

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERÍA  
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

SECCIÓN DE POSTGRADO Y SEGUNDA ESPECIALIZACIÓN



**“DISEÑO, FABRICACIÓN Y EXPERIMENTACIÓN DE UN  
MOTOR A REACCIÓN CON FINES DE INVESTIGACIÓN”**

TESIS

PARA OPTAR EL GRADO ACADÉMICO DE:  
MAESTRO EN CIENCIAS CON MENCIÓN EN  
MOTORES DE COMBUSTIÓN INTERNA

GUSTAVO ORDÓÑEZ CÁRDENAS

LIMA – PERÚ

2014

**Digitalizado por:**

Consortio Digital del  
Conocimiento MebLatam,  
Hemisferio y Dalse

## **AGRADECIMIENTOS**

**A mi asesor M.Sc. Jaime Ravelo Chumioque por su orientación en el desarrollo de esta Tesis.**

**A la UNI por darme la oportunidad para realizar mis estudios de Postgrado en la Especialidad de Motores de Combustión Interna.**

**A la Dirección de Investigación y Desarrollo Tecnológico del Ejército (DIDETEC) y a la Escuela de Blindados del Ejército Peruano por prestarme sus Instalaciones para efectuar las pruebas de lanzamiento.**

**Al Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR S.R.L.), por cederme sus instalaciones para la fabricación y pruebas estáticas de los motores a reacción.**

## INDICE

	Pág.
DEDICATORIA:	II
AGRADECIMIENTOS	III
RESUMEN	XXV
SUMMARY	XXVII
INTRODUCCIÓN	XXIX
CAPÍTULO I	32
ASPECTOS GENERALES DE LA INVESTIGACIÓN	32
1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	32
1.2 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	35
1.3 OBJETIVOS	36
1.3.1 OBJETIVO GENERAL	36
1.3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	36
1.4 HIPÓTESIS	37
1.4.1 HIPÓTESIS GENERAL	37
1.4.2 HIPÓTESIS ESPECÍFICAS	37
1.5 VARIABLES E INDICADORES	38
1.6 METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN	40
1.7 NIVEL DE INVESTIGACIÓN	40
1.8 NOVEDAD CIENTÍFICA	41
1.9 IMPORTANCIA Y JUSTIFICACIÓN DE LA TESIS	43
1.10 LIMITACIONES	44
1.10.1 LIMITACIÓN TEMPORAL	44
1.10.2 LIMITACIÓN ESPACIAL	44
1.10.3 LIMITACIÓN CONCEPTUAL	45
1.11 ANTECEDENTES DEL ESTUDIO	46
1.11.1 A NIVEL NACIONAL	46
1.11.2 A NIVEL INTERNACIONAL	47
CAPÍTULO II	51

FUNDAMENTO TEÓRICO	51
2.1 ESTADO DEL ARTE.	51
2.2 PROCESOS DE LOS MOTORES A REACCIÓN.	52
2.2.1 LA TERCERA LEY DE NEWTON.	52
2.2.2 HISTORIA Y DESARROLLO DEL COHETE	54
2.2.3 PRINCIPALES CARACTERÍSTICAS QUE DEBE TENER UN COHETE DE COMBUSTIBLE QUIMICO	63
2.2.4 MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO	63
2.2.5 COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO	65
2.2.5.1 CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO	70
2.2.5.2 EL COHETE ALEMÁN V-2	73
2.2.5.3 EL AVIÓN COHETE RUSO BI	79
2.2.5.4 EL AVIÓN COHETE ALEMÁN MESSERSHMITT ME-163B “KOMET”	85
2.2.5.5 EL INTERCEPTOR ALEMÁN NATTER Ba-349 <sub>a</sub> DE BACHEM	89
2.2.5.6 LOS COHETES RUSOS GIRD-09 Y GIRD-X	94
2.2.5.7 DE TSIOLKOVSKI AL A-4 Ó V-2	95
2.3 CICLOS TEÓRICOS DE LOS MOTORES COHETE	104
2.3.1 CICLO TEÓRICO DEL MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO	104
2.3.2 CICLO TEÓRICO DEL MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO	105
2.4 MECÁNICA DE VUELO DE LOS MOTORES COHETE	109
2.4.1 MOVIMIENTO RECTILÍNEO DEL COHETE MONOETÁPICO	109
2.4.1.1 ECUACIÓN FUNDAMENTAL DEL MOVIMIENTO DE UN COHETE, “FÓRMULA DE TSIOLKOVSKI”	109
2.4.1.2 LEYES DE LA VARIACIÓN DE LA MASA DEL COHETE	113
2.4.1.3 SEGUNDO PROBLEMA DE TSIOLKOVSKI	116
2.4.2 REGÍMENES ÓPTIMOS DE MOVIMIENTO EN LOS PROBLEMAS DE TSIOLKOVSKI	119
2.4.3 MOVIMIENTO RECTILÍNEO DEL COHETE MULTIETÁPICO (MULTIFÁSICO)	126
2.4.3.1 FÓRMULA DE TSIOLKOVSKI PARA COHETES MULTIETÁPICOS	126
2.4.4 ANÁLISIS COMPARATIVO DE LAS CARACTERÍSTICAS DE LOS COHETES DE UNA, DOS Y TRES ETAPAS	138
2.4.4.1 COHETE DE UNA SOLA ETAPA	139

2.4.4.2 COHETE DE DOS ETAPAS	139
2.4.4.3 COHETE DE TRES ETAPAS	140
2.5 COMBUSTIBLES PARA COHETES	141
2.5.1 CLASIFICACIÓN DE LOS COMBUSTIBLES PARA COHETES	142
2.5.1.1 POR SU ESTADO FÍSICO	142
2.5.1.2 POR EL PROCEDIMIENTO DE SUMINISTRAR EL OXIDANTE	143
2.5.1.3 POR LA FORMA DE ENCENDIDO Ó INFLAMACIÓN	145
2.5.2 COMPOSICIÓN Y CARACTERÍSTICAS DE LOS COMBUSTIBLES PARA COHETES	145
2.5.2.1 PROPULSORES SÓLIDOS DE DOBLE BASE	145
2.5.2.2 PROPULSORES LÍQUIDOS	146
2.5.2.3 PROPULSORES SÓLIDOS	149
2.5.2.4 CRITERIOS PARA LA SELECCIÓN DE PROPULSORES	150
2.5.3 VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO	151
2.5.3.1 DISEÑO DEL GRANO DEL COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO	153
2.5.3.2 CONSUMO DE PROPULSANTE SÓLIDO	156
2.6 SISTEMAS DE ENCENDIDO DE LOS PROPULSORES DE LOS COHETES	158
2.6.1 SISTEMA DE ENCENDIDO PIROTÉCNICO	158
2.6.2 SISTEMA DE ENCENDIDO ELÉCTRICO	160
2.6.3 SISTEMA DE ENCENDIDO POR PUNTOS CALIENTES Ó PAREDES CALIENTES	161
2.6.4 SISTEMA DE ENCENDIDO POR DARDO	161
2.6.5 SISTEMA DE ENCENDIDO CATALÍTICO	162
2.6.6 SISTEMA DE ENCENDIDO HIPERGÓLICO	163
2.7 CÁMARAS DE COMBUSTIÓN PARA COHETES	164
2.7.1 EVAPORACIÓN Y COMBUSTIÓN DEL PROPULSOR	164
2.7.2 COMBUSTOR CILÍNDRICO CON TOBERA CONVERGENTE	167
2.7.3 SALIDA DE GASES POR TOBERAS CONVERGENTES	168
2.7.4 TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE (TOBERA DE LAVAL)	172
2.7.5 HISTORIA DE DISTINTOS CHORROS PULVERIZADOS DE PROPULSORES EN UN COMBUSTOR CILÍNDRICO	177
2.7.6 COMO AFECTAN LOS FACTORES DE TRABAJO SOBRE LAS HISTORIAS DEL CHORRO PULVERIZADO	178

## VII

2.7.7	CARACTERÍSTICAS DE FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR COHETE Y VAPORIZACIÓN DEL PROPULSOR	180
2.7.8	LONGITUD DEL COMBUSTOR (CÁMARA DE COMBUSTIÓN)	182
2.7.9	COMO DETERMINAR EL RADIO MEDIO DE LA GOTA	183
2.7.10	PRINCIPALES CARACTERÍSTICAS DE LOS COHETES	184
2.7.11	RENDIMIENTO DE PROPULSIÓN DE LOS COHETES	185
2.8	COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO	187
2.8.1	ECUACIONES BÁSICAS DE LOS COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO	187
2.8.2	VUELO VERTICAL PROPULSADO	190
2.8.3	VUELO VERTICAL POR INERCIA (DESLIZAMIENTO)	193
2.8.4	LA VELOCIDAD DE ESCAPE	195
2.8.5	RESTRICCIONES EN ( $\beta$ ) Y ( $\pi$ ) IMPUESTO POR LAS ACELERACIONES	195
2.8.6	LA VELOCIDAD DE SALIDA POR LA TOBERA	198
2.8.7	CANTIDAD DE FLUJO DE MASA REQUERIDA	202
2.8.8	EMPUJE E IMPULSO ESPECÍFICO	204
2.8.9	ALGUNOS DATOS IMPORTANTES PARA EL VUELO VERTICAL	204
2.8.10	RETRO-COHETES	207
2.8.11	MISIONES DE LA TIERRA A LA LUNA	211
2.8.12	COHETES DE DOS ETAPAS	215
2.8.13	GRAVEDAD DE RETORNO Y ÓRBITAS CIRCULARES	220
2.8.14	RESUMEN SOBRE LA GRAVEDAD DE RETORNO Y ORBITAS CIRCULARES.	222
2.9	COHETES DE COMBUSTIBLE SÓLIDO	223
2.9.1	COMBUSTIBLE SÓLIDOS Y PÓLVORAS. INTRODUCCIÓN	223
2.9.2	LA TEMPERATURA DE LA LLAMA ADIABÁTICA	224
2.9.3	COMBUSTIBLES SÓLIDOS COMO PROPULSANTES DE COHETES	228
2.9.4	PÓLVORAS COMO PROPULSANTES	231
	CAPÍTULO III	241
	DISEÑO DE UN MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR LÍQUIDO	241
3.1	DISEÑO DE UN COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO MONOPROPULSANTEA BASE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO)	241

3.1.1	FLUJO DE MASA NECESARIO	241
3.1.2	VELOCIDAD REAL DE LOS GASES A LA SALIDA	241
3.1.3	RELACIÓN DE PRESIÓN DE SALIDA A LA PRESIÓN DE ENTRADA	241
3.1.4	NÚMERO DE MACH TEÓRICO A LA SALIDA	242
3.1.5	TEMPERATURA TEÓRICA DE LOS GASES A LA SALIDA	242
3.1.6	VELOCIDAD TEÓRICA DE LOS GASES A LA SALIDA	242
3.1.7	TEMPERATURA REAL DE LOS GASES A LA SALIDA	242
3.1.8	VELOCIDAD REAL DE LOS GASES A LA SALIDA	243
3.1.9	GASTO MÁSSICO POR LA TOBERA	243
3.1.10	EMPUJE DEL MOTOR COHETE	243
3.1.11	IMPULSO ESPECÍFICO	243
3.1.12	GASTO ESPECÍFICO DE COMBUSTIBLE	243
3.1.13	RELACIÓN PERÓXIDO DE HIDRÓGENO / NITRÓGENO	243
3.1.14	TIEMPO DE COMBUSTIÓN (DESCOMPOSICIÓN) ESPERADO	243
3.1.15	MASA TOTAL DEL PROPULSANTE	243
3.1.16	MASA DEL PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	244
3.1.17	VOLUMEN QUE OCUPA EL PERÓXIDO DE HIDRÓGENO A 25 BAR	244
3.1.18	VOLUMEN DEL TANQUE DE NITRÓGENO	245
3.1.19	DIMENSIONES DEL TANQUE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	245
3.1.20	DIMENSIONES DEL TANQUE DE NITRÓGENO COMPRIMIDO	246
3.1.21	DIMENSIONES DEL GENERADOR DE GASES (VAPORIZADOR)	247
3.1.22	DISEÑO DEL TANQUE DE NITRÓGENO COMPRIMIDO	247
3.1.23	DISEÑO DEL TANQUE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	250
3.1.24	DISEÑO DEL VAPORIZADOR DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	252
3.1.25	DESCOMPOSICIÓN DEL PERÓXIDO DE HIDRÓGENO (H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ) CONCENTRADO AL 95%+5% AGUA	254
3.1.26	CARACTERÍSTICAS DEL GAS MEZCLADO PROVENIENTE DE LA DESCOMPOSICIÓN AL ENTRAR A LA TOBERA	254
3.1.27	CÁLCULO DE LA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE (DE LAVAL)	256
3.1.28	CÁLCULO DE LOS PESOS DE LOS DISTINTOS COMPONENTES DEL COHETE	260

3.1.29 RENDIMIENTO TÉRMICO DEL COHETE	271
3.1.30 VELOCIDAD FINAL QUE ALCANZA EL COHETE	272
3.1.31 RENDIMIENTO DE PROPULSIÓN DEL COHETE	272
3.1.32 RENDIMIENTO TOTAL DEL COHETE	272
3.1.33 RENDIMIENTO TOTAL INTEGRAL DEL COHETE	272
3.1.34 TRABAJO DE EMPUJE DEL MOTOR COHETE	272
3.1.35 ESTABILIDAD DEL MOTOR COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	273
3.1.36 VUELO VERTICAL DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	280
3.1.37 VUELO DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO CON OTROS ÁNGULOS DE LANZAMIENTO (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE)	287
3.1.38 VUELO DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO CON UN ÁNGULO DE LANZAMIENTO DE 45° (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE)	287
3.1.39 VUELO DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO CON UN ÁNGULO DE LANZAMIENTO DE 60° (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE)	294
3.1.40 VUELO DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO CON UN ÁNGULO DE LANZAMIENTO DE 75° (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE)	301
3.1.41 CÁLCULO DE LA RESISTENCIA AERODINÁMICA PARA EL TRAMO DE VUELO PROPULSADO	308
3.1.42 CUADRO COMPARATIVO DE PERFORMANCE DE UNA FAMILIA DE COHETES LÍQUIDOS MONOPROPULSANTES A BASE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	312
3.1.43 PROGRAMA DE SIMULACIÓN DE VUELO DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO	314
CAPÍTULO IV	317
DISEÑO DE UN MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO	317
4.1 DISEÑO DE UN COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO DE PROPULSORES COMPUESTOS	317

4.2	INTRODUCCIÓN A LAS CARTAS DE DISEÑO PARA MOTORES COHETES SÓLIDOS	318
4.3	CARTAS DE DISEÑO EXPERIMENTALES	319
4.4	DESARROLLO DE LAS CARTAS DE DISEÑO	321
4.5	DETERMINACIÓN DEL FACTOR ( $K_n$ )	323
4.6	EJEMPLOS DE USO FRECUENTE	327
4.7	CÁLCULO DE LA PRESIÓN ESTADO-ESTABLE: INICIAL, MÁXIMO Y FINAL EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN DE CONFIGURACION BATES	331
4.8	CÁLCULO DEL PESO DEL PROPULSANTE	337
4.9	EMPUJE TOTAL DESARROLLADO POR EL MOTOR A REACCIÓN SÓLIDO	338
4.10	DISEÑO DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN DEL MOTOR SÓLIDO	338
4.11	CÁLCULO DE LOS PESOS DEL MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO	339
4.12	FLUJO DE MASA POR LA GARGANTA DE LA TOBERA	343
4.13	TIEMPO TOTAL DE COMBUSTIÓN DEL MOTOR A REACCIÓN SÓLIDO	343
4.14	ESTABILIDAD DEL MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO	344
4.14.1	DISEÑO DE LAS ALETAS DEL COHETE DE PROPULSOR SÓLIDO	344
4.14.2	CÁLCULO DE LA ESTABILIDAD DEL COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO (UTILIZANDO EL MÉTODO DE BARROWMAN)	346
4.15	CÁLCULO DE LA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE (DE LAVAL)	350
4.16	VUELO VERTICAL DEL MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO	354

CAPÍTULO V	356
DISCUSIÓN DE RESULTADOS Y CONTRASTACIÓN DE HIPÓTESIS	356
5.1 DISCUSIÓN DE RESULTADOS	356
5.2 CONTRASTACIÓN DE LA HIPÓTESIS PLANTEADAS	369
CONCLUSIONES	372
RECOMENDACIONES	374
BIBLIOGRAFÍA	375
ANEXOS	379
PLANOS	394
FOTOS	404
REPORTES PERIODISTICOS	417

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1:	Dibujo del “Carro de Newton” año 1687	52
Figura 2:	Máquina de Hero, invención en el año 120-130 antes de Cristo	53
Figura 3:	Cohete Pirotécnico	54
Figura 4:	El sabio mandarín Wan Po y su extraña máquina	55
Figura 5:	Detalles del cohete de dos pulgadas de K.I. Konstantinov y vista general Del ajuste de Lanzamiento	56
Figura 6:	Cohetes de Konstantinov	57
Figura 7:	Esquema de un cohete de combustible sólido de una sola etapa	59
Figura 8:	Esquema de un cohete de combustible sólido de 3 etapas	60
Figura 9:	Cohete de Combustible Sólido de Quemado Restringido	64
Figura 10:	Escuadrilla de Cohetes de Tsiolkovski	68
Figura 11:	Motor cohete de Goddard de propulsor líquido(los Propulsores se precarizaban con oxígeno líquido)	69
Figura 12:	Motor Cohete de Oberth de propulsor líquido con calentamiento Regenerativo de alcohol y refrigeración por película	70
Figura 13:	Cohete de Combustible Líquido	72
Figura 14:	Parte trasera del cohete V-2	73
Figura 15:	Diagrama de flujo del sistema propulsor del cohete Alemán V-2	75
Figura 16:	Cámara de Combustión y Tobera convergente-divergente del Cohete V-2	77
Figura 17:	Partes Principales del Cohete Alemán V-2 (A-4). Con este misil los Alemanes bombardearon Londres durante la Segunda Guerra Mundial	78
Figura 18:	El Cohete Caza Ruso BI	83
Figura 19:	El Messerschmitt Me-163 B-1	86
Figura 20:	El Natter Ba-349a de Bachem	92
Figura 20.a:	El Cohete Ruso GIRD-09	94
Figura 20.b:	El Cohete ruso GIRD-X. El que aparece en primer Plano a la izquierda es S.P. Korolev	94
Figura 20.1	Desarrollo de Cohetes desde Tsiolkovski al A-4 ó V-2	95 al 103
	Al 20.20:	
Figura 21:	Cámara de Combustión de un Cohete Sólido	104
Figura 22:	Ciclo Termodinámico de un Motor Cohete Sólido	104
Figura 23:	Cámara de Combustión de un Cohete Líquido	108

Figura 24:	Ciclo Termodinámico de un Cohete Líquido	108
Figura 25:	Esquema de Velocidades	110
Figura 26:	Diagrama Empuje vs. Tiempo	114
Figura 27:	Esquema de Velocidades del Vuelo Vertical	116
Figura 28:	Cohete de tres etapas con separación sucesiva de estas	127
Figura 29:	Esquema del Cohete de múltiples Etapas.	128
Figura 30:	Dependencias de la carga útil a dimensional respecto de La velocidad, para cohetes de varias etapas, si: $I_{esp.} = 300s$	140
Figura 31:	Dependencia de la carga útil a dimensional respecto de La velocidad, para cohetes de varias etapas, si $S=10$	141
Figura 32:	Motor Cohete con propulsor sólido de quemado por una de sus bases	153
Figura 33:	Sección recta tubular de un propulsor sólido y su relación Empuje – Tiempo (progresivo)	154
Figura 34:	Sección de tubo y barra de un propulsor sólido y su relación Empuje – Tiempo (constante)	155
Figura 35:	Sección de tubo en estrella de un propulsor sólido y su relación Empuje–Tiempo (regresivo)	155
Figura 36:	Características de la velocidad de quemado para varios Propulsantes heterogéneos a 15.5°C (Fuente: Aerojet–General Corp.)	157
Figura 37:	Efecto de la Temperatura del Propulsante sobre la velocidad Lineal de quemado de un propulsante heterogéneo (Fuente: Aerojet–General Corp.)	157
Figura 38:	Cápsula pirotécnica fulminante (Holex) para elevada altitud	158
Figura 39:	Ignitor (Holex) para motores cohete grandes	159
Figura 40:	Bujía con dos tipos de abertura	160
Figura 41:	Bujía de huelgo superficial	160
Figura 42:	Cohete usando mono propulsor con bujía incandescente Y pantallas calientes para el encendido	161
Figura 43:	Cohete utilizando bipropulsor de encendido por dardo Iniciado por bujía incandescente	162
Figura 44:	Cohete con lecho catalítico para el encendido	163
Figura 45:	Historias típicas de gotas de heptano	165
Figura 46:	Historias típicas de las gotas de una pulverización idealizada de heptano	167
Figura 47:	Combustor cilíndrico y Tobera cónica convergente	168

Figura 48:	Tobera convergente subsónica	168
Figura 49:	Dependencia entre los parámetros $\psi$ y $G$	172
Figura 50:	Tobera Convergente–Divergente (de Laval)	176
Figura 51:	Variación de $C^*$ ideal con la relación de Mezcla (Fuente: NASA, Technical report-R.J Priem y M.F. Heidman, 1960)	181
Figura 52:	Efectos relativos de la vaporización sobre el rendimiento ( $C^*$ )	181
Figura 53:	Valores medios de longitud de combustor para una desviación Típica del chorro pulverizado líquido de 2.3	182
Figura 54:	Tamaño de gota ( $r_m$ ) en función del diámetro del surtidor ( $d_j$ ) para tres tipos de pulverizaciones	184
Figura 55:	Esquema para la Formulación del Vuelo de un Cohete Líquido	188
Figura 56:	Representación gráfica de la ecuación No. 7.2, Velocidad – Masa para un cohete no sujeto a fuerzas externas.	189
Figura 57:	Cohete en vuelo vertical	191
Figura 58:	Relación entre la Razón de Masa del Propulsante Y Relación de Quemado	197
Figura 59:	Motor Cohete quemado propulsores líquidos	199
Figura 60:	Altitud vs. Relación Equivalente	207
Figura 61:	Esquema y notación e un retro-cohete	208
Figura 62:	Un alunizaje suave en la luna para un Retro –cohete con: $V_e = 3048$ a/s y $V_{bo} = 3.05$ a/s	210
Figura 63:	Un arreglo simplificado de la tierra y la luna estacionarias	213
Figura 64:	Variación de la velocidad con la posición vertical de un Cohete con lanzamiento vertical justo desde el punto de “gravedad cero”	214
Figura 65:	Vuelo propulsado de un cohete de dos etapas	216
Figura 66:	Esquema de un cohete de dos etapas (las etapas son identificados Con números romanos y enumerados en el orden del quemado)	217
Figura 67:	Variación de la velocidad de combustión de la segunda etapa	219
Figura 68:	Variación de la relación ( $m_p/m_s$ ) con la masa del propulsante ( $m_p$ )	220
Figura 69:	Transferencia tipo HOHMANN desde la tierra hacia la luna	221
Figura 70:	Vuelo propulsado actuando la gravedad de retorno	222
Figura 71:	Cohete de combustible sólido	229
Figura 72:	Cohete de combustible sólido (mostrando el comportamiento de un Motor estable e inestable, dependiendo del valor de $n$ , en la ecuación (8.13)	230

Figura 73:	Motor cohete de combustible sólido, y su curva (empuje-tiempo) asociado	231
Figura 74:	Esquema del Comportamiento de la Pólvora dentro de un Cilindro con un Pistón	232
Figura 75:	Cálculos del disparo de un cañón, $D = 0.6$ , Tiempo de quemado 1/1000 segundos	237
Figura 76:	Efecto del tiempo de quemado sobre la presión estática (P)	238
Figura 77:	Efecto del factor de carga sobre la presión estática (P)	238
Figura 78:	Esquema del vaporizador con la tobera convergente-divergente y la expansión de los gases en el diagrama T-S	242
Figura 79:	Tanque de peróxido de hidrogeno	246
Figura 80:	Tanque de nitrógeno comprimido	246
Figura 81:	Generador de gases (vaporizador)	247
Figura 82:	Tanque de nitrogeno comprimido	248
Figura 83:	Tanque de peróxido de hidrógeno	250
Figura 84:	Vaporizador	253
Figura 85:	Expansión de los Gases en la Tobera	256
Figura 86:	Dimensiones de la tobera convergente-divergente	257
Figura 87:	Expansión de los gases en la tobera de Laval	259
Figura 88:	Dimensiones del tanque de nitrógeno	261
Figura 89:	Dimensiones del tanque de peróxido de hidrogeno.	262
Figura 90:	Dimensiones del vaporizador	263
Figura 91:	Dimensiones de la Tobera convergente-divergente	264
Figura 92:	Parte convergente de la Tobera	265
Figura 93:	Parte divergente de la Tobera	266
Figura 94:	Dimensiones del fuselaje	268
Figura 95:	Dimensiones de las aletas direccionales	269
Figura 96:	Esquema del cohete para el cálculo de las aletas	273
Figura 97:	Primera dimensión de las aletas	274
Figura 98:	Segunda dimensión de las aletas	274
Figura 99:	Esquema para el cálculo del Centro de presiones	275
Figura 100:	Esquema para el cálculo del centro de gravedad	278
Figura 101:	Ubicación del Centro de gravedad y del Centro de Presiones en El cohete de propulsor liquido	280

Figura 102:	Secuencia del vuelo vertical	281
Figura 103:	Perfil de la secuencia de vuelo del cohete líquido	287
Figura 104:	Vuelo activo (propulsado) a 45 con la horizontal	288
Figura 105:	Vuelo por inercia con un ángulo de 45 grados	289
Figura 106:	Secuencia del vuelo en el último tramo por inercia con un Ángulo de lanzamiento de 45 grados	292
Figura 107:	Vuelo Propulsado con un ángulo de 60 grados	295
Figura 108:	Vuelo por inercia para un ángulo de lanzamiento de 60 grados	297
Figura 109:	Vuelo por inercia en el ultimo tramo par un angulo de lanzamiento de 60 grados	299
Figura 110:	Tramo activo de vuelo para un ángulo de lanzamiento de 75 grados	303
Figura 111:	Vuelo por inercia paran un ángulo de lanzamiento de 75 grados	304
Figura 112:	Vuelo por inercia en el último tramo con un ángulo de Lanzamiento de 75 grados	306
Figura 113:	Esquema para el cálculo de la resistencia aerodinámica	309
Figura 114:	Carta de diseño para un propulsante a base de KN-Sorbitol	319
Figura 115:	Carta de diseño para un propulsante a base de KN-Dextrosa	320
Figura 116:	Carta de diseño para un propulsante a base de KN-Sacarosa	320
Figura 117:	Grano cilíndrico hueco	323
Figura 118:	Grano BATES	324
Figura 119:	Perfiles ( $K_n$ ) para granos BATES	325
Figura 120:	Representación de un grano BATES con la regresión del diafragma	326
Figura 121:	Utilización de la carta de diseño para un propulsante a base de KN-Dextrosa	334
Figura 122:	Fuselaje del cohete solido	339
Figura 123:	Tapón superior del cohete solido	339
Figura 124:	Morro u ojiva del cohete solido	340
Figura 125:	Tobera convergente-divergente del cohete solido	340
Figura 126:	Aletas estabilizadoras del cohete solido	341
Figura 127:	Inhibidor de PVC del cohete sólido.	341
Figura 128:	Dimensiones exteriores del cohete solido de tres pulgadas de diámetro	344
Figura 129:	Dimensiones de las aletas direccionales del cohete solido	345
Figura 130:	Ubicación de las aletas para el cálculo del Centro de Presiones(CP)	346
Figura 131:	Ubicación de los pesos para el cálculo del centro de gravedad (CG)	348

Figura 132:	Ubicación del Centro de gravedad (CG) y del Centro de Presiones (CP)	350
	En el motor a reacción de propulsor sólido	
Figura 133:	Expansión en la tobera en el diagrama T-S	351
Figura 134:	Detalles del proceso de expansión en la tobera	352
Figura 135:	Dimensiones de la tobera del motor cohete sólido.	352

## LISTA DE TABLAS

Tabla No.1:	Clasificación de los motores térmicos	34
Tabla No.2:	Velocidad final del cohete en función al número de etapas	62
Tabla No.3:	Velocidad final de la escuadrilla de cohetes	67
Tabla No.4:	Velocidad del cohete en función de la relación de masas	111
Tabla No.5:	Propulsores líquidos para motores cohete	148
Tabla No.6:	Parámetros de la combustión para cohetes líquidos	152
Tabla No.7:	Dimensiones y numero de gotas	164
Tabla No.8:	Radio de las gotas y longitud del combustor	166
Tabla No.9:	Perfil para los canales para distintos regímenes de flujo	175
Tabla No.10:	Pulverización de propulsores típicos obtenidos del análisis de Vaporización de un combustor cilíndrico	179
Tabla No.11:	Parámetros de un Vuelo Vertical	198
Tabla No.12:	Resultados para Propulsores (Keroseno/Oxígeno Líquido) $C_{10}H_{22}$ (Líquido) + y $O_2$ (Líquido)	201
Tabla No.13:	Resultados para Propulsores (Hidrógeno Líquido/Oxígeno Líquido)	201
Tabla No.14:	Cohete de: Keroseno/Oxígeno Líquido ( $C_{10}H_{22}/O_2$ )	206
Tabla No.15:	Cohete de: Hidrógeno Líquido/Oxígeno Líquido ( $H_2/O_2$ )	206
Tabla No.16:	Gravedades y radios de la Tierra y la Luna	212
Tabla No.17:	Características de cohetes de dos etapas	216
Tabla No.18:	Masas para un cohete de dos etapas	218
Tabla No.19:	Valores de $\pi$ , $\beta$ y $\Delta V$ para un cohete de dos etapas	219
Tabla No.20:	Fracciones molares de algunos gases	227
Tabla No.21:	Peso molecular y velocidad de combustión para algunos gases	233
Tabla No.22:	Comparación de los cálculos de la velocidad en la boca del cañón	239
Tabla No.23:	Combinaciones de tiempo de quemado y carga para obtener diferentes Velocidades y picos de presión.	240
Tabla No.24:	Cuadro comparativo de performance de cohetes de propulsor liquido	312
Tabla No.25:	Presión de la cámara del motor cohete como una función del Propulsante: KN-Sorbitol (65/35)	322
Tabla No.26:	Presión de la cámara del motor cohete como una función del Propulsante: KN-Dextrosa (65/35)	322

Tabla No.27: Presión de la cámara del motor cohete como una función del propulsante: KN-Sacarosa (65/35)	323
Tabla No.28: Resultados del cálculo de la tobera convergente-divergente	353
Tabla No.29: Vuelo vertical del motor a reacción de propulsor solido de tres pulgadas De diámetro	354
Tabla No.30: Motores a reacción de propulsión liquida (Lanzamiento a 45° con la horizontal)	357
Tabla No.31: Características técnicas de cohetes de propulsor sólido.	361
Tabla No.32: Costos del Motor a Reacción de Propulsor Líquido Monopropulsante A Base de Peróxido de Hidrógeno	363
Tabla No.33: Costos del Motor a Reacción de Propulsor Sólido	365
Tabla No.34: Comparación de Costos del Motor a Reacción de Propulsor Sólido En su versión Antitanque con otros cohetes o misiles similares Importados	367

## LISTA DE SIMBOLOS

## SIMBOLOGÍA

$V_f$  = *Velocidad Final que alcanza el cohete (Velocidad máxima)*

$V_e$  = *Velocidad de escape de los gases por la tobera*

$q$  = *Calor entregado en un determinado proceso*

$h$  = *Entalpía*

$C_p$  = *Calor específico a presión constante*

$n_t$  = *Rendimiento térmico*

$M_0$  = *Masa inicial del cohete*

$M_f$  = *Masa final del cohete*

$g$  = *aceleración de la gravedad*

$t$  = *Tiempo; Espesor de plancha*

$H_{max}$  = *Altura máxima*

$L_{max}$  = *Alcance máximo*

$M_p$  = *Masa del propulsante*

$\pi_0$  = *Relación de masas*

$I_{sp}$  = *Impulso específico de un propelente*

$H_{\mu}$  = Poder calorífico inferior de un combustible

$\gamma$  = Velocidad de combustión lineal del propulsor

$\dot{W}_p$  = Consumo de propulsor sólido.

$A$  = Área de la sección de un ducto

$v$  = Volúmen específico del gas

$M$  = Número de Mach

$a$  = Velocidad local del sonido

$A_{min}$  = Área de la sección mínima de la tobera

$k$  = Relación de calores específicos

$p_c$  = Presión en la cámara de combustión

$O/F$  = Relación Oxidante/combustible

$\Delta_M$  = Incremento de masa

$\Delta_v$  = Incremento de velocidad

$E$  = Empuje

$C_d$  = Coeficiente de arrastre

$T_c$  = Temperatura en la cámara de combustión

$T_e$  = *Temperatura a la salida de la tobera*

$DEX$  = *Dextrosa*

$KN$  = *Nitrato de Potasio*

$G_\Sigma$  = *Flujo de masas*

$A/A^*$  = *Relación de áreas*

$T/T_0$  = *Relación de temperaturas*

$N_2$  = *Nitrógeno.*

$H_2O_2$  = *Peróxido de Hidrógeno*

$\sigma_y$  = *Esfuerzo de fluencia*

$\sigma_{ad}$  = *Esfuerzo admisible*

$f.s$  = *Factor de seguridad*

$R_{mezcla}$  = *Constante de los gases de la mezcla*

$\mu_{mezcla}$  = *Peso molecular de la mezcla*

$X_{CP}$  = *Distancia hasta el CP contado a partir de la punta del morro*

$X_{CG}$  = *Distancia hasta el CG contado a partir de la punta del morro*

$V_{b0}$  = *Velocidad del cohete al terminar de quemar el comobustible*

$M_{b0}$  = *Masa al terminar de quemar todo el combustible*

$Z_{\text{máx}}$  = *Altura máxima que alcanza el cohete (apogeo)*

$F_R$  = *Fuerza de resistencia aerodinámica*

$C_W$  = *Coficiente de resistencia aerodinámica*

$t_T$  = *Tiempo total de vuelo*

$A_{b \text{ inicial}}$  = *Área superficial de quemado inicial del grano*

$A_{b \text{ máx}}$  = *Área superficial de quemado máxima del grano*

$A_{b \text{ final}}$  = *Área superficial de quemado final del grano*

$d_g$  = *Diámetro de la garganta de la tobera*

$K_n$  = *Relación área de quemado superficial  
/área de la garganta de la tobera*

$p_{\text{máx}}$  = *Presión máxima en la cámara de combustión.*

$C^*$  = *Velocidad de salida característica*

$\rho_a$  = *Densidad del aire*

$\rho_{\text{Grano}}$  = *Densidad del grano*

$X$  = *Superficie de regresión lineal*

$Bates$  = *Tipo de grano segmentado e inhibido por el exterior*

$\gamma$  = *Ángulo de la parte divergente de la tobera*

$\theta$  = *Ángulo de lanzamiento*

$\pi$  = *Razón de masas del propulsante*

$\beta$  = *Relación de quemado.*

**RESUMEN**

En esta investigación se ha logrado evaluar la mejor manera de diseñar, fabricar y experimentar un Motor a Reacción con fines de Investigación con la finalidad de resolver algunos problemas tecnológicos del país como son: La Investigación Aeroespacial, la caída de granizo y la falta de lluvias en algunas zonas del país, equipamiento con artillería reactiva a nuestras Fuerzas Armadas, que actualmente importan el 100% de este tipo de Material, lo que nos permitiría un gran ahorro de divisas.

El Trabajo de Investigación se realizó en el Instituto de Motores de Combustión Interna, de la Facultad de Ingeniería Mecánica – Energía, de la Universidad Nacional del Callao, en las Instalaciones del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR S.R.L.), en los desiertos aledaños a la ciudad de Lima, en la Base de la Escuela de Blindados del Ejército Peruano de Piedras Gordas en Ancón, durante un periodo de 8 años, desde el año 2004 hasta la actualidad.

En esta investigación se probó diferentes tipos de combustibles en diferentes proporciones y configuraciones, logrando quedarnos finalmente con un propulsante del tipo compuesto o heterogéneo, es decir las moléculas están formadas por mezclas de oxidante, que en este caso es una sal inorgánica (Nitrato de Potasio) y parte combustible (Dextrosa), más 2% de Aditivos Balísticos, que forman un compuesto muy estable, que se quemará en una cámara de combustión, generando gran cantidad de gases a elevada presión y temperatura, estos gases luego se expansionan en una Tobera convergente – divergente proporcionando el empuje respectivo.

Luego de concluir el Diseño, se procedió a la Fabricación de 6 prototipos: 3 destinados a efectuar pruebas estáticas tales como: Medición del Empuje, Tiempo de Combustión, Temperatura de Combustión, Presión en la Cámara de Combustión, etc.; y los 3 Prototipos restantes están destinados a efectuar pruebas de vuelo que además constatarán con un Sistema de Recuperación de la carga útil por un paracaídas de frenado a fin de recuperar los datos medidos por los Instrumentos de a bordo.

Además se diseñó y Fabricó 2 prototipos de cohetes de Propulsor Líquido Monopropulsante, a base de Peróxido de Hidrógeno concentrado al 95% + 5% de Agua; que con la ayuda de un Catalizador (Dióxido de Manganeso), se descompone en vapor de Agua y Oxígeno a una Temperatura de 972°C, estos gases salen por la Tobera Convergente–Divergente a alta velocidad generando el empuje del Motor a Reacción.

Este Proyecto es Totalmente novedoso, e innovador, pues se ha logrado una forma original del procedimiento para la obtención del propulsante, luego para el diseño de la Balística Interna y por el gran criterio innovador de utilizar materiales y métodos utilizados en otras industrias para un fin específico que es la obtención de un Motor a Reacción de Tecnología Nacional.

La idea para realizar este Proyecto de Investigación, se viene estudiando por lo menos desde hace 30 años, primero como un estudio teórico, y luego con la gran cantidad de Información Técnica acumulada, se decidió realizar los diseños y experimentación, es así que el 01 de Octubre del Año 2004 se realizó el primer Lanzamiento experimental exitoso, y hasta el día de hoy se lleva más de 200 Lanzamientos exitosos.

**PALABRAS CLAVES:** propelente, tecnología, reacción, pruebas estáticas, lanzamientos, cámara de combustión, alcance, peróxido de hidrogeno, dióxido de manganeso, dextrosa, nitrato de potasio, aditivos balísticos, granos, BATES, propulsión, empuje.

## SUMMARY

This research has been evaluating the best way to design, fabricate and test a jet engine for research in order to solve some technical problems in the country such as: Aerospace Research, hailstones and rain failure in some areas of the country, equipped with artillery reactive to our Armed Forces, which currently import 100% of this type of material, allowing us to save a lot of foreign exchange.

The research was conducted at the Institute for Internal Combustion Engines, Faculty of Mechanical Engineering - Energy, the National University of Callao, in the facilities of the Research Institute of jet engines (IDIMAR SRL), in deserts bordering the city of Lima, in the Base of the School of the Peruvian Army Armored Piedras Gordas in Ancon, over a period of eight years, from 2004 to the present.

In this investigation, different types of fuels tested at different ratios and configurations staying finally achieving a composite propellant or heterogeneous type, ie molecules are formed by oxidizing mixtures, which in this case is an inorganic salt (potassium nitrate ) and fuel portion (Dextrose), plus 2% Ballistic Additives, which form a very stable compound which is burned in a combustion chamber, generating a large amount of gas at elevated pressure and temperature, these gases then expand in a nozzle convergent – divergent providing respective thrust.

After finishing the design, we proceeded to the manufacture of 6 prototypes: 3 for static testing such as measurement of thrust, combustion time, combustion temperature, pressure in the combustion chamber, etc., And 3 Prototypes remaining are for flight testing also will note a Recovery System payload by a drag chute to retrieve the data measured by the instruments on board.

Additionally 2 was designed and fabricated prototypes Monopropulsante liquid propellant rockets, based on concentrated hydrogen peroxide at 95% + 5% water with the help of a catalyst (manganese dioxide), decomposes into water vapor and oxygen at a temperature of 972 ° C, these gases leave the convergent-divergent nozzle at high speed by generating the jet engine thrust.

This project is completely new, and innovative, because it has an original form of the procedure for obtaining propellant, then for the design of internal ballistics and the great

innovative approach of using materials and methods used in other industries to an end specific is obtaining a jet engine National Technology.

The idea for this research project, has been studied for at least 30 years, first as a desk, and then with the large amount of technical information accumulated, it was decided to design and experimentation, so that the 01 of October 2004 saw the first successful experimental launch, and even today it has more than 200 successful launches.

**KEYWORDS:** propellant, technology, feedback, static tests, launches, combustion chamber, scope, hydrogen peroxide, manganese dioxide, dextrose, potassium nitrate, ballistic additives, grains, BATES, drive, drive.

## INTRODUCCION

Este Proyecto de Investigación es de vital importancia para el Perú, que en materia de motores a reacción está en pañales, no obstante haber tenido entre sus hijos a uno de los padres de la era espacial, al ingeniero químico Pedro Paulet Mostajo, quien en el laboratorio realizo un experimento, bombeando oxígeno líquido y gasolina gelatinosa a una cámara de combustión unida a una tobera convergente-divergente, luego con una chispa proveniente de una bujía encendía la mezcla provocando la combustión y estos gases se expandían en la tobera produciendo el empuje respectivo, tomando como base este experimento el Dr. Alemán Wernher Von Braun junto a un grupo de especialistas diseño, fabrico y puso a punto de operación el cohete balístico alemán A-4 o V-2 durante los años de la Segunda Guerra Mundial.

Mi inquietud por los motores a reacción lo tengo desde la niñez, por aquel entonces no comprendía bien como consiguen volar los cohetes pirotécnicos de las fiestas patronales, y eso me llevo a acumular una gran cantidad de material bibliográfico sobre el tema, y ya llegado a la adultez, y con mis conocimientos de Ingeniero Mecánico comencé a realizar mis primeros diseños e innumerables pruebas experimentales, y también comencé a buscar financiamiento para investigar sobre este tema, converse y presente proyectos a muchas instituciones civiles y militares sin obtener ninguna respuesta. Es así que a partir del año 2004 decidí fabricar mis propios cohetes financiado con mis propios recursos, y realice el primer lanzamiento exitoso de un cohete de propulsor solido de 2 pulgadas de diámetro Denominado MANTONA I-A, en un desierto del Sur de Lima, el primero de Octubre del 2004, con total éxito, a partir del año 2005, conversando con la Oficina de Investigación y Desarrollo del Ejército Peruano me cedieron las instalaciones de la Escuela de Blindados en Piedras Gordas Ancón para realizar mis lanzamientos, y desde esa fecha hasta la actualidad Realice un promedio de 200 lanzamientos exitosos y una gran cantidad de pruebas estáticas, de cohetes de propulsor sólido, liquido e híbrido.

El procedimiento seguido para obtener los resultados planteados es el siguiente: primero se diseña el motor a reacción, se realiza los planos, se fabrica las partes, se ensamblan las partes, se fabrica el propelente, se realizan los ensayos estáticos y si los resultados de estos ensayos son satisfactorios se procede al lanzamiento del prototipo, se analizan los resultados, se corrigen los defectos y se va perfeccionando paulatinamente el diseño del prototipo mediante la metodología de ensayo-error.

Desde su concepción este Proyecto de Investigación se realiza con materiales e insumos netamente nacionales, de bajo costo y fáciles de conseguir en el mercado interno, evitando tener que importar algún componente a fin de abaratar costos y darle sostenibilidad al proyecto.

En esta investigación se prueban básicamente motores a reacción de combustible sólido, a base de nitrato de potasio, dextrosa y aditivos balísticos y motores a reacción de combustible líquido Monopropulsante a base de peróxido de hidrogeno.

La presente Tesis de Maestría ha sido estructurada en cinco capítulos que a continuación se detallan.

En el Primer Capítulo, se tratan los aspectos generales de la investigación, el planteamiento del problema, formulación del problema, se definen los objetivos, se plantean las hipótesis indicando las variables e indicadores, la metodología de la investigación a seguir, la novedad científica, la importancia y justificación de la tesis, las limitaciones y los antecedentes del estudio a nivel nacional e internacional.

En el Segundo Capítulo, se menciona el estado del arte, se ven los procesos de los motores a reacción, se estudian los ciclos teóricos de los motores a reacción, la mecánica de vuelo de los motores cohete, la ecuación de Tsiolkovski, las leyes de variación de masa, regímenes óptimos de movimiento, movimientos de cohetes multietapicos, combustibles para cohetes ,sistemas de encendido, cámaras de combustión, ecuaciones básicas para los cohetes de propulsor líquido, retrocohetes, ecuaciones básicas para los cohetes de combustible sólido.

En el Tercer Capítulo, se procede al diseño de un motor a reacción de combustible líquido Monopropulsante a base de peróxido de hidrogeno con un catalizador, se calcula la estabilidad, se diseñan las aletas, se calcula el centro de presiones por el Método de Barrowman, se calcula en centro de gravedad ,se calcula el vuelo vertical, se analiza el lanzamiento con otros ángulos de disparo:45 grados,60 grados,75 grados, se calcula la resistencia aerodinámica, se generaliza el cálculo para toda una familia de cohetes diseñados utilizando este combustible, finalmente se realiza un programa de simulación de vuelo para diferentes ángulos de lanzamiento y para diferentes cohetes.

En el Cuarto Capítulo, se diseña un motor a reacción de propulsor sólido, a base de Nitrato de Potasio, Dextrosa y Aditivos balísticos, se procede al cálculo de la presión estado-estable en la cámara de combustión, se analizan cartas de diseño experimentales, se determina el  $K_n$ , se diseña los granos BATES, se calcula el peso del propulsante, empuje, se diseña la cámara de combustión, se calculan los pesos del motor, el flujo de masa, el tiempo de combustión, se calcula la estabilidad, se diseñan las aletas, se calcula el centro de presiones por el Método de Barrowman, se calcula el centro de gravedad, se diseña la tobera, se calcula el vuelo vertical, se generaliza el cálculo para toda una familia de cohetes utilizando este tipo de propelente.

En el Capítulo Quinto se discuten y contrastan las hipótesis planteadas, luego se presentan las conclusiones y recomendaciones obtenidas de este Proyecto de Investigación.

## CAPITULO I

### ASPECTOS GENERALES DE LA INVESTIGACION

#### 1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Este trabajo de investigación nace como consecuencia de haber encontrado la siguiente problemática en el país:

- Al no existir en el Perú tecnología nacional de fabricación de motores a reacción.
- Los costos elevados por la compra de tecnología externa que no existe en el país.
- La no existencia de información y bibliografía disponible para abordar el tema de Diseño y fabricación.
- La no existencia de equipos especializados de técnicos en la fabricación de este tipo De motores.
- Los materiales de calidad que se requieren para su fabricación no existen en el país, por lo que se tienen que adaptar materiales utilizados en otras industrias.
- Los costos comparativos de los motores a reacción en el mercado externo son de 20 a 50 veces mayor del costo logrado en el prototipo de esta investigación.
- La mentalidad del medio técnico profesional de no asumir la responsabilidad de este tipo de investigación así como la dificultad para la producción.
- Además en el curso de Combustión y Combustibles dictado por el Dr. Abelardo Ludeña Luque, en la Maestría en Ciencias con mención en Motores de Combustión Interna, en la (FIM-UNI), se hizo una clasificación de los motores térmicos, haciendo hincapié en los motores a reacción, y en lo poco que estaban siendo estudiados en el país, no obstante haber tenido al ing. Pedro Paulet Mostajo como a uno de los pioneros de la era espacial, y dejando abierta la posibilidad de realizar Tesis de Maestría sobre esta materia, y que significaría un gran aporte para el país. Entonces a partir de estas apreciaciones del Dr. Ludeña comencé a profundizar mis estudios sobre los motores a reacción, y como resultado de estos estudios es que presento esta Tesis de Maestría.

Con la finalidad de resolver algunos problemas tecnológicos del país como son: la Investigación aeroespacial, la caída de granizo y la falta de lluvias en algunas zonas del País, equipamiento con artillería reactiva a nuestras fuerzas armadas, que actualmente Importan el 100% de este tipo de material, lo que nos permitiría un gran ahorro de Divisas.

En este contexto se presenta este proyecto de tesis que consiste básicamente en el diseño completo de un motor a reacción con tecnología nacional y con la utilización y adaptación de materiales que se encuentran fácilmente en el mercado interno, evitando así el tener que importar algunos materiales e insumos que encarecerían el proyecto. Luego del diseño se procederá a la fabricación de algunos prototipos, unos destinados a efectuar pruebas estáticas para obtener datos tales como: medición del empuje, tiempo de combustión, temperatura de combustión, presión en la cámara de combustión, etc., y los otros prototipos estarán destinados a efectuar pruebas de vuelo y constaran con sistemas de recuperación por paracaídas, a fin de recuperar los datos medidos por los instrumentos de a bordo.

En base a los resultados obtenidos en las pruebas estáticas se procederá al lanzamiento de los otros prototipos ya estando seguros del buen funcionamiento del motor a reacción diseñado fabricado y probado estáticamente. Este proyecto presentado es totalmente novedoso e innovador, primero por la forma original del procedimiento para la obtención del propulsante, luego por el diseño de la balística interna y por el gran criterio innovador de utilizar materiales insumos y métodos utilizados en otras industrias para un fin específico que es la obtención de un motor a reacción de alta tecnología enteramente nacional.

La idea de realizar este proyecto de investigación, yo lo vengo estudiando por lo menos desde hace 30 años, primero como un pasatiempo y luego con la gran cantidad de información técnica acumulada, decidí realizar mis propios diseños y experimentación, a tal punto que hasta el día de hoy ya realice cerca de 200 lanzamientos exitosos de diferentes prototipos, y considerando la coyuntura actual que vive el país, sometido a amenazas externas y falta de recursos necesarios para equipar adecuadamente a nuestras fuerzas armadas, es que presento este proyecto de investigación como tesis de Maestría, a fin de contribuir a solucionar algunos problemas tecnológicos que aquejan al país.

**TABLA No.1**  
**CLASIFICACION DE LOS MOTORES TERMICOS**

MOTORES TÉRMICOS	COMBUSTIÓN INTERNA	ALTERNATIVOS	OTTO	4 TIEMPOS			
				2 TIEMPOS			
			DIESEL	4 TIEMPOS			
				2 TIEMPOS			
		ROTATIVOS	WANKEL				
		A REACCIÓN	TURBORREACTOR	TUBORREACTOR PURO			
				TURBOFAN			
				AFTERFAN			
				TURBOHÉLICE			
				TURBOEJE			
			PULSORREACTOR				
			ESTATORREACTOR	RAMJET	SUBSÓNICO		
					SUPERSÓNICO		
				SCRAMJET	SUPERSÓNICO		
			MOTOR COHETE	PROPULSOR SÓLIDO			
	PROPULSOR LÍQUIDO						
	PROPULSOR HÍBRIDO						
	COMBUSTIÓN EXTERNA	ALTERNATIVOS	MÁQUINA DE VAPOR				
		ROTATIVOS	TURBINA A VAPOR				

## 1.2 FORMULACION DEL PROBLEMA

1. ¿En qué medida la realización de este Proyecto de Investigación tecnológico contribuirá a solucionar los problemas en el campo aeroespacial?
2. ¿De qué manera utilizando este prototipo se puede solucionar los problemas de caída de granizo y la falta de lluvias en algunas regiones del país?
3. ¿En qué medida la ejecución de este prototipo contribuirá al equipamiento con artillería reactiva a nuestras Fuerzas Armadas?
4. ¿De qué manera este proyecto contribuirá a la investigación de la contaminación ambiental atmosférica a grandes alturas?
5. ¿En qué medida la ejecución de este Prototipo contribuirá a la independencia Tecnológica del Perú en este campo?
6. ¿De qué manera la realización de un Buen Proyecto de Investigación Tecnológico Contribuirá al ahorro de divisas?
7. ¿En qué medida el diseño, fabricación, y experimentación del motor a reacción con tecnología nacional contribuirá en la altura, alcance, carga útil, tiempo de vuelo y velocidad final del prototipo?

Actualmente el país importa a precios exorbitantes el 100% de su artillería reactiva, lo que significa un gran gasto para el erario nacional, porque los países desarrollados valoran muy bien sus productos de alta tecnología.

En algunas zonas del Perú se producen heladas y sequias, perjudicando enormemente a la agricultura Nacional, lo que se podría solucionar produciendo "Lluvias artificiales" "Inyectando" yoduro de plata a cierto tipo de nubes, mediante un vehículo a reacción de concepción y diseño totalmente nacional y a bajo costo.

También no disponemos actualmente de vehículos espaciales a reacción para estudiar las capas superiores de la atmosfera Peruana, ni para tomar muestras de la contaminación ambiental a grandes alturas, lo que se podría solucionar con el desarrollo de este Proyecto de Investigación de Alta Tecnología, de concepción, diseño fabricación y experimentación netamente nacional.

## 1.3 OBJETIVOS

### 1.3.1 OBJETIVO GENERAL

Diseñar, fabricar y experimentar un motor a reacción que pueda ser utilizado en el ámbito civil y militar, logrando grandes ventajas técnico-económicas y sentando las Bases de una Tecnología Nacional en este campo.

### 1.3.2. OBJETIVOS ESPECIFICOS

1. Obtener un prototipo de motor a reacción básico, que pueda ser utilizado con fines Militares tales como: cohetes antitanque, antiaéreo, tierra-tierra.
2. Optimizar económicamente el diseño y fabricación de un motor a reacción con la Utilización de materiales e insumos netamente nacionales
3. Innovar el diseño y fabricación del combustible (grano), mejorando la forma y el método de obtener dicho propulsante.
4. Experimentar con dos tipos de Propulsantes que se pueda conseguir fácilmente en el mercado interno y cuyo costo no sea tan elevado y no este restringido o prohibido su adquisición.
5. Experimentar un motor a reacción de Tecnología totalmente nacional.
6. Evaluar el comportamiento del prototipo con diferentes tipos de Propulsantes.
7. Disminuir la dependencia del extranjero en lo concerniente a este tipo de motores
8. Sentar las bases para obtener una tecnología Nacional en el campo de los Motores a Reacción.

Sus efectos se evidencian en:

9. Estudiar las capas superiores de la atmosfera.
10. Producir lluvias artificiales “bombardeando” cierto tipo de nubes con yoduro de Plata, evitando así la caída de granizo y la sequía en algunas regiones del país.
11. Estudiar la contaminación ambiental atmosférica a grandes alturas, tomando Muestras de aire mediante un vehículo a reacción.
12. Demostrar que es factible realizar Proyectos de Investigación de Alta Tecnología a un precio muy reducido.
13. Prescindir a futuro de la importación de artillería reactiva para nuestras Fuerzas Armadas.

14. Obtener a futuro un lanzador espacial para colocar en órbita satélites artificiales para su uso en comunicaciones como de orden estratégico.
15. Desarrollar un motor a reacción ecológico y de baja o nula contaminación.

## **1.4 HIPOTESIS**

De acuerdo a las interrogantes planteadas en la formulación del problema de Investigación, así como de los objetivos Generales y Específicos que se persigue, el siguiente Trabajo de Tesis plantea las siguientes hipótesis.

### **1.4.1 HIPOTESIS GENERAL**

Diseño, Fabricación y Experimentación de un motor a reacción con fines de Investigación, con las materias primas y el personal humano disponible en el Perú.

### **1.4.2 HIPOTESIS ESPECIFICAS**

1. El modelo de motor a reacción planteado servirá para el desarrollo e investigación aeroespacial.
2. Con el prototipo de motor a reacción se podrá evitar la caída de granizo y la falta de lluvias en algunas regiones del país.
3. El modelo de motor a reacción se utilizara para equipar a nuestras Fuerzas Armadas con artillería reactiva.
4. Con el prototipo diseñado se podrá disminuir la dependencia del extranjero, lo que significara un ahorro de divisas para el erario Nacional.

## 1.5 VARIABLES E INDICADORES

HIPOTESIS GENERAL (Hg)	VARIABLE	
<p>Hg: Diseño, fabricación y experimentación de un motor a reacción con fines de investigación, con las materias primas y el personal humano disponible en el Perú.</p>	<p>VARIABLE INDEPENDIENTE (X). Materias primas y personal Humano adecuado.</p> <p>VARIABLE DEPENDIENTE (Y). Diseño, fabricación y experimentación de un motor a reacción.</p>	
HIPOTESIS ESPECIFICA (Hi)	VARIABLE	INDICADOR
<p>H1: El modelo de motor a reacción planteado, servirá para el desarrollo e investigación aeroespacial</p>	<p>X1: Modelo de motor a reacción Planteado.</p> <p>Y1: Desarrollo e investigación Aeroespacial.</p>	<p>X1: 1.Velocidad final del Modelo. 2. Altura que alcanza.</p> <p>Y1: 1.Tiempo total de Vuelo. 2.Carga Útil transportada.</p>
HIPOTESIS ESPECIFICA (Hi)	VARIABLE	INDICADOR

<p>H2: Con el prototipo del motor a reacción se podrá evitar La caída de granizo y la falta de lluvias en algunas zonas del país.</p>	<p>X2: Prototipo del motor a reacción.</p> <p>Y2: .Evitar la caída de granizo. .Producir lluvias artificiales.</p>	<p>X2: 1.Cantidad de carga Útil, material para evitar la caída de Granizo.</p> <p>Y2: 1.Tipo de material para evitar la caída De Granizo. 2. Tipo de material para producir lluvias Artificiales.</p>
<p>H3: El modelo de motor a reacción se utilizara para equipar a nuestras Fuerzas Armadas con artillería reactiva.</p>	<p>X3: Modelo de motor a reacción.</p> <p>Y3: Equipar a las Fuerzas Armadas.</p>	<p>X3: 1.Alcance y carga útil Para un modelo Antitanque. 2.Alcance y carga útil Para un prototipo Tierra-tierra.</p> <p>Y3: 1.Precisión Del modelo. 2.Estabilidad del Proyectil.</p>
<p>H4: Con el prototipo diseñado se podrá disminuir la Dependencia del extranjero, lo que significa</p>	<p>X4: Prototipo diseñado, disminuir La dependencia del extranjero.</p>	<p>X4: 1.Comparacion de Costos con un Modelo importado. 2.Disponibilidad del</p>

Un ahorro de divisas para El país.	Y4: Ahorro de divisas para el País.	Prototipo. 3.Independencia Tecnológica. Y4: 1. Ahorro de divisas. 2.Disponibilidad Inmediata. 3.Mejoramiento del Sistema de defensa Nacional.
---------------------------------------	---	--

### 1.6 METODOLOGIA DE LA INVESTIGACION

Básicamente la Metodología de la Investigación es descriptiva, ya que se describen situaciones y eventos y luego se miden o evalúan dichos aspectos. También por la característica del tema de Investigación será desarrollado como una Investigación Experimental y de Aplicación Tecnológica, debido a que se necesita obtener datos de campo reales (Pruebas) de funcionamiento del Prototipo.

### 1.7 NIVEL DE INVESTIGACION

Como el nivel de la Investigación está asociado al tipo de Investigación, que según DANKHE pueden ser: exploratorios, descriptivos, correlacionales y explicativos o experimentales. Los estudios exploratorios sirven para preparar el terreno y ordinariamente anteceden a los otros tres tipos. Los estudios descriptivos por lo general fundamentan las investigaciones correlacionales, las cuales a su vez proporcionan información para los estudios explicativos. Una investigación puede iniciarse como como explicaría o experimental después ser descriptiva luego correlacional y terminar como explicativa. ¿De qué depende que nuestro estudio se inicie como exploratorio, descriptivo, correlacional o explicativo? .Depende básicamente de 2 factores: del “estado del conocimiento” (estado del arte) en el tema de investigación, mostrado por la revisión de la literatura, y del “enfoque” que se pretende dar al estudio.

El nivel de Investigación de este trabajo corresponde a una investigación descriptiva, considerando que las etapas a lo largo del estudio son : el planteamiento del problema, los objetivos, la formulación de la hipótesis, los supuestos y enunciados de la hipótesis, la búsqueda de información usando técnicas de muestreo para la recolección de datos

experimentales sobre los motores a reacción, se utilizarán teorías, datos, tecnologías para contrastar las diferentes etapas del proceso de investigación, para luego verificar la validez de las técnicas utilizadas, haciendo un análisis objetivo de los resultados.

Inicialmente se hizo una investigación exploratoria, a fin de formular la hipótesis principal, debido a que una gran mayoría de los estudios nos muestran unas teorías y modelamientos generales sobre motores a reacción, pero por la naturaleza de este tipo de motores, se cuidan de proporcionarnos datos reales de diseño y operación, siendo necesario recurrir a la investigación experimental (explicativa), a fin de diseñar un motor a reacción con datos probados experimentalmente (reales), luego de las pruebas experimentales se logró elaborar las conclusiones y recomendaciones del presente trabajo de investigación.

### **1.8 NOVEDAD CIENTIFICA**

Este trabajo de Investigación es realmente novedoso e innovador desde su concepción, incluye conceptos, materiales, insumos, habilidades, destrezas y soluciones técnicas originales, que hacen de este prototipo un diseño 100% nacional, para el beneficio de las ciencias aplicadas a los motores a reacción en el Perú. Además se puede nombrar las siguientes novedades científicas específicas:

1. No existe en el Perú un motor a reacción, de concepción y diseño netamente nacional, con fines de investigación.

El organismo que debería dedicarse a la Investigación y desarrollo de este tipo de motores, o sea la “Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial” (CONIDA), organismo dependiente del Ministerio de Defensa, con más de 40 años de existencia, hasta el momento no tiene ningún motor a reacción diseñado por ellos, y ni siquiera saben fabricar correctamente los combustibles sólidos, solo exhiben cohetes copiados de otros países como son:

\*PROYECTO TERRA (copia del cohete ruso 5K, que disparan los helicópteros rusos Mi-17 y Mi-25).

\*PROYECTO SURA 80 (copia del cohete hispano – suizo, SURA 80, cohete aire – Tierra que disparaban los antiguos aviones británicos Hawker Hunter.

\*PROYECTO TERRA LM (copia del cohete ruso BM-21, descendiente del Katiuska De la Segunda Guerra Mundial, montado sobre un camión y Con 40 tubos de lanzamiento).

\*PROYECTO PAULET I (copia del cohete argentino ORION I, se dispararon dos Cohetes con dos granos (combustible sólido), de origen Francés con más de 25 años de antigüedad).

2. No se fabrican en el mundo los propulsores sólidos tal como lo fabricamos nosotros, fundiendo con fuego directo en un recipiente y a cierta temperatura, el Componente (KN) en polvo con el componente (DEX) también en polvo, que previamente han sido bien mezclados y agregándoles un pequeño porcentaje de aditivos balísticos (polvo de aluminio + polvo de magnesio), como referencia en USA se mezclan (KN/DEX) en baño María y el grano obtenido no tiene buena consistencia ni homogeneidad. En cambio la combustión de nuestros granos es mucho más homogénea y las moléculas tienen mayor cohesión y generan mayor impulso específico.
3. No hemos encontrado en el mundo, en los motores a reacción de propulsor sólido, que utilizan la Balística Interna de configuración "BATES", el uso tubos de PVC como inhibidor y separador, como lo hacemos nosotros y que soporta la temperatura de combustión para este tipo de propulsores con excelentes resultados (este tipo de inhibidor está siendo patentado por el autor en INDECOPI).
4. No hemos encontrado en el mundo, la utilización de un catalizador tal como lo hacemos nosotros para el Peróxido de Hidrogeno ( $H_2O_2$ ), en la forma y disposición tal como lo hacemos nosotros. Adaptando materiales, insumos y métodos utilizados en otras industrias a fin de abaratar costos.

## 1.9 IMPORTANCIA Y JUSTIFICACION DE LA TESIS

La Importancia y Justificación de este Proyecto de Investigación presentado como Tesis de Maestría radica en lo siguiente:

1. Obtener un motor a reacción de Tecnología totalmente Nacional.
2. Optimizar el diseño y fabricación de un motor a reacción con la utilización de materiales e insumos nacionales.
3. Disminuir la dependencia del extranjero en lo concerniente a este tipo de motores.
4. Innovar el diseño y fabricación del propelente (grano), mejorando la forma y el método de obtener dicho propulsor.
5. Experimentar por lo menos con dos tipos de propelentes que se puedan conseguir fácilmente en el mercado local y cuya adquisición no este prohibida ni restringida o sean difíciles de obtener.
6. Sentar las bases para obtener una Tecnología Nacional en el campo de los motores a reacción.
7. Mejorar la agricultura mediante la producción de lluvias artificiales, durante las épocas de sequía, y evitar también la caída de granizo.
8. Estudiar las capas superiores de la atmosfera peruana, que no han sido convenientemente estudiadas, debido al alto costo que ello implica, con el prototipo de este motor a reacción se podría estudiar la alta atmosfera a un costo Reducido.
9. En el campo de la Defensa Nacional, el Perú como país subdesarrollado importa el 100% de su artillería reactiva, desviando grandes cantidades de dinero a la compra de armas, dinero que se tendría que invertir en cosas más productivas. Este motor a reacción podría servir como motor básico para desarrollar misiles Antitanque, tierra – tierra, antiaéreos, anti buque, etc.
10. Obtener muestras de la contaminación atmosférica a medianas y grandes alturas.
11. Sentar las bases para la obtención de una planta de propulsores para motores a reacción.
12. Demostrar que es factible realizar Proyectos de Investigación de Alta Tecnología a un costo reducido.
13. Prescindir a futuro de la importación de artillería reactiva para nuestras Fuerzas Armadas.

14. Sentar las bases para la obtención de motores a reacción de varias etapas a fin de alcanzar la primera velocidad cósmica, para la colocación en órbita a futuro de satélites artificiales.
15. Tomando como base este motor a reacción, diseñar, fabricar y experimentar con motores a reacción de gran tamaño de gran alcance y potadores de grandes cargas útiles con fines disuasivos.

## **1.10 LIMITACIONES**

### **1.10.1 LIMITACION TEMPORAL**

La presente Tesis se limitara al estudio del tema partiendo de los antecedentes del estudio tanto a nivel Nacional como a nivel internacional. Los estudios teóricos los realice desde el año de 1980 hasta la fecha, y las pruebas estáticas y de lanzamiento los vengo realizando desde el 01 de Octubre del año 2004 hasta la actualidad. Todos los dispositivos, instrumentos y utillaje para la fabricación del motor a reacción y para la fabricación de los granos se realizó en el país, evitando tratar de importar algún material o insumo.

No se utilizó instrumental ni equipo especial importado avanzado que nos permitiera medir los parámetros de desempeño y operación con más exactitud y en tiempo real.

### **1.10.2 LIMITACION ESPACIAL**

La investigación se realizó en la empresa IDIMAR S.R.L., donde se realizaron los diseños, se maquinaron los componentes, se fabricaron los granos y se ensamblaron los prototipos. Las pruebas estáticas y de lanzamiento se realizaron en la Base de Blindados del Ejército Peruano (EP) en “Piedras Gordas” Ancón y en el Polígono de Tiro del (EP) de “Cruz de Huesos”, al Sur de Lima frente a la Playa de San Bartolo, desde el 01 de Octubre del 2004, Fecha en que se realizó el primer lanzamiento hasta la actualidad Julio del 2012, ya se realizaron cerca de 200 lanzamientos exitosos de diferentes prototipos. Se tomaron datos tanto de los ensayos estáticos como de los lanzamientos, tales como: tiempo de combustión, temperatura de combustión, tiempo de retraso del encendido, altura que alcanza el prototipo, alcances, etc.

Pero no contamos con un radar de seguimiento que nos permitiera obtener datos de velocidades, alturas alcances, aceleraciones, etc., en cada instante con mayor exactitud y en tiempo real.

### 1.10.3 LIMITACION CONCEPTUAL

1. Utilización de materiales nacionales, desde su concepción, diseño, fabricación y pruebas, para este motor a reacción se pensó siempre en la utilización de materiales disponibles en el mercado interno, tales como tubos de acero sin costura (Schedule 40), o tubos de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192, barras de acero laminados o trefilados SAE/AISI 1020 y 1040, o insumos tales como: nitrato de potasio, nitrato de amonio, polvo de aluminio, polvo de magnesio, dextrosa en polvo, sorbitol en polvo, poliuretano, etc.  
Lógicamente si se utilizaría materiales importados y de mejor calidad tales como tubos de acero aleados sin costura tipo ASTM 4130, perclorato de amonio, poliuretano balístico, etc., se obtendrían mayores prestaciones pero a un costo mucho mayor.
2. Criterio innovador y creativo para solucionar problemas tecnológicos. Se Adaptaron materiales utilizados en otras industrias tales como tanques de Oxígeno medicinal, tanques de oxígeno y nitrógeno y válvulas reductoras de Presión utilizada en soldadura. Se realizaron muchas pruebas y ensayos con Distintos materiales e insumos para obtener los parámetros reales de Diseño, tales como: temperatura de los productos de la combustión (1350 C), Presión que pueden soportar los tubos de acero sin costura tipos ASTM A-192 Y Schedule 40 (60 bar), tiempo de combustión, retraso de la combustión. Para La balística interna en la configuración de los granos tipo "BATES", se probaron Experimentalmente con muchos materiales, seleccionando definitivamente los Tubos de PVC de paredes gruesas como inhibidores de la combustión en la Superficie exterior del grano, con excelentes resultados. Se innovo la forma de Fabricación de los granos, fundiéndolos con fuego directo en un recipiente y Agregándole un pequeño porcentaje de aditivos balísticos (mejoradores), con Los que se obtuvo mayor impulso específico.
3. No se realizaron las pruebas específicas para cada campo de utilización del motor a reacción, por no disponer de financiamiento, es decir no se realizaron

las pruebas con yoduro de plata para obtener lluvias artificiales. No se tomó muestras de la contaminación ambiental a grandes alturas. No se realizaron los disparos de artillería reactiva con carga útil (carga hueca, carga rompedora, etc.), ni tampoco se fabricaron tantos cohetes como para obtener tablas balísticas de disparo (tablas de dispersión).

Queda abierta la posibilidad de seguir investigando en estos campos específicos con el motor a reacción concebido, pero fabricando en grandes cantidades, los necesarios para obtener datos fiables en cada uno de los casos específicos.

## 1.11 ANTECEDENTES DEL ESTUDIO

### 1.11.1. A NIVEL NACIONAL

Por tratarse de un tema realmente novedoso e innovador, en su concepción, diseño y fabricación, no existen trabajos de investigación que sean públicos en el país, sin embargo se puede hacer referencia de algunos trabajos de investigación y a algunos textos que tengan alguna relación con este trabajo de investigación.

1. Texto: "PRINCIPIOS DE COHETERIA" (2 TOMOS)  
 Autor: Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas  
 Institución: Universidad Nacional del Callao.
2. Proyecto de Investigación: "DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN COHETE DE COMBUSTIBLE LIQUIDO MONOPROPULSANTE A BASE DE PEROXIDO DE HIDROGENO (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>), PARA 50 KILOMETROS DE ALCANCE".  
 Autor: Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas  
 Institución: Universidad Nacional del callao.
3. Proyecto de Investigación: "DISEÑO Y FABRICACION DE UN COHETE HIBRIDO CON ACELERADORES SOLIDOS AUXILIARES PARA ALCANZAR ALTITUDES EXTREMAS CON FINES DE INVESTIGACION".  
 Autor: Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas.  
 Institución: Universidad Nacional del Callao.
4. Proyecto de investigación: "DISEÑO Y FABRICACION DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA MOTORES COHETE LIQUIDOS DE HASTA 10 TONELADAS DE EMPUJE".

Autor: Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas.

Institución: Universidad Nacional del Callao.

5. Empresa Privada: “INSTITUTO DE INVESTIGACION DE MOTORES A REACCION”

(IDIMAR S.R.L.).

Rubro: Empresa privada dedicada al estudio y experimentación de cohetes.

Director-Gerente: Ing. Gustavo Ordoñez Cárdenas.

Aporte: cuaderno de bitácora con información técnica de más de 200 lanzamientos exitosos, a partir del 01 de Octubre del 2004 hasta la fecha.

6. Empresa Pública: “COMISION NACIONAL DE INVESTIGACION Y DESARROLLO AEROESPACIAL” (CONIDA).

Rubro: Organismo Gubernamental encargado de desarrollar cohetes y misiles en el Perú.

Dependencia: Ministerio de Defensa.

Aporte: videos de lanzamientos de cohetes colgados en Internet, en el marco de los siguientes Proyectos:

PROYECTO TERRA :(copia del cohete ruso 5K).

PROYECTO SUR-80: (copia del cohete hispano-suizo del mismo nombre).

PROYECTO TERRA LM: (copia del cohete ruso BM-21).

PROYECTO PAULET I (copia del cohete argentino ORION I).

### 1.11.2 A NIVEL INTERNACIONAL

A nivel internacional encontramos información sobre los motores a reacción de propulsores sólidos y líquidos mayormente, todos nos dan informaciones genéricas sobre los distintos componentes y los principios en que se basa el diseño de los distintos tipos de los motores a reacción, pero no nos dan información real de pruebas realizadas ni detalles Constructivos para la fabricación y prueba de prototipos, ese tipo de información lo maneja de manera reservada cada país y forma parte del secreto de estado. No obstante se puede hacer referencia a algunos textos, que con su información tecnológica Limitada hicieron posible desarrollar de manera exitosa este Proyecto de investigación, dentro de estos textos se pueden destacar los siguientes:

1. Cornelisse J.W. Schoyer, H.E.R Walker  
Rocket Propulsión and Spaceflight Dynamics  
London, Edit. Pitman, 9na Edition 1989.
2. Pendray, G. Edward  
Rocket and Jet Propulsión  
New York Harper & Row Publishers  
15ava – Edition 1980
3. Warren Francis  
Rocket Propellants  
New York. RPC Publishers  
23ava Edition 1985
4. Sutton G.P.  
Rocket Propulsión Element  
New York – Mc Graw Hill  
28ava Edition 1986
5. Wickman Jhon  
How to make amateur Rocket  
New York CP Technologies  
2da Edition 2002
6. Ford Bryan  
Armas Secretas Alemanas  
Edit. San Martin – Madrid – España  
3ra Edición 1985
7. Lester Lichty  
Procesos de los Motores de Combustión  
Editorial del Castillo – Madrid – 1990
8. Carlos Ordóñez  
Aerodinámica (4 tomos)

Editorial UTEHA – Madrid 1980

9. R.E. Wiech Jr. And R.F. Straus  
Fundamentals of Rocket Propulsión  
Reinhold Publishing Company  
New York – 1980
  
10. E. Mischuch and L.T. Carleton  
Solid Propellants  
Ind. Eng. Chemistry – 1980
  
11. R.J. Priem and M.F. Heidman  
Propellant Vaporization as a design Criterion  
For Rocket engine Combustión Chambers  
Technical Report R – 67 (1960) – NASA
  
12. Journal of the British Interplanetary Society  
Calculation of Step Rockets  
Volumen 14 – Londres – 1955
  
13. A. Miece  
Mejanika Poliota – “Mecánica de vuelo”  
Edit. Mir Moscú – 1980
  
14. L.M. Vorobiov  
K Teori I Poliota Raket – “La Teoría del vuelo del Cohete”  
Editorial Mashinostroine – Moscú – 1985
  
15. P.G. Hill and C.F. Peterson  
Mechanics and Thermodynamics of Propulsión  
Addison – Wesley publishing Company Reading  
Massachusetts – USA – 1965

16. D.G. Sheperd  
Aerospace Propulsión  
American Elsevier publishing Company  
New York – 1972
  
17. A.R. Koelle (Editor)  
Handbook of Astronautical Engineering  
Mc Graw Hill – New York 1961
  
18. Wernher Von Braun and Ordway Frederick  
History of Rocketry and Space Travel  
Thomas Y. Crowell Company – New York 1969
  
19. Willy Ley  
Rocket, Missiles and men in Space  
The Viking Press – New York 1968
  
20. H.S. Seifert (Editor)  
Space Technology  
John Wiley & Sons – New York 1969
  
21. Gran Encyclopedia (SARPE)  
Armamento y poder Militar  
Madrid – España – 2000

## CAPÍTULO II

### FUNDAMENTO TEÓRICO

#### 2.1 ESTADO DEL ARTE

Actualmente predominan en el mundo los motores a reacción de Propulsores químicos (líquidos y sólidos híbridos), con respecto a los motores a reacción de propelente líquido. La mejor combinación de estos propelentes es oxígeno líquido (LOX) con hidrógeno líquido ( $H_2$ ); que combinados en una proporción: oxidante/combustible de 3.5, en una cámara de combustión a una presión de 35 bares, obtenemos un impulso específico de 364 segundos, con una temperatura absoluta de  $2482^\circ K$ , con una velocidad de salida por la tobera de  $3570 m/s$ , manteniendo un peso específico de la mezcla propulsante de 0.26. \* Pero la tecnología para manipular hidrógeno líquido es sumamente compleja y costosa, debido a que para mantenerse líquido tiene que estar a temperaturas criogénicas y a alta presión, y en estas condiciones cualquier tipo de metal y sobre todo los aceros se vuelven muy frágiles.

En cuanto a los motores a reacción de propulsor sólido; el mejor y el que tiene más futuro es un propulsante sólido compuesto básicamente de; perclorato de amonio ( $NH_4ClO_4$ ) como oxidante y un poliéster o polivínico como combustible; con aditivos de aluminio y berilio para incrementar el empuje, con una proporción de 75% a 80% oxidante y 25% a 20% de combustible, según el tipo y porcentaje de aditivos agregados, se pueden obtener impulsos específicos de hasta 260 segundos. Tiene la desventaja de que el perclorato de amonio no se produce en el país y su adquisición e importación está restringida.

Con respecto a los cohetes híbridos, uno de los componentes, por ejemplo, el oxidante puede ser líquido o gaseoso, y el combustible puede ser sólido; por ejemplo el oxidante puede ser oxígeno líquido u óxido nítrico, y el combustible sólido puede ser parafina, o poliéster o un polivinílico; según el tipo de combinación utilizada, el impulso específico puede estar alrededor de 250 segundos. \*\*Es decir un motor a reacción híbrida contiene las mejores características de un cohete sólido y de un cohete líquido; y la operación de un motor híbrido es bastante fácil. Por su costo, facilidad de fabricación y operación parece ser el tipo de motor a reacción

ideal para los países en vías de desarrollo que quieren incursionar en la investigación aeroespacial.

\*Datos tomados Del libro de G.P Sutton “Rocket Propulsion Elements” New York – 2001-7th ed.

\*\*Datos tomados Del libro de John H. Wick man “How to make amateur rockets” CP Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604-2<sup>nd</sup> edition-2006.

## 2.2.1 PROCESO DE LOS MOTORES A REACCION

### 2.2.1 LA TERCERA LEY DE NEWTON

La tercera ley de newton dice que a toda acción se opone una reacción de igual magnitud pero de sentido contrario fue formulada por el inglés SIR ISAAC NEWTON en el año de 1687. En un trabajo realizado por Gravesande , titulado “FILOSOFIA DE LA NATURALEZA”, que tenía por subtitulo “INTRODUCCION A LA FILOSOFIA DE SIR ISAAC NEWTON”, incluida la ilustración de un carro propulsado por la reacción de una caldera, dibujo este que ha sido ampliamente divulgado con el título de “CARRO DE NEWTON”, y que muestra además la regulación del empuje conseguido por la variación e la sección de la tobera de escape (Fig. No1).

En el reino animal, los calamares han empleado la reacción del chorro, para propulsarse a sí mismos, desde hace aproximadamente unos diez millones de años.

Las ruedas giratorias de los fuegos artificiales son otro ejemplo de la turbina de reacción pura, y una demostración del principio de acción y reacción.

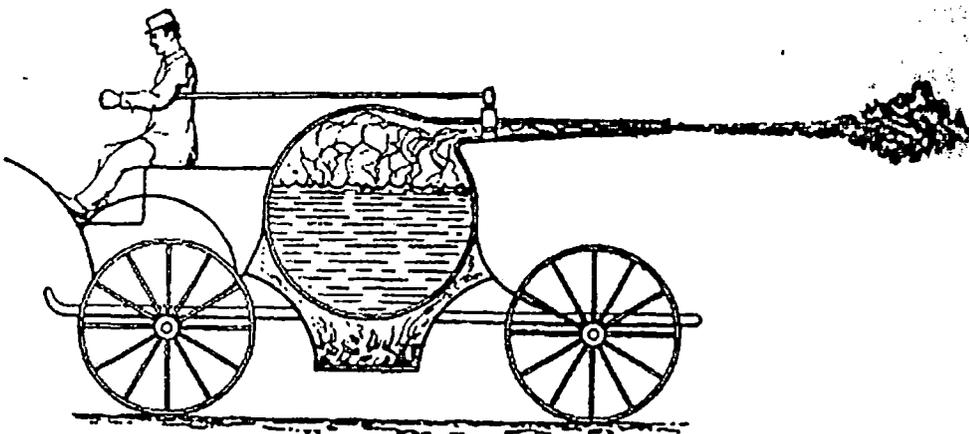
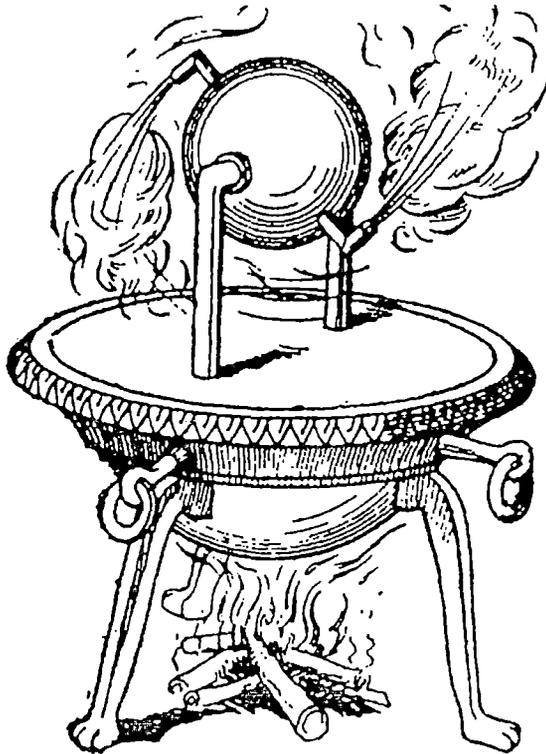


Fig. No.1. Dibujo del “Carro de Newton” año 1687

Un poco antes de la Era Cristina (120-130 años a.c.), HERO, filósofo de Alejandría, construyó un aparato considerando como el primer dispositivo de conversión de energía de presión en energía mecánica y la demostración más antigua del principio de acción y reacción.

El aparato consistía en una esfera hueca montada para girar entre dos soportes, uno de los cuales eran huecos y servía para conducir el vapor procedente de una caldera expuesta al fuego. Sobre la esfera, en un plano perpendicular al eje y pasando por centro de esta, estaban situadas dos toberas diametralmente opuestas, estas toberas descargaban vapor de agua en dirección tangencial, y la reacción hacía girar a la esfera en sentido opuesto. Como se muestra en la Figura No.2.



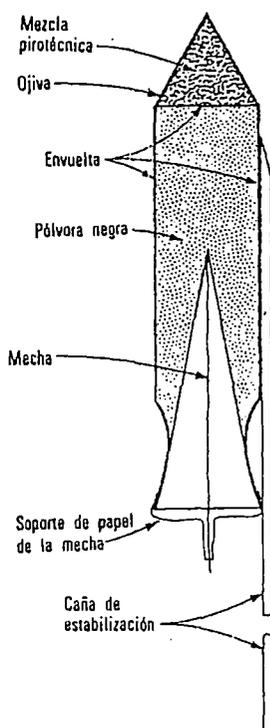
**Fig. No.2. Máquina de Hero, invención en el año 120-130 antes de Cristo**

Esto es lo que se produce en el cohete cuando expulsa los gases producidos durante la combustión, obtenidos mediante la reacción químicas de sus dos sustancias componentes: el combustible y el comburente.

### 2.2.2 HISTORIA Y DESARROLLO DEL COHETE

No podemos asegurar exactamente donde se inventó el cohete, ya que su rastro se pierde entre las antiguas civilizaciones de Extremo Oriente. Se piensa que el primer cohete fue desarrollado a partir de las “flechas incendiarias” y “cabezas de Dragón voladoras”. Para hacer el fuego más vivo, los chinos añadieron salitre y para proteger la llama del viento, la mezcla pirotécnica y pólvora negra fue encerrada por los costados y por frente, así al quemarse la pólvora negra (56.2%de salitre,31.8%de carbón vegetal “tallo de algodón”, 12% de azufre), proporcionaba el empuje al chorro y encendía la mezcla pirotécnica (Fig. No .3).

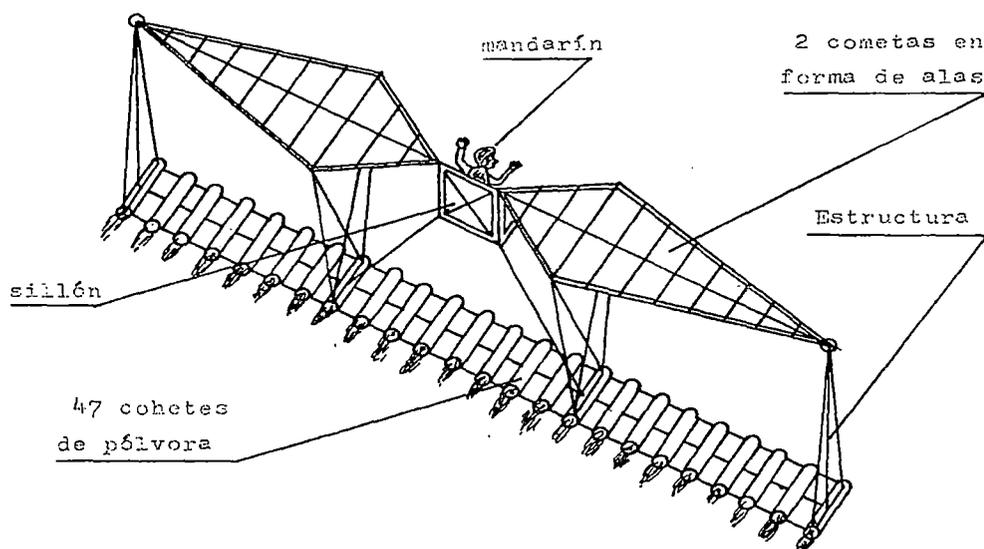
Una de las leyendas chinas habla del sabio mandarín WAN PO, que dedicó toda su vida al estudio y experimentaciones de los cohetes, entusiasmado por encontrar un medio para volar, este señor fabrico un aparato curioso con enormes cometas colocadas como si fueran alas a los costados de un sillón, y todo el conjunto unido a un dispositivo en el que había ordenado montar 47 cohetes de pólvora cuando todo estuvo listo, el mandarín tomo asiento en sillón , dio una orden a sus servidores y estos prendieron fuego a las 47 mechas, que hicieron arder a los cohetes en medio de una terrible llamarada. Cuando el humo se disipo, y el sabio mandarín y su extraña maquina habían desaparecido volatilizad0s (Fig. No.4).



**Fig. No.3. Cohete Pirotécnico**

En un manuscrito chino antiguo, se hace mención al empleo de cohete como arma de guerra, se relata la defensa de la ciudad de PIEN-KING, capital de la provincia china de HO-NAN, durante el asedio a que fue sometida en el año de 1232, por las hordas mongolas de OGODEI, hijo de GENGHIS KAN, y conquistador del Norte de China. Lo que aparecía una victoria fácil para los asaltantes se convirtió en una fuga desordenada al encontrarse entre una lluvia de armas desconocidas que les causaban enormes estragos.

Los conocimientos chinos sobre la pólvora se difundieron rápidamente en Europa, es así que aparece un tratado escrito en latín, el "LIBER IGNIUM", por MARCUS GRAECHUS, donde describe las posibles mezclas de materias explosivas e incendiarias, este tratado es estudiado por el inglés ROGER BACON (1214-1294), quien dará a conocer en 1260 una fórmula perfeccionada de la pólvora, capaz de convertir los cohetes más sencillos en verdaderos proyectiles de largo alcance.



**Fig. No.4. El sabio mandarín WAN PO y su extraña máquina**

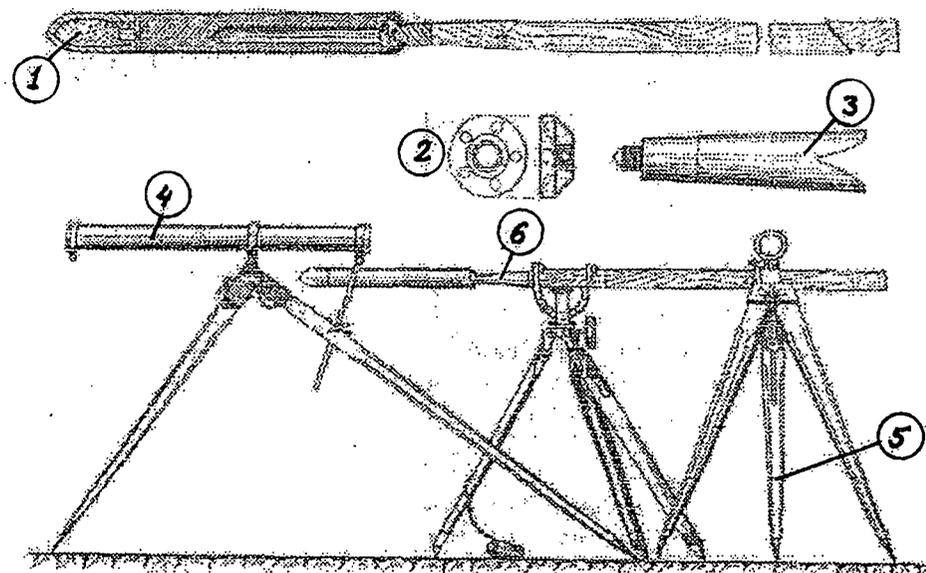
En 1799 los expedicionarios Británicos que combatían en la India se ven sorprendidos ante los eficaces ataques que lanza contra ellos el príncipe HAIDAR ALI, quien contaba con un ejército regular formado por 1200 lanzadores de cohetes.

El capitán inglés WILIAN CONGRAVE (1772- 1828), encargado del arsenal de WOOLWICH, decidió estudiar a fondo los cohetes, pronto empezó a fabricar en cantidades y con alcances de unos 2000 metros, efectuando espectaculares ensayos ante las autoridades y pasando rápidamente a ser puestos en servicio. Estos cohetes de pólvora negra fueron usados durante un ataque naval a la ciudad de BOULOGNE (Francia) en 1805, también se utilizaron para atacar DANCING en 1806, y a COPENHAGUE en 1807, a raíz

de estos resultados la mayoría de los ejércitos europeos equiparon sus arsenales con cohetes similares.

Durante la guerra de la independencia Norteamericana, las tropas Británicas usaron cohetes de pólvora negra para bombardear ciudades como Washington, Baltimore, etc.

Los generales Rusos ALEXANDRO ZASIADKO y KONSTANTIN KONSTANTINOV, entre 1817 y 1871, se ocuparon de perfeccionar la fabricación de cohetes en serie, el último publicó un libro "EL COHETE MILITAR", dedicado al estudio y utilización eficaz de los cohetes, sería muy pronto traducido a todos los idiomas y difundido entre los altos mandos militares de la época. Estos cohetes se emplearon en las campañas contra los turcos en 1828 y 1829 en todo éxito.



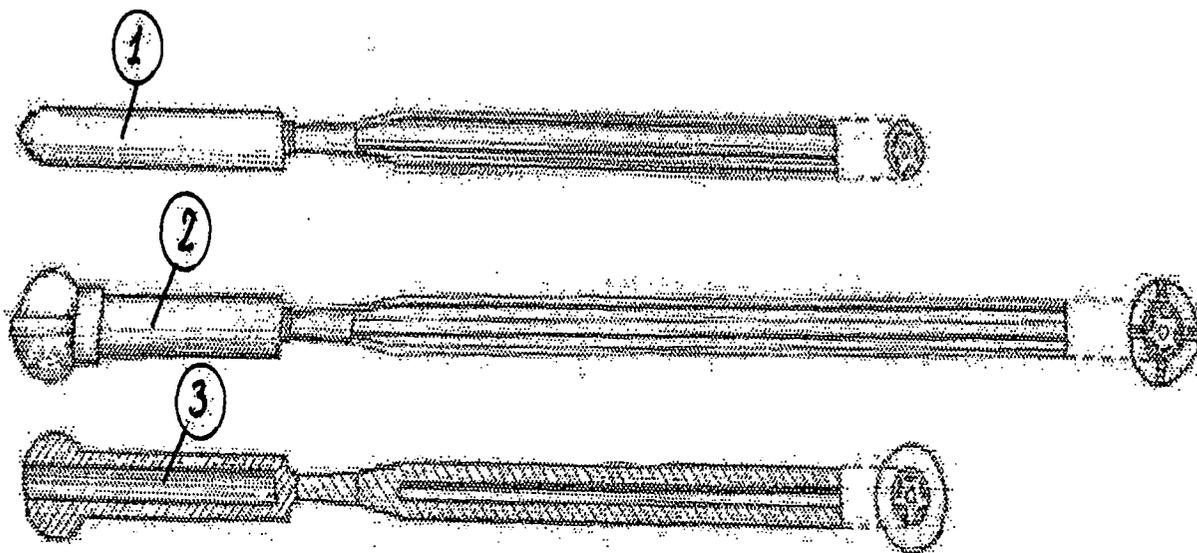
**Fig. No.5. Detalles del cohete de dos pulgadas de K.I. Konstantinov y vista general del afuste de Lanzamiento**

- 1) Corte longitudinal del cohete de dos pulgadas con cola prismática larga armada como una granada de dos libras.
- 2) Parte trasera.
- 3) Tubo de la cola prismática del cohete de dos pulgadas.
- 4) Tubo de lanzamiento vista lateral.
- 5) Trípode de lanzamiento para cohetes de dos pulgadas vista frontal.
- 6) Trípode con muesca para cohetes de dos pulgadas de cola larga.

No obstante el rápido desarrollo de la armas de fuego convencionales hizo caer en desuso a los cohetes (hacia finales del siglo XIX), el cohete volvía a quedar arrinconado y en desuso sin que prácticamente tuviera oportunidad nueva de entrar en acción hasta la segunda Guerra Mundial.

En 1846 el Norteamericano William Hale remplazó la varilla estabilizadora del cohete por tres paletas curvadas, esto originaba en el cohete un giro y una estabilización por acción giroscópica.

Los motores cohete de combustible sólido se han utilizado para el despegue de aviones, motores cohete JATO (Jet Assisted Take -off), “despegue ayudado por cohete”, para ayudar a acortar la carrera de despegue de los Bombarderos pesados.



**Fig.No.6. Cohetes de Konstantinov**

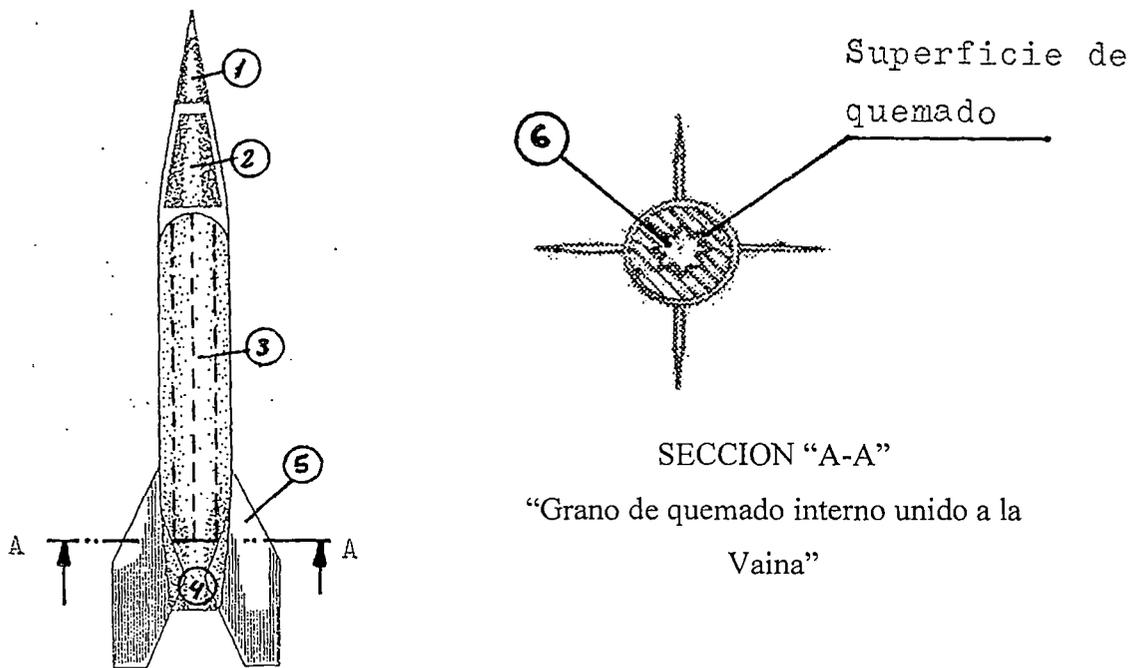
- 1) Cohete de puntería (de tiro directo), de dos pulgadas, con granada de dos libras de peso y cola acanalada corta.
- 2) Cohete de tiro curvo (por elevación) de dos pulgadas, con granadas de seis libras de peso y cola acanalada.
- 3) Corte longitud de un cohete de instrucción.

Es en la segunda Guerra Mundial donde el cohete llega a la mayoría de edad, donde aparece totalmente transformado en su versión moderna, mucho más eficiente y aterradora. Los norteamericanos utilizaron el cohete antitanque BAZOOKA de combustible sólido, con mucho éxito por las tropas de infantería contra los carros de combate alemanes. Los rusos emplearon el proyectil cohete de combustible sólido "KATIUSHKA" o "pequeña catalina", montados sobre unos soportes en baterías sobre un camión, y con efectos devastadores sobre las tropas de infantería enemigos. Los alemanes utilizaron cohetes antitanque "PANZERFAUST", también de combustible sólido. Además pusieron operativos la bomba volante V-1 (pulsorreactor de combustible líquido), el cohete balístico de combustible líquido V-2, estos dos armas últimas causaron pavorosos efectos en el bombardeo de Londres y marcaron un nuevo hito en el desarrollo de cohete.

En la actualidad misiles de combustible sólido y líquido y que pueden ser guiados por radar, guiados por TV, guiado laser, filo guiados (guiados por cable ),etc., y que se agrupan en misiles: aire-aire, aire-tierra, superficie-superficie, tierra- aire, cada uno con su campo de aplicación definido y con su particularidades propias.

En la Fig. No 7, se ve el corte longitudinal de un cohete muy simple con motor de pólvora. Este cohete tiene la forma de un cuerpo de revolución con cabeza cónica, en la cual se encuentra la carga útil transportada (explosivos, aparatos meteorológicos, etc.).

La mayor parte del cuerpo del cohete lo ocupa el motor de pólvora (propulsante sólido), que consta de una cámara, llena de cartuchos (granos) de pólvora y de una tobera de perfil especial (parte de la tobera de Laval). Al arder los granos de pólvora se forman gases calientes que salen a gran velocidad por la tobera de Laval y crean una fuerza de reacción que será tanto mayor cuanto mayores sean la velocidad de las partículas que salen por la tobera y el número (y peso) de estas partículas que salen por segundo.



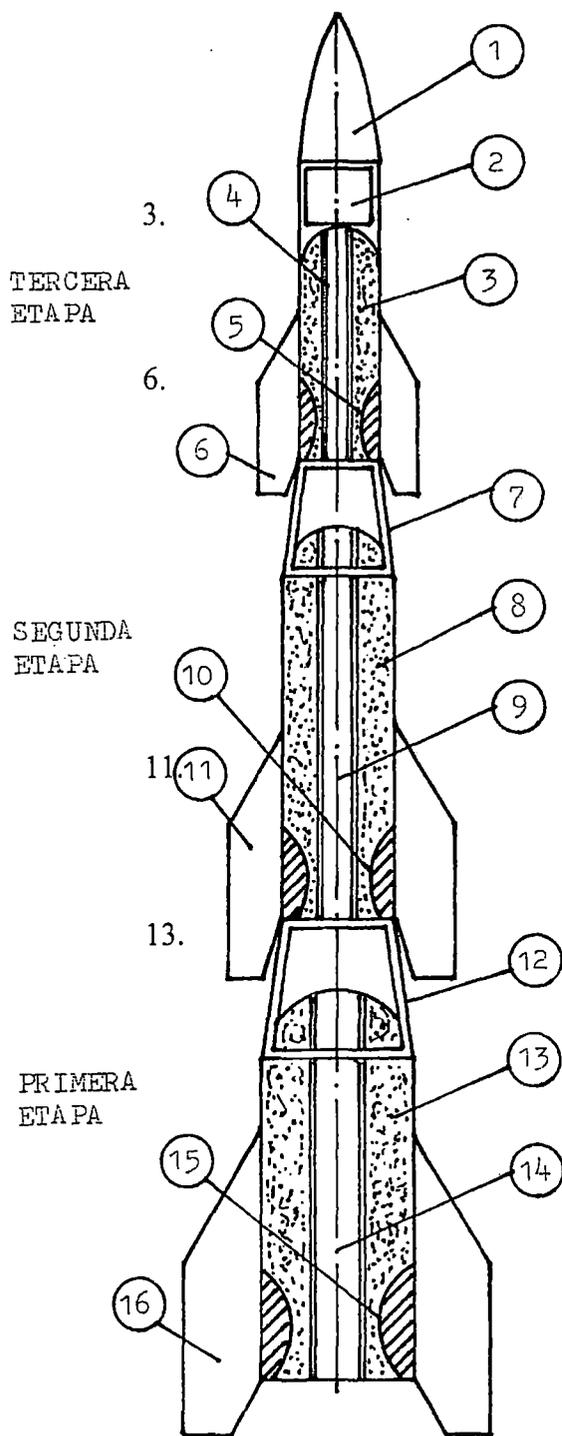
**Fig. No. 7 Esquema de un cohete de combustible sólido de una sola etapa**

1. Carga útil.
2. Compartimiento de mando (sistema de guía).
3. Combustible sólido.
4. Tobera.
5. Aletas de estabilización.
6. Cámara de combustión en forma de estrella (para tener mayor área de combustión)

El profesor Ruso Konstantin Eduardovich Tsiolkovski, proponía a principios del siglo XX, los cohetes compuestos o trenes de cohetes. El primer tipo es semejante a un tren de ferrocarril, en el que la locomotora empuja desde atrás. Dibujemos tres cohetes enganchados uno detrás de otro (Fig. No 8. Este tren es empujado al principio por el cohete inferior o de cola (es decir funciona el motor de la primera etapa), cuando se agota su provisión de combustible, este cohete se desengancha y cae a tierra.

A continuación comienza funcionar el motor cohete de la segunda etapa, luego se agota el combustible y cae a tierra. A continuación comienza a funcionar el motor cohete de la tercera etapa. Una vez consumido todo el combustible del este, el cohete tendrá una

velocidad suficientemente grande gracias al trabajo realizado antes por los motores de la primera y segunda etapa.



Carga útil.

1. Compartimiento de mando.
2. Combustible sólido (3era. Tapa).  
Cámara de combustión (3era.etapa).
3. Tobera (3era .etapa).
4. Aletas estabilizadoras (3era .etapa).
5. Unión de la 2da. y 3era. etapa y equipo de encendido de la 3era etapa.
6. Combustible sólido (2da. Etapa).
7. Cámara de combustión (2da.etapa).
8. Tobera (2da.etapa).
9. Aletas estabilizadoras (2da .etapa).
10. Unión de la 1era.y 2da .etapa y equipo de ignición de la 2da. Etapa.
11. Combustión solido (1era.etapa).
12. Cámara de combustión (1era. Etapa).
13. Tobera (1era.etapa).
14. Aletas estabilizadoras (1era. Etapa)
15. Carga útil.
- 16.

**Fig. No.8. Esquema de un cohete de combustible  
Sólido de 3 etapas**

Tsiolkovski demostró por medio de cálculos, la distribución más conveniente de los pesos de los cohetes que constituyen un tren. En 1903 publicó un artículo titulado “LA EXPLORACION DEL ESPACIO COSMICO POR INGENIOS DE REACCION”, en la revista NAUTCHNOIE OBOZRENIE (a través de las ciencias), en este artículo desarrolla sus teorías matemáticas y exponía la denominada “ECUACION DE TSIOLKOVSKI”, que permite calcular la velocidad de un vehículo en el vacío, partiendo de la velocidad de salida de sus gases propulsores y de la relación de masas entre el cohete a plena carga y después de haber agotado su combustible, esta fórmula se expresa así:

$$V_f = V_{m\acute{a}x} = V_e \ln \left( \frac{M_i}{M_f} \right) \quad (2.1)$$

Donde:

$V_f = V_{m\acute{a}x}$  = Velocidad final que alcanza el cohete (velocidad máxima)

$V_e$  = Velocidad de escape de los gases por la tobera.

$M_i$  = Masa inicial del cohete a plena carga (Combustible, comburente, carga útil, sistema de

Guía, estructura), antes de ser disparado.

$M_f$  = Masa final de cohete al agotarse el combustible.

$\left( \frac{M_i}{M_f} \right)$  = Razón de masas, tiene una importancia vital en el diseño y construcción de cohetes.

Veamos un ejemplo de cálculo de los pesos de despegue de los cohetes multietápico, considerando:

$$V_e = 2500 \frac{m}{s} = 2.5 \text{ km/s}$$

$$\left( \frac{M_i}{M_f} \right) = 5$$

Carga útil = 1 tonelada.

Velocidad máxima del cohete monoetápico:

$$V_f = V_{m\acute{a}x} = 2.5 \ln 5 = 2.5 \times 1.6 = 4 \text{ km/s}$$

El peso de la estructura sin propulsante también lo tomamos igual a 1 tonelada. Por consiguiente, para imprimir a la carga útil de una tonelada la velocidad de 4 km/s se

necesita un cohete cuyo peso de despegue sea de 7 toneladas. A continuación se dan los resultados de los cálculos para una serie de cohetes multietapicos, suponiendo que la perfección constructiva de las sucesivas etapas es la misma.

**TABLA No. 2**  
**VELOCIDAD FINAL DEL COHETE EN FUNCIÓN DEL NÚMERO DE**  
**ETAPAS**

Velocidad final máxima del cohete ( $V_f = V_{m\acute{a}x}$ ) (km/s)	Número de etapas	Peso de despegue del cohete en toneladas para una tonelada de carga útil
4	1	7
8	2	49
12	3	343
16	4	2401
20	5	16807

De esta tabla se concluye lo siguiente. Mientras la velocidad máxima que puede obtenerse, en el caso de un cohete multietápico, aumenta en proporción aritmética, el peso total de despegue crece en proporción geométrica. De aquí la importancia especial que para perfeccionar los cohetes tienen el aumento de la velocidad relativa de las partículas que se expulsan por la tobera.

El segundo tipo de tren de cohetes compuestos que proponía Tsiolkovski, se refiere a la "escuadrilla de cohetes", que es apropiado para cohetes de combustible líquido y que lo veremos más adelante.

### 2.2.3 PRINCIPALES CARACTERISTICAS QUE BEBE TENER UN COHETE DE COMBUSTIBLE QUIMICO

Es un motor de cohete de combustible químico reaccionan químicamente un combustible y un oxidante en una cámara de combustión para producir gases de alta presión y temperatura, dichos gases se expansionan en un tobera de escape adecuada y se expelen hacia afuera en un chorro gaseoso de alta velocidad, esto produce una fuerza de reacción ( empuje) en sentido contrario a la salida de los gases, debido a que el motor cohete no necesita del aire atmosférico tiene la siguientes características básicas.

- Puede funcionar en el vacío.
  - No tiene techo máximo en altitud "Plafond".
  - El empuje o reacción es independiente del ambiente que lo rodea y de la velocidad de vuelo.
- Los empujes, tracciones o fuerzas de reacción por unidad de área frontal y por unidad de peso del motor son mayores que los correspondientes a cualquier otro motor a reacción conocido. Esencialmente existen dos tipos de cohetes de combustible químico:

### 2.2.4. MOTOR DE COHETE DE COMBUSTIBLE SOLIDO

En la Fig. No 9. Se ve un motor cohete de combustible sólido. Para conseguir los efectos deseados las características del quemado del propulsante (combustible + oxidante), se calculan de tal manera que dicho quemado quede limitado a uno de intensidad uniforme, en las capas

Perpendiculares a la superficie en que se efectúa el mismo y con una presión de combustión constante.

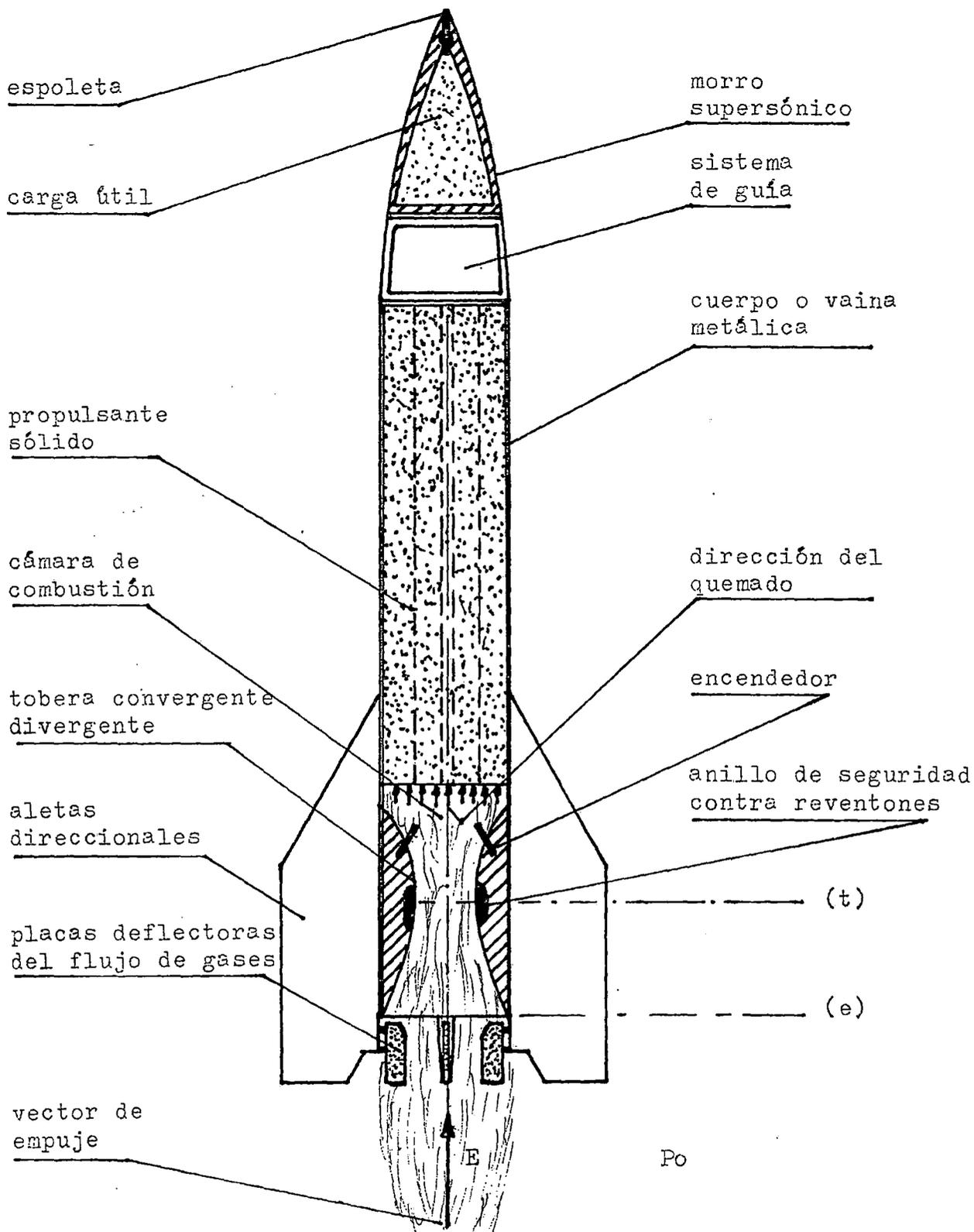


Fig. No.9. Cohete de Combustible Sólido de Quemado Restringido

En algunos modelos de cohete, el grano de propulsante está unido a las paredes de la cámara de combustión del motor cohete, y en otros no. Un grano de propulsante sólido cuyo quemado quede limitado a una sola superficie se llama “GRANO DE QUEMADO RISTRINGIDO”.

En algunos proyectiles balísticos, el grano se une corrientemente a la vaina metálica, y su sección transversal es la de un cilindro hueco con su superficie interna que es la del quemado en forma de estrella. La combustión avanza desde el interior del grano hacia la vaina, un motor cohete de este tipo se llaman “GRANO DE QUEMADO INTERNO UNIDO A LA VAINA”.

Para el caso de cohetes impulsores o de lanzamiento, se requiere un empuje muy grande en corto tiempo, para este caso se emplea un grano que permite que su quemado se verifique en más de una de sus superficies, estos granos se llaman “GRANOS DE QUEMADO SIN RISTRICCIÓN”.

Generalmente la configuración de un grano de propulsante sólido se diseña de modo que el área de su superficie de quemado varíe para que resulte una curva prescrita del empuje en función del tiempo.

### **2.2.5 COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO**

El primer motor cohete de propulsor líquido lo construyó el peruano P. E. PAULET MOSTAJO, en el año de 1896, utilizando peróxido de hidrógeno y gasolina. El combustible y el agente oxidante se introducían en la cámara de combustión unida a la tobera, mediante válvulas adecuadas. El combustible se encendía mediante una chispa y la explosión que seguía cerradas las válvulas de admisión del propulsante hasta que la presión caía hasta un cierto valor en la cámara, lo que permitía la entrada de nuevo propulsante. El proceso resultaba así intermitente con unas 300 explosiones por minuto y un empuje de 90 kg aproximadamente.

En 1908 K.E. Tsiolkovski publico un trabajo en el que trataba de la posibilidad de explorar el espacio exterior con una nave espacial impulsada por un cohete de propulsor líquido. Aunque se trataba del análisis matemático del vuelo especial propuso el empleo del hidrogeno ( $H_2$ ) y oxigeno ( $O_2$ ) líquidos como propulsores en una cara de propulsión a presión constante provista de una tobera divergente. Esta mezcla se considera aun como el mejor de los propulsantes de reacción química desde el punto de vista el empuje.

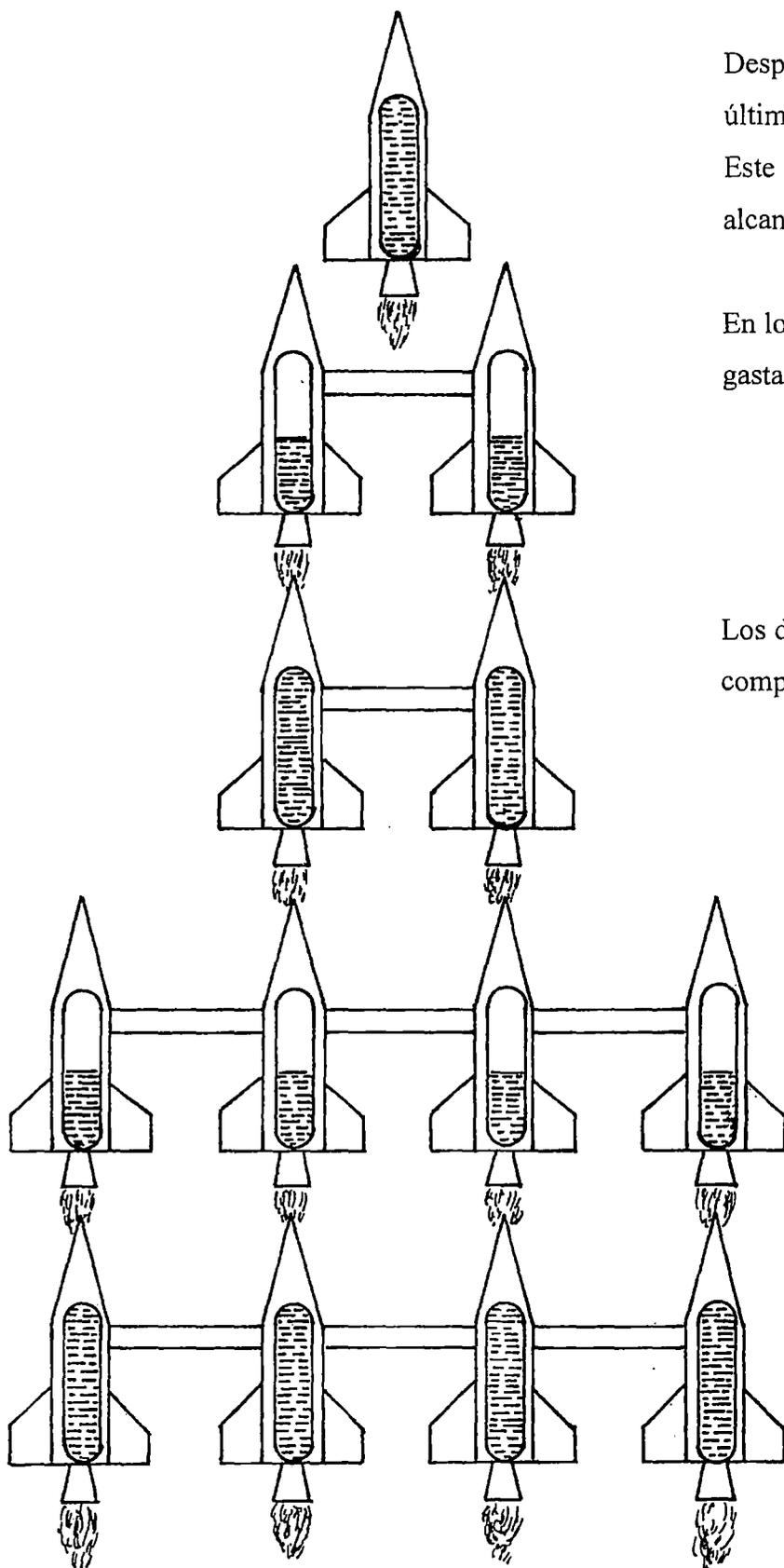
El segundo tipo de cohete compuesto propuesto por Tsiolkovski en 1935 es el llamado por él "ESCUADRILLA DE COHETES", en la cual éstas van unidos entre sí como los troncos de una balsa en un río, ver la fig. No 10.

Para el despegue los cuatros cohetes empiezan a funcionar a un mismo tiempo. Cuando cada uno de ellos ha gastado la mitad de su provisión de combustible, dos cohetes (por ejemplo uno de la derecha y otro de la izquierda) trasvasan el resto de su propulsante no consumido a los depósitos de los otros dos cohetes y se desprenden de la cuadrilla. El vuelo lo prosiguen los otros dos cohetes con los depósitos llenos. Cuando éstos han gastado la mitad del propulsante, uno de ellos trasvasa la mitad que le queda al cohete que ha de llegar hasta el final del viaje. La ventaja de la escuadrilla consiste en que todos los cohetes son iguales. El trasvase del combustible y oxidante durante el vuelo es un problema difícil, pero técnicamente posible de resolverse.

Veamos algunos de los datos obtenidos por Tsiolkovski en el año de 1935, para una escuadrilla de cohetes. Supongamos que se dispone de un gran número de cohetes exactamente iguales, cuya relación de masas sea  $M_0/M_k = 5$ . Admitamos que la velocidad relativa eficaz de las partículas expulsadas por la tobera ( $V_e$ ) es la misma en todos los cohetes de la escuadrilla e igual a 3000 m/s. Con una escuadrilla de éstos cohetes, trasvasando las reservas de propulsante, podemos obtener velocidades muy altas, imposible de conseguir con un solo cohete. Aplicando sucesivamente la fórmula de Tsiolkovski se obtienen los resultados mostrados en la tabla No.3.

**TABLA No.3.**  
**VELOCIDAD FINAL DE LA ESCUADRILLA DE COHETES**

Numero de cohetes de la escuadrillas	Velocidad de ultimo cohete, después de gastar todo el propulsante (m/s)
1	4,827
2	6,361
4	7,895
8	9,429
16	10,962
32	12,497
64	14,031
128	15,565
256	17,099



Después del trasvase, el depósito del último cohete está completamente lleno. Este cohete llega al fin del viaje y alcanza la velocidad máxima.

En los dos cohetes los propulsante se ha gastado hasta la mitad.

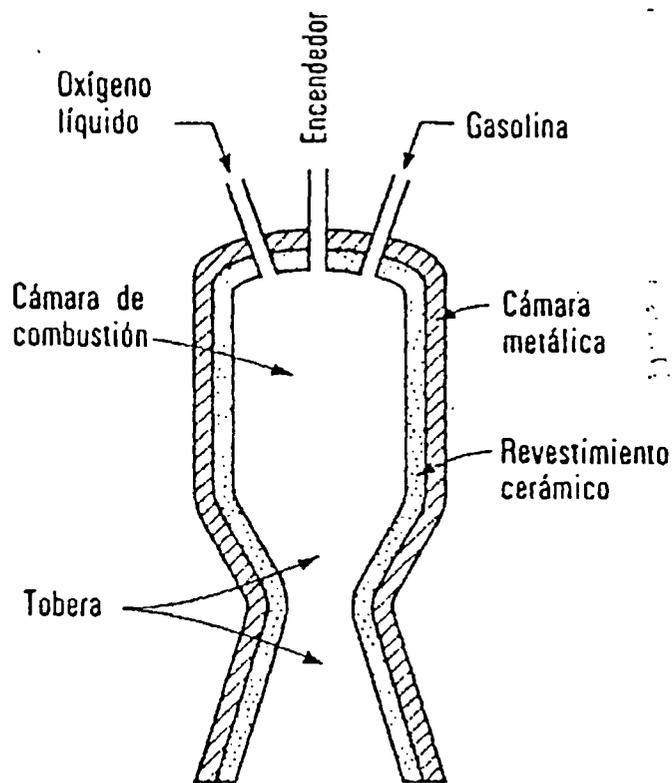
Los depósitos de los dos cohetes están completamente llenos.

En los cuatros cohetes el propulsante se ha gastado hasta la mitad.

Los cuatros cohetes Tienen los depósitos completamente llenos.

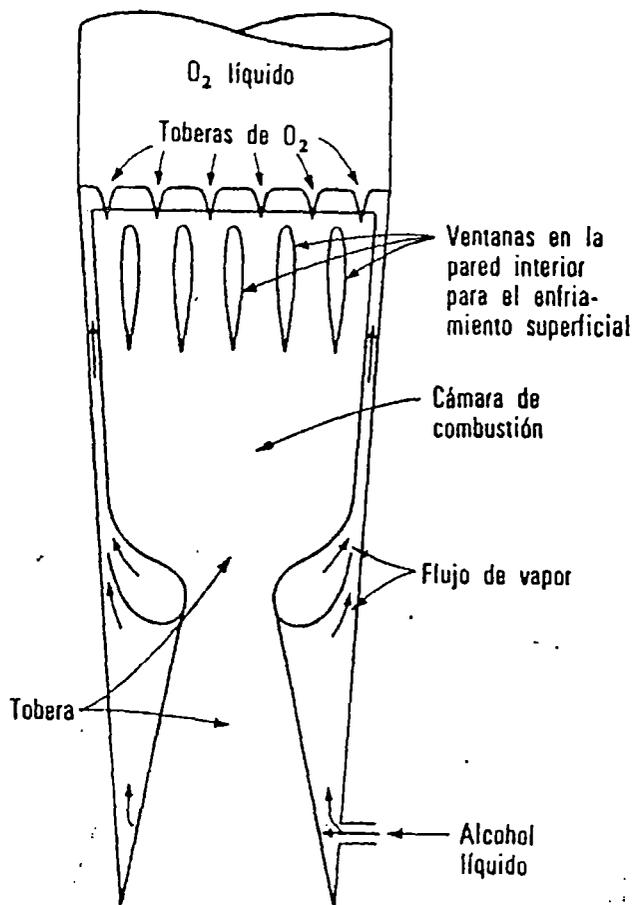
Fig. No.10. Escuadrilla de Cohetes de Tsiolkovski

El Norteamericano R.H. GODDARD de la Universidad de Clark, Worcester, Massachusetts, se interesó por el tema de los cohetes. Aunque el trabajo experimental de Goddard que comenzó en 1915, trataba sobre el cohete de pólvora sin humo, en una patente de 1914 expuso la posibilidad del empleo de los propulsores líquidos en los cohetes, que en un proyectil realizó un vuelo en 1926. La cámara de combustión y la tobera del cohete (Fig. No 11), estaban revestidos de un material cerámico (alúmina) para proteger el metal. El diseño de la tobera era el ideal para el máximo empuje, siendo una tobera del convergente-divergente.



**Fig. No. 11. Motor cohete de Goddard de propulsor líquido (los propulsores se presurizaban con oxígeno líquido)**

En 1923 el profesor Rumano HERMANN OBERTH propuso el empleo de agua, alcohol etílico y oxígeno líquido como propulsor de cohetes. Su cámara de combustión y tobera propuestos (Fig. No 12) incluía la refrigeración de esta combinación por una camisa con alcohol líquido y vapor sobre las paredes interiores a fin de aislarlos de la alta temperatura de los productos de la combustión.



**Fig. No.12. Motor Cohete de Oberth de propulsor  
Líquido con calentamiento regenerativo de  
Alcohol y refrigeración por película.**

### 2.2.5.1 CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO

Generalmente utilizan dos propulsante líquidos, uno de ellos es el oxidante líquido y el otro es combustible líquido, en consecuencia estos motores se denominan “Motores cohetes de bipropulsante líquido”. Los Propulsantes líquidos se introducen a presión en la cámara de combustión, dentro de la que reaccionan produciendo grandes volúmenes de gases a temperatura y presión elevadas.

Para una combinación de Propulsantes, la temperatura de combustión ( $T_c$ ) depende primordialmente de la relación de la mezcla, y en menos proporción de la presión de combustión ( $P_c$ ).

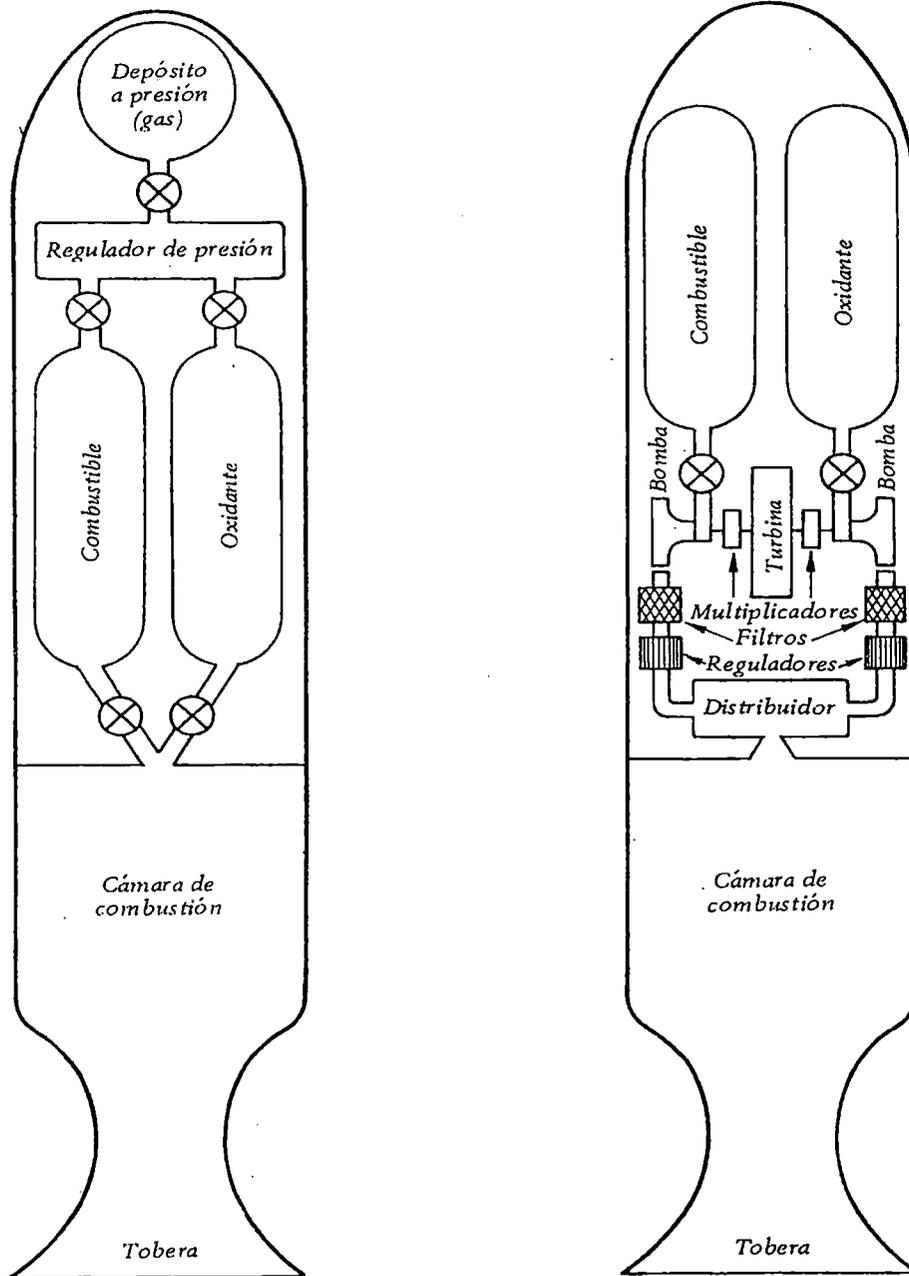
Cuando son iguales los gastos o velocidades de las masas de los propulsores y de los gases de escape la presión de combustión se mantiene constante (esto es la forma de funcionamiento de un cohete que corrientemente se desea).

Los propulsante líquidos que reaccionan espontáneamente cuando sus corrientes líquidas se ponen en contacto se llaman HIPERGOLICOS. Un oxidante líquido y un combustible líquido que no reaccionan espontáneamente cuando se ponen en contacto se dicen que son DIERGÓLICOS y requiere algún sistema de encendido para iniciar la combustión.

En fig. No 13 se ve un esquema de las características principales de este tipo de motor cohete, que Comprende:

- Un sistema de inyección que obliga a los Propulsantes a entrar en la cámara de Combustión y los mide y regula.
- Una cámara de combustión dentro de la cual reaccionan químicamente el combustible y el Oxidante produciendo gases a temperatura y presión elevadas.
- Una tobera de Laval convergente-divergente, para la expansión de los gases de la Combustión que producen el chorro de escape supersónico.

Usualmente se debe refrigerar las paredes interiores de estos motores cohete, excepto en aquellos casos en que el tiempo de funcionamiento sea muy corto o cuando queda mantenerse relativamente baja la temperatura de combustión.



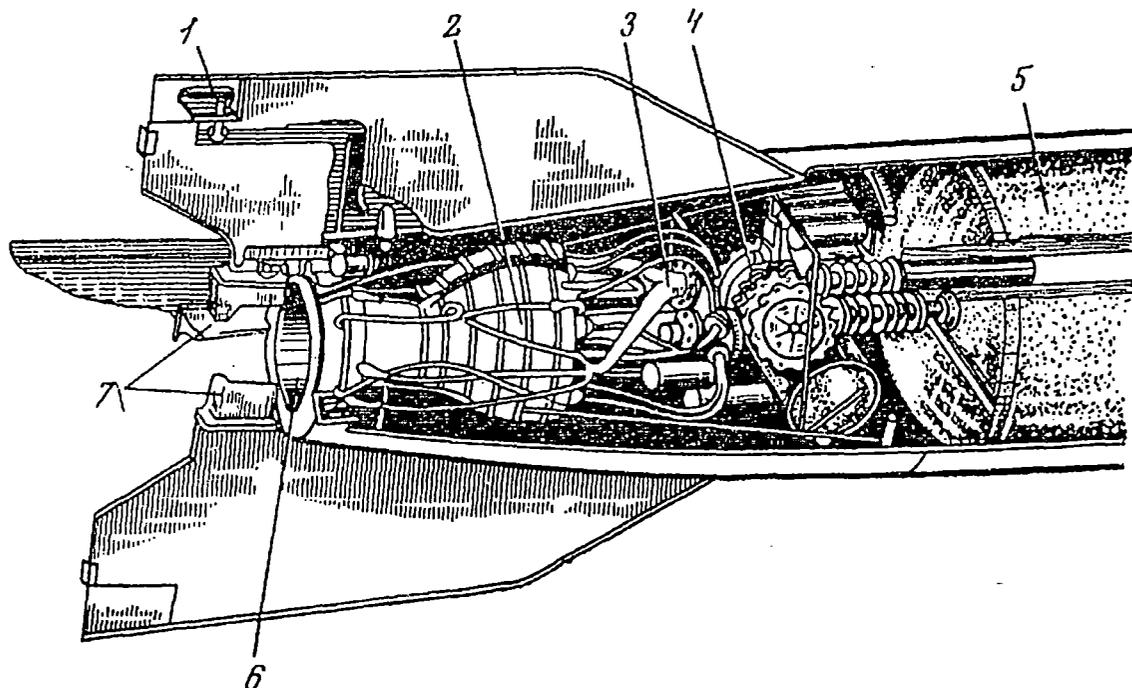
a.-Utilizando gas inerte como  
Presurizante de los Propulsantes

b.-Utilizando un grupo turbo-bomba  
para bombear Los Propulsantes a la  
Cámara de combustión

**Fig. No.13. Cohete de Combustible Líquido**

### 2.2.5.2. EL COHETE ALEMAN V-2

Fue desarrollado en el centro de investigación de cohetes de Peenemunde, una isla situada en la desembocadura de río Oder (actual Frontera entre Alemania y Polonia), se erigió este centro de investigación a un costo de 120 millones de dólares y donde trabajaban alrededor de 2000 científicos. En el extremo norte de la isla se hallaban el área de pruebas y las rampas de lanzamiento, a lo largo de toda la costa estaban las plantas de producción y en la parte del sur estaba el alojamiento del personal. El director del centro de investigación



era el capitán Walter Dornberger (que más tarde llegaría a general), bajo las órdenes de Dornberger estaba un joven científico WERNHER VON BRAUN, quien era un fanático de los cohetes y el verdadero cerebro de este proyecto Alemán.

**Fig. No.14. Parte trasera del cohete V-2**

- |  |                               |
|--|-------------------------------|
| 1. Timón de aire                           | 4. Grupo turbo cada.          |
| 2. Cámara de combustión                    | 5. Depósito para el oxidante. |
| 3. Tobera para el combustible<br>(Alcohol) | 6. Salida de la tobera.       |
|  | 7. Timones de gas.            |

El primer cohete que salió de allí fue el AGGREGATE-1 o simplemente A-1, pequeño ingenio de solo 300 kg de empuje, propulsado por alcohol y oxígeno líquido, se introducían ambos en la cámara de combustión por medio de la presión ejercida por un tanque de nitrógeno líquido, sometido a pruebas no resulto muy satisfactorio y fue desguazado. Se empezó a trabajar luego en el A-2, muchísimo más práctico, fue sometido a pruebas y alcanzo una altura de 1830 metros, pero todavía no era muy satisfactorio. En setiembre de 1937 se empezó a trabajar en el A-3, cohete agrandado, mejorado y modernizado que desarrollaba 1360 kg de empuje con su motor de oxígeno líquido y alcohol, cada cohete pesaba 745 kg y tenía una longitud de 6 metros, el sistema de control del cohete era muy primitivo y propenso a fallos y difícil de controlar. Se pensó luego en un nuevo sistema de control y así nació el A-4, a finales de 1938 fue disparado a través del Báltico y alcanzo una altura de 10 km, en el año siguiente se probaron 30 prototipos más, luego se modificó el cohete y el 13 de junio de 1942 estaba listo para su lanzamiento.

Tenía 14,05 m de largo, pesaba aprox.12 toneladas y tenía como combustible alcohol etílico y como oxidante oxígeno líquido, se puso en funcionamiento pero las bombas de combustible fallaron en un momento determinado y el cohete cayó de costado y exploto. El 16 de agosto de 1942 fue disparado el segundo prototipo de la serie con más éxito y sobrepaso la velocidad del sonido. El 3 de octubre de 1942 se disparó el tercero de la serie, desde la costa de Pomerania y fue un éxito total, funciono durante un minuto alcanzo una altura de 80 km y cayó a 191 km de distancia, este sería el definitivo V-2.

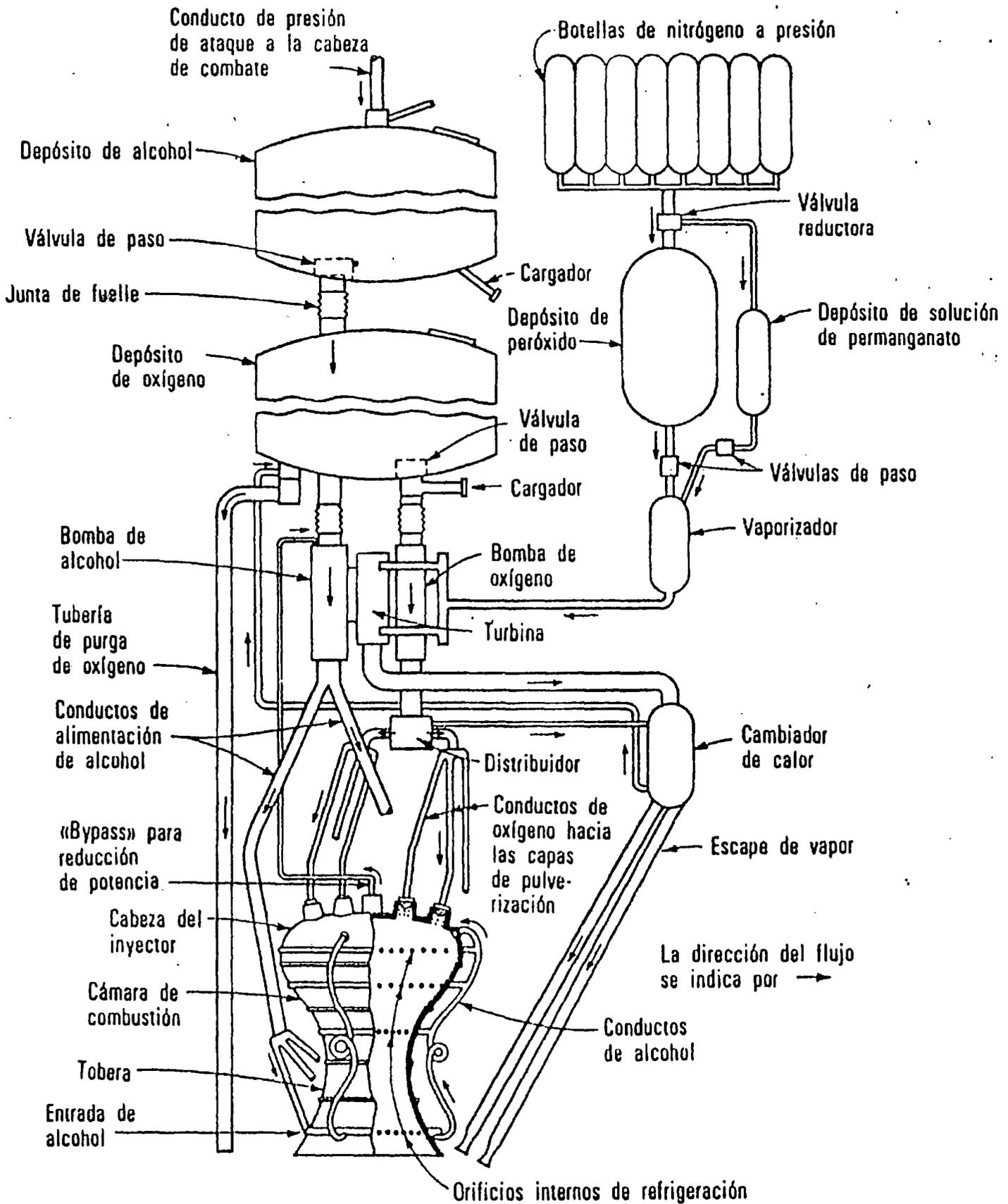


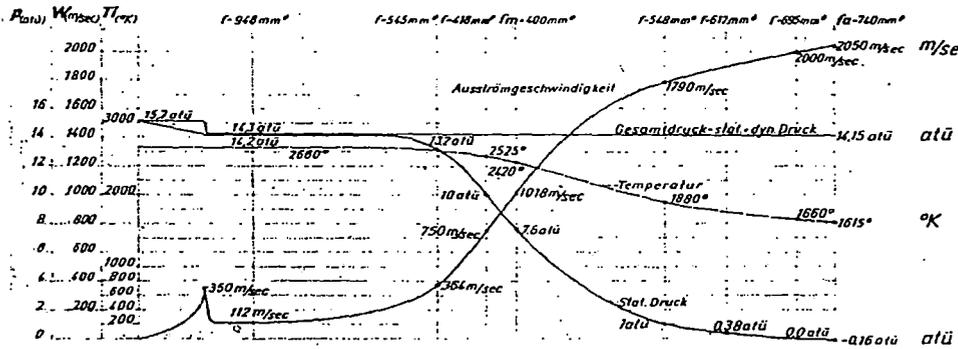
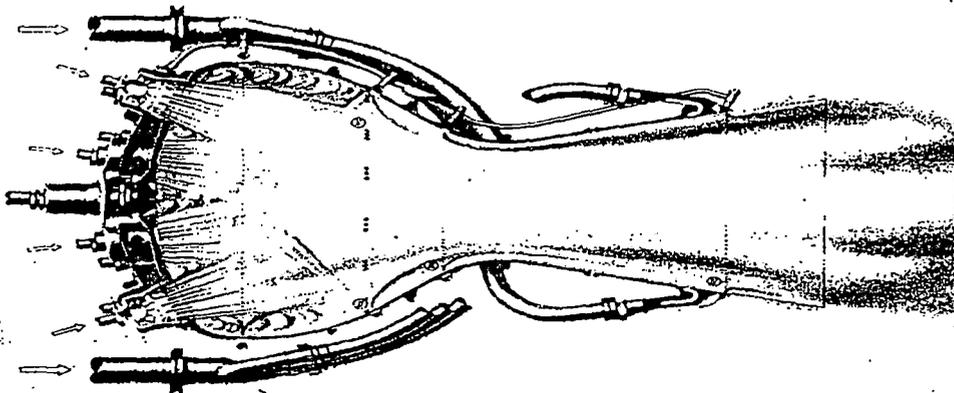
Fig. No.15. Diagrama de flujo del sistema propulsor del cohete Alemán V-2

El V-2 era un cohete de una sola fase que utilizaba como Propulsantes una mezcla de 75% de alcohol metílico y 25% de oxígeno líquido. El conjunto cámara de combustión – tobera se refrigeraba por una chaqueta de alcohol líquido que ingresaba en la chaqueta cerca de la boca de salida de la tobera fluía hacia arriba hasta la válvula central del Bypass de alcohol, situada en la parte superior de la cámara de combustión.

Parte del alcohol fluía a través de los orificios de refrigeración por la cámara de combustión y paredes de la tobera. Esto proporcionaba una lámina de vapor sobre las paredes, protegiéndolos de la elevada temperatura de los productos de la combustión.

Cuando la válvula de “Bypass” estaba cerrada , la mayor parte del alcohol fluía a través del sistema de colectores en la parte superior de la cámara de combustión a los orificios en los lados de los pulverizadores, mientras el oxígeno se pulverizaba a través de las coquillas situadas sobre las 18 copas de pulverización (especie de inyectores ) .El sistema de combustión estaba diseñado para mezclar y quemar unos 127 .4 kg de propulsante por segundo en un espacio de un metro de diámetro interior por tres metros de longitud. Como la velocidad de salida de los productos de la combustión por la tobera era de aproximadamente 2000 m/s, la duración del flujo de una partícula a través de la cámara de combustión era del orden de varias milésimas de segundo. El empuje obtenido por este motor cohete era de unos 26,000 kg, la máxima potencial al final del vuelo era de 625,000 C.V., La aceleración máxima era equivalente a 8 g, y el consumo específico de combustible casi al finalizar la parte activa del vuelo era de alrededor de 1700 m/s. Los detalles de este cohete se pueden ver en las figuras No 14, No 15, No 16, y No 17.

### Heizbehälter: Betriebszustand (theor. Werte)



Arriba: Un esquema alemán que muestra la cámara de disparo de la V-2 y diagramas que representan los datos de disparo. Derecha: Sección esquemática de la V-2 mostrando los grandes depósitos de oxígeno y alcohol situados encima del motor; más a la derecha, la V-2 sobre la plataforma de lanzamiento mostrando sus dimensiones.

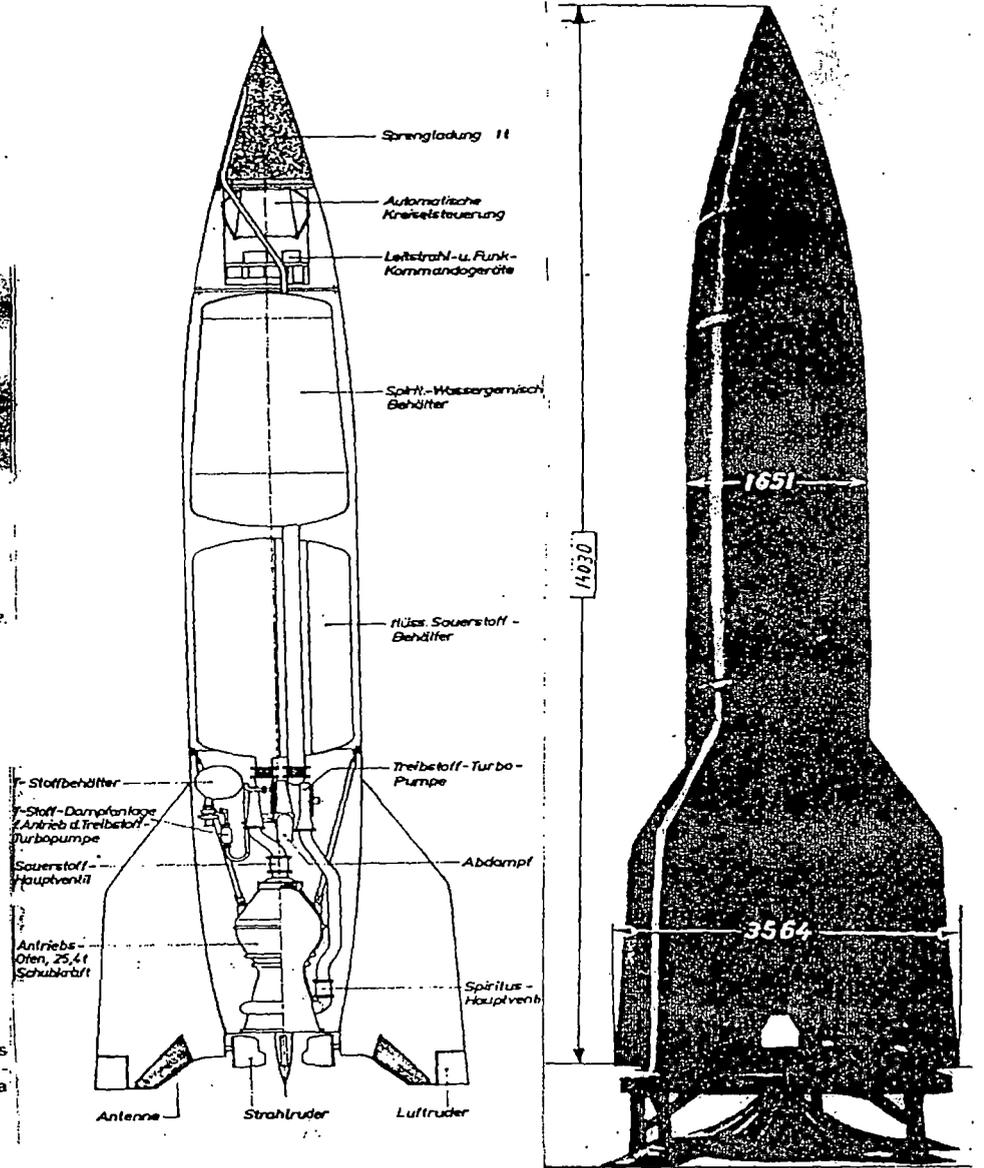
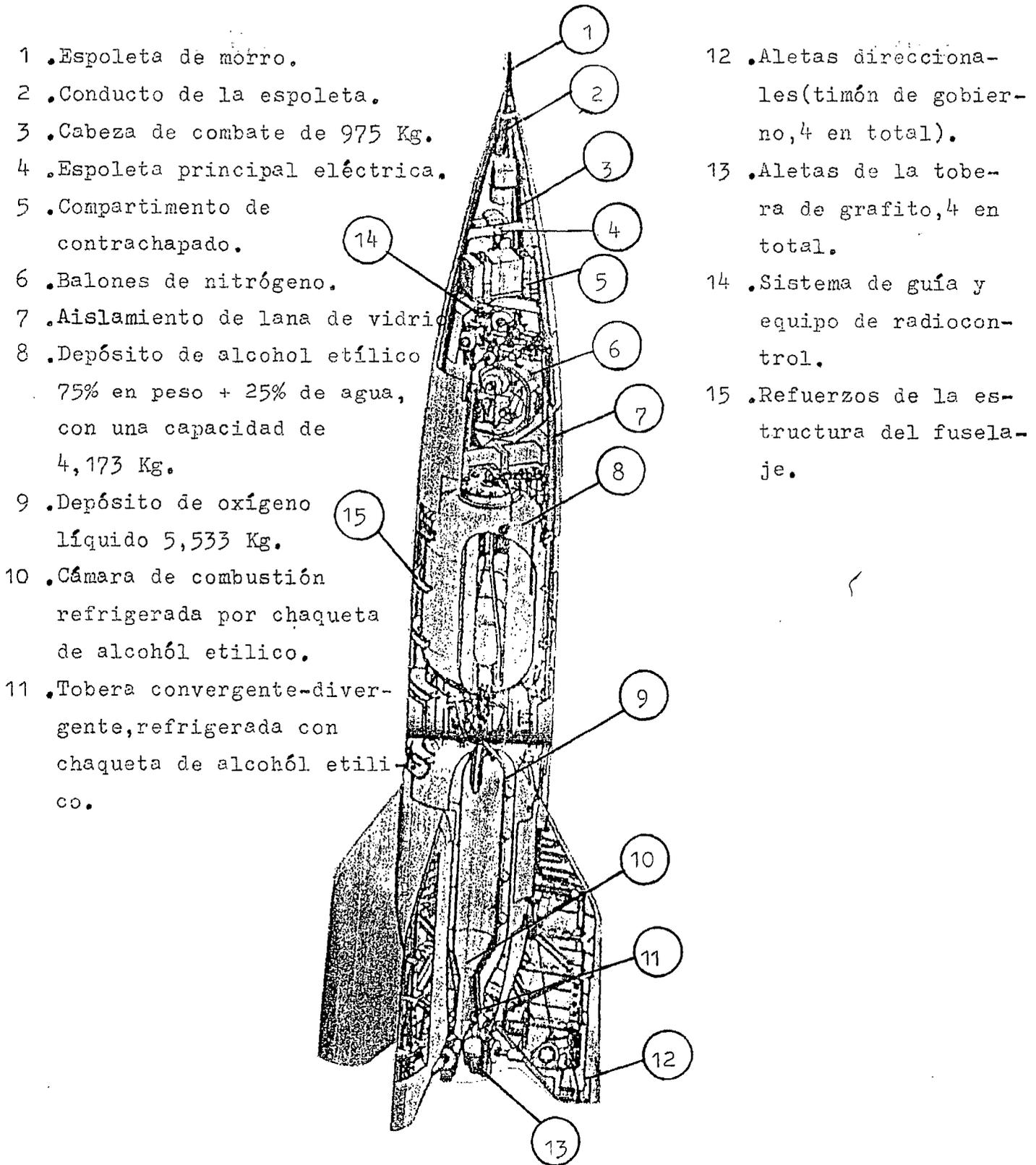


Fig. No.16. Cámara de Combustión y Tobera convergente-divergente del Cohete V-2



**Fig. No.17. Partes Principales del Cohete Alemán V-2 (A-4). Con este misil los alemanes bombardearon Londres durante la Segunda Guerra Mundial**

### 2.2.5.3 EL AVION COHETE RUSO BI

Alemania no había sido la única en investigar las posibilidades de propulsión por cohetes. La unión soviética estaba también empeñada en un amplio programa de investigación. El Ruso K.E. Tsiolkovski es considerado como el “padre de la cohetaría”, pero Tsiolkovski fue básicamente en teórico cuyos trabajos ejercieron gran influencias sobre hombres más prácticos como: F.A. Tsander y V.P. Glusko. El centro de investigación de cohetes de los rusos era el RNII (Instituto de Investigación Científica de cohetes), fue creada en 1934 por el Mariscal Tukhachevski. Para coordinar los trabajos existían dos subgrupos, el GIRD (Grupo de Estudio de la Propulsión de Gases) en Leningrado, y el GDL, ambos subgrupos eran en muchos aspectos similares y seguían líneas paralelas en el desarrollo de cohetes. En el GIRD trabajaba F.A. Tsander que había construido y probado en 1929 el pequeño cohete OR-1, con un empuje de 5 kg y combustible líquido, luego el OR-2 que utilizaba gasolina gelatinosa y oxígeno líquido, pesaba 6.5 kg y desarrollaba un empuje de 65 kg. Por otro lado en el GDL trabajaba Valentín Glushko, que diseñó el ORM-1 que quemaba alcohol y ácidos nítrico y producía un empuje de 100 kg, luego se desarrolló el ORM-2 que alcanzó en 1953 un empuje de 400 kg, pero poco después murió Tsander y con él muchas de las ingeniosas ideas. Entre tanto Glushko continuó con motores cohete con alcohol, gasolina o Keroseno como combustible y ácido nítrico como oxidante, alcanzando empujes de 60 a 600 kg. Así continuaron el programa de desarrollo de cohetes hasta que llegamos al cohete que se diseñó en la Academia Militar del Aire, bajo la supervisión del profesor Víctor F. Bolkhovitinov y que se denominó simplemente BI (iniciales de Berenzyak e Isaev), científicos responsables del proyecto, iniciándose la construcción de varios prototipos en una fábrica a las afueras de Moscú, en eso se produce la invasión de la Unión Soviética por Alemania y el rápido avance hacia Moscú determinó la evacuación precipitada de la fábrica, el equipo de trabajo de la BI se trasladó más al este a una fundición semiconstruida en Sverdlovsk, junto a los Urales, allí se continuó con el desarrollo de prototipos, el primer BI operativo estuvo listo en los primeros días de 1942 el que realizó la prueba de planeo fue el piloto N.K. Kudrin, después de ser remolcado por un bimotor Pe-2.

El BI era avión pequeño y bien carenado, fuselaje metálico monocasco de sección ovalada, largueros principales y auxiliares metálicos y refuerzos de madera, el tren de

aterrizaje podía montarse con ruedas o patines, la retracción se efectuaba hidráulicamente, se instalaron dos cañones SHVAK de 20 mm de calibre con 45 proyectiles cada uno, envergadura (de punta a punta de las alas) de 6.50 m, superficies alar de 7 m<sup>2</sup>, longitud de fuselaje 6.40 m desde el morro hasta la tobera de escape del cohete, el depósito de kerosene se instaló en el morro delante de la cabina junto con las botellas de aire comprimido para el sistema hidráulico, la radio y en el armamento, los depósitos de ácido nítrico se colocaron detrás de la cabina, vacío el BI pesaba 960 kg y con carga 1684 kg, lo que suponía una carga alar de 24 g/cm<sup>2</sup>.

Se fabricaron 3 prototipos, sin embargo el programa sufrió un retraso debido a que el piloto de pruebas Kudrin cayó gravemente enfermo y su ayudante Grigori Bakhchivandzhe resultó herido durante las pruebas en tierra del primer prototipo del BI equipado con el motor cohete D-1A-1.100, al explotar la cámara de combustión. Sin embargo después de un cierto tiempo de permanencia en el hospital se repuso. Las pruebas de carreteo con motor empezaron la primera semana de mayo de 1942 en Koltsova, el BI, despegó y voló 50 metros en línea recta a un metro sobre el suelo, el piloto informó que el control había respondido bien y que las características de maniobra eran buenas.

El vuelo autopropulsado definitivo se realizó el 15 de mayo de 1942, a las 19.00 horas, se encendió el cohete del BI, cuyos tanques se habían llenado con combustible y oxidante solo para tres minutos de vuelo, dejando una brillante estela de llamas rojas, el pequeño avión se lanzó hacia adelante, aceleró rápidamente y después de recorrer 15 m despegó y se elevó bruscamente hasta unos 800 m, el piloto niveló el cohete y dio una vuelta planeando a gran velocidad, pero al aterrizar rompió el tren de aterrizaje, afortunadamente el resto del avión no sufrió mayores daños, desde el despegue hasta el aterrizaje el vuelo había durado 3 minutos con nueve segundos, de esta manera el primer avión cohete de intercepción del mundo voló a plena potencia. Por supuesto que el equipo técnico y el piloto del BI no sabían que en el Centro Experimental Alemán de Peenemünde, se estaban estudiando las características de vuelo de un caza cohete análogo el Messersmitt Me-163B Komet, aunque este tardaría todavía 15 meses para su primer vuelo.

El programa de pruebas en Koltsova con el BI progresó lentamente y con dificultades, debido al carácter temperamental del motor cohete y de su peligroso oxidante, uno de los

problemas más graves fue el de corrosión de los depósitos y tuberías de oxidante. En cada vuelo consecutivo Bakhchivandzhe conseguía una velocidad superior y el equipo del BI llegó a la conclusión de no habría dificultades insuperables para la puesta en servicio del pequeño avión cohete, una vez se resolvieran los problemas del motor cohete D-1A-1.100.

- |   |   |
|---|---|
| 1. Cono del morro.                                | 19. Asiento y arnés del piloto.                           |
| 2. Tubos de los cañones.                          | 20. Palanca de gases.                                     |
| 3. Entrada de aire.                               | 21. Mamparo no blindado.                                  |
| 4. Botella de keroseno.                           | 22. Carril para deslizar la cubierta de la cabina.        |
| 5. Botellas de aire comprimido.                   | 23. Deposito principal de aire comprimido.                |
| 6. Mecanismo de para armar el cañón.              | 24. Depósitos principales de ácido nítrico.               |
| 7. Alojamiento para la radio y la batería.        | 25. Tetón soporte de la antena.                           |
| 8. Recamara del cañón ShVak de 20mm.              | 26. Antena.   |
| 9. Caja de municiones (45 proyectiles por pieza). | 27. Fuselaje monocasco de sección oval.                   |
| 10. Pedal del timón.                              |   |
| 11. Tablero de instrumentos.                      | 28. Filtros para el queroseno.                            |
| 12. Mira.   | 29. Filtros para el ácido nítrico.                        |
| 13. Parabrisas reforzado.                         | 30. Válvulas con control neumático.                       |
| 14. Ala con revestimiento.                        | 31. Tubos de alimentación del combustibles.               |
| 15. Palanca de expulsión de la Cabina             | 32. Inyectores.   |
| 16. Cubierta de la cabina, de una sola pieza.     |   |
| 17. Reposacabezas.                                | 33. Tuberías de refrigeración.                            |
| 18. Trampilla de aventación.                      | 34. Motor-cohete Dushkin D-1A-1100.                       |
| 35. Unión plano de deriva soporte del cohete.     |   |
| 36. Estructura del plano de la deriva.            | 51. Rueda Principal (de baja presión).                    |
| 37. Tirantes del plano de deriva.                 | 52. Pata principal del Tren de Aterrizaje.                |
| 38. Estabilizadores verticales auxiliares         | 53. Gato Hidráulico de Retracción del Tren de Aterrizaje. |

39. Estructura del timón de dirección.
40. Cámara de escape.
41. Cámara de combustión.
42. Tobera de escape.
43. Tirante ventral de plano de deriva.
44. Aleta ventral.
45. Rueda de cola semirretráctil.
46. Carenaje de la unión ala-fuselaje.
47. Flap con revestimiento metálico.
48. Alerón con revestimiento de tela.
49. Larguero principal.
50. Compuerta de la pata del tren de aterrizaje.
54. Punto de Articulación de la Pata.
55. Puntos de unión ala-fuselaje.
56. Alojamiento de la Rueda
57. Compuertas del Alojamiento de la Rueda

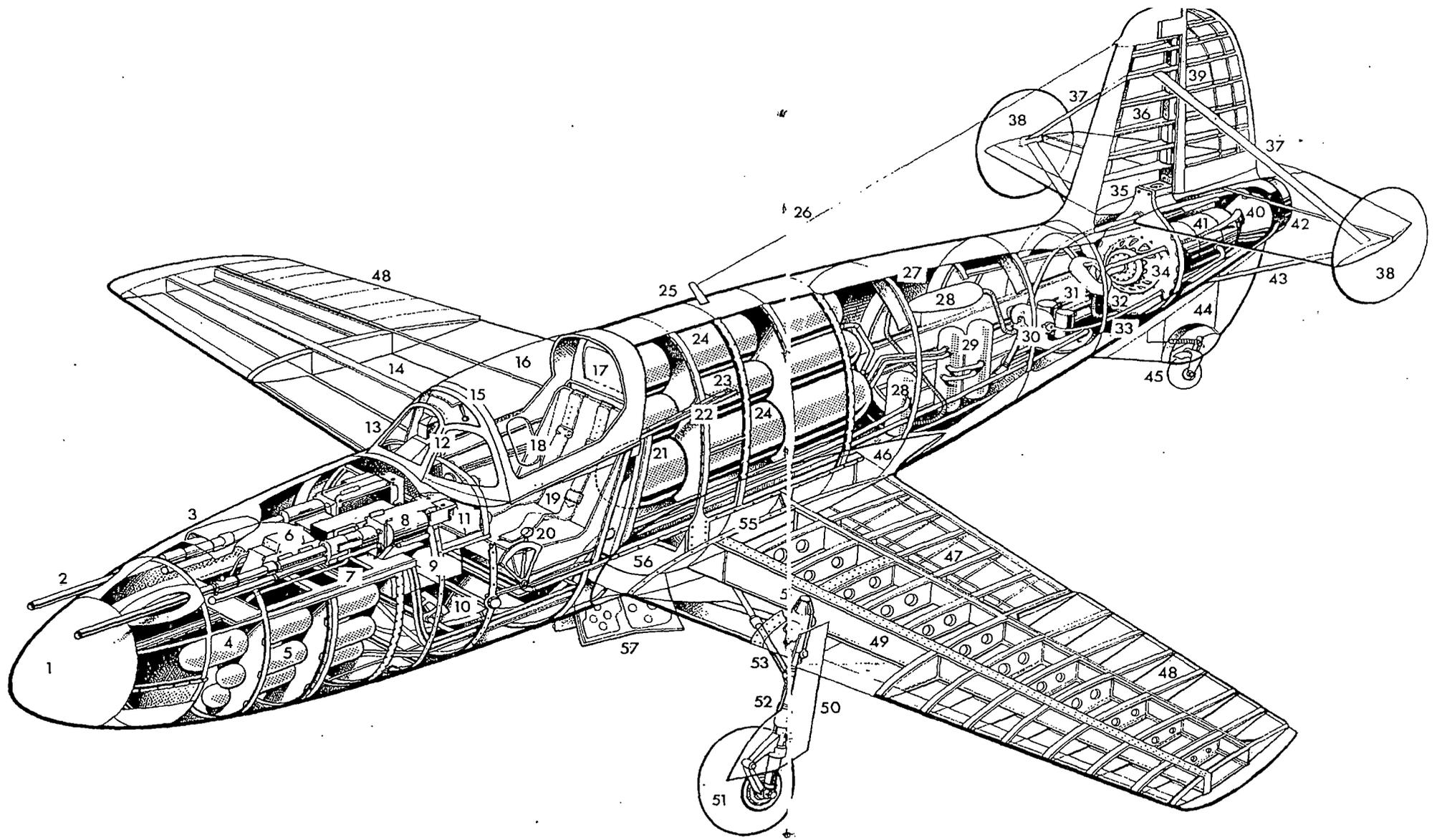


Fig. No.18. El Cohete Caza Ruso BI

Durante las pruebas de ascenso el BI alcanzo una altitud de 5000 m en 32 seg. y 10,000m en 59 seg. y se calculó que su velocidad seria de 960 km/h a nivel del mar. Pero el 27 de marzo de 1943 la tragedia sestó un duro golpe al programa, Grigori Bakhchivandzhe despegó en su séptima prueba autopropulsada en el BI para realizar un vuelo a gran velocidad a 2000 m.s.m. Los observadores vieron salir de la tobera de escape una bocanada repentina de humo negro y espeso, y el avión que llegaba velocidad de 800 km/h, entro en picada y empezó a desintegrarse antes de chocar con el suelo 2 km del campo de aterrizaje, el piloto Bakhchvandzhe murió en el acto desintegrado.

En espera de los resultados de la investigación sobre el accidente, quedaron suspendidos los trabajos de construcción de una primera serie de BI, esta suspensión afecto a 2 proyectos más sobre aviones cohete, el I-302 dirigido por M.K. Tikhonravov, miembro del GIRD en Moscú, y el proyecto del caza cohete Malyutka dirigida por el veterano Nikolai N. Polikarpov, luego las autoridades gubernamentales ordenaron abandonar los proyectos de aviones cohete.

De esta manera este accidente y la miopía de las autoridades de ese entonces, privaron a la unión Soviética de contar con aviones cohete interceptores, de esta forma seria Alemania la que podría plenamente operativa el caza cohete Messersmitt Me-163B komet, y que llego a tiempo para intervenir en la segunda Guerra Mundial contra las formaciones de bombarderos aliados, con buenos resultados, pero lamentablemente llego demasiado tarde.

#### 2.2.5.4. EL AVION COHETE ALEMAN MESSERSMITT Me-163B KOMET

Durante los primeros meses de la segunda Guerra Mundial, la propulsión por cohetes estaba prácticamente olvidada. Pero Alexander Lippish y su pequeño equipo en Augsburg-Haunstetten, no habían abandonado sus planes de motor el cohete de Hellmuth Walter HWK R I, que desarrollaba un empuje de 390 a 400kg, en el avión DFS 194, cuya estructura adecuadamente modificada fue trasladada a Peenemunde - Karlshgen a principios de 1940 con ese fin, como pilotos de pruebas actuaba Heini Dittmar, después de algunas pruebas de remolque ya planeo en la primavera de 1940 se realizó el primer "arranque brusco". Con los depósitos llenos el DFS 194 pesaba 1600 kg y tenía reservas suficientes para 150 seg. de vuelo propulsado, estaba previsto para alcanzar 300 km/h, pero pronto lo supero, los primeros ensayos superaron con creces las previsiones más optimistas. Dittmar rebaso los 480 km/h en vuelo horizontal llegando incluso a los 550 km/h.

Mientras tanto avanzaba la construcción de dos prototipos del proyecto X o Me-163 para su empleo como caza interceptor. A la versión inicial se le llamo Me-163A y a la modificada Me-163B. Por entonces Hellmuth Walter estaba ensayado un motor cohete mejorado el HWK R II-203 b, que como el RI-203, montado en el He-176, quemaba T-stoff y z-stoff, pero tenía bombas de circulación para ambos líquidos, lo que aumentaba el empuje a 750 kg Lippish eligió el RI-203B, para su avión cohete Me-163A, pero antes de la prueba con motor había que estudiar cuidadosamente las características de maniobrabilidades del pequeño avión mediante vuelo de planeo. Así al comienzo de la primavera de 1941 se iniciaron las pruebas en Lechfeld con el primer prototipo, el Me-163A V1 (Vershuchs-ein o experimental- uno).

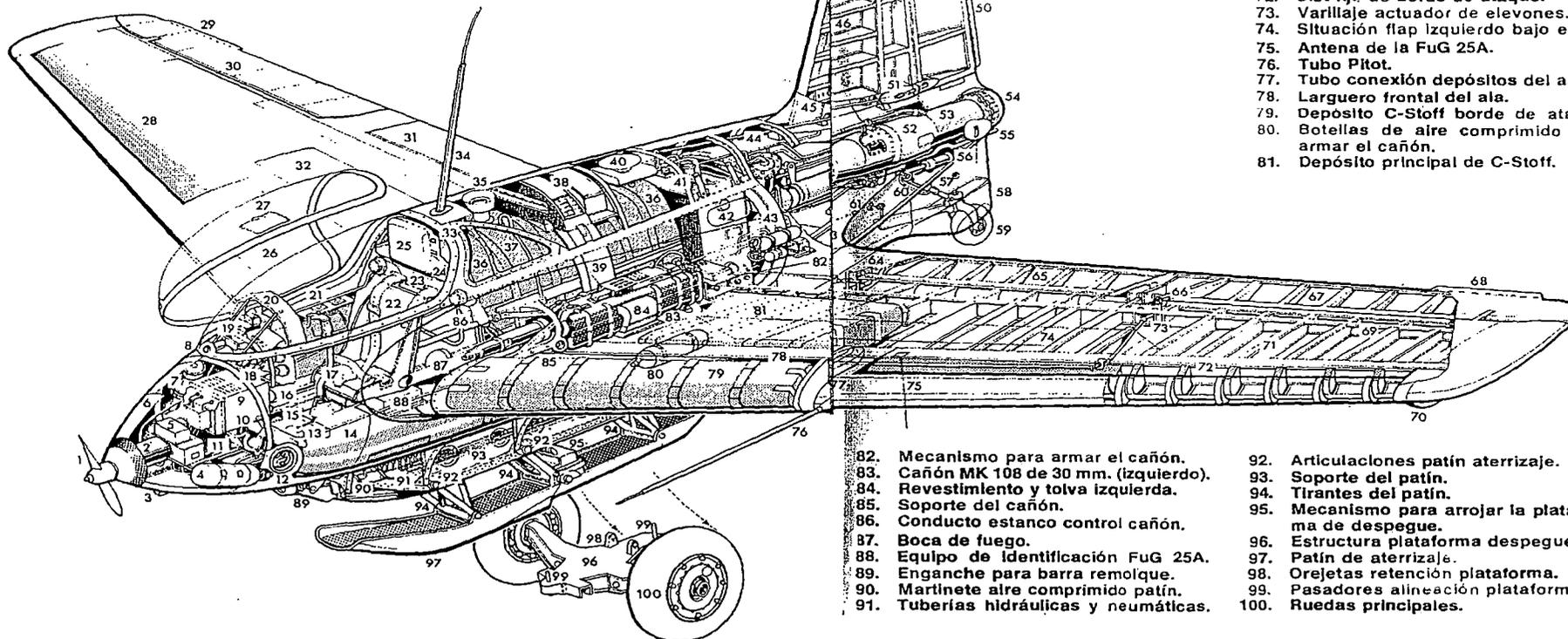
Messerschmitt Me-163 B-1.

1. Hélice acclonamiento dinamo.
2. Dinamo.
3. Entrada ventilación cabina.
4. Botella de aire comprimido.
5. Batería y dispositivos electrónicos.
6. Blindaje 15mm. en cono morro.
7. Acumulador presurizador.
8. Entrada directa de aire a la cabina.
9. Equipo de radio FuG 25A.
10. Pedales de plástico del timón.
11. Conjunto de control del timón.
12. Toberas para alimentación aire comprimido y sistema hidráulico.
13. Relé de control.
14. Depósito de T-Stoff de la cabina.
15. Caja conjunto controles vuelo.
16. Controles sintonización radio.
17. Palanca de mando.
18. Tablero de instrumentos abatible.
19. Alza Revi 16B.
20. Parabrisas vidrio blindado 90mm.

21. Interruptores radio y armamento.
22. Asiento del piloto.
23. Blindaje de 8 mm. para la espalda.
24. Blindaje 13mm. cabeza y hombros.
25. Reposacabeza.
26. Cubierta de la cabina, arrojable mecánicamente.
27. Trampilla de ventilación.
28. Slot fijo de borde de ataque.
29. Compensador.
30. Elevón con recubrimiento de lona.
31. Flap interior.
32. Situación flap inferior aterrizaje.
33. Selector de frecuencia de la radio.
34. Antena de la radio FuG 16ZY.
35. Tapón de llenado de T-Stoff.
36. Depósito de T-Stoff del fuselaje.
37. Ventana posterior de la cabina.
38. Munición para el cañón MK 108.
39. Tolva de carga de la munición.
40. Depósito T-Stoff para arranque.
41. Tapón de llenado de C-Stoff.

42. Alojamiento turbina motor HWK 509A-1.
43. Bancada del motor cohete.
44. Varilla de control del timón.
45. Unidad de compensación antena.
46. Detalle estructura plano de deriva.
47. Compensación del balancín del timón de dirección.
48. Bisagra superior timón dirección.
49. Timón de dirección.

50. Compensador dinámico timón dirección.
51. Varilla balancín control timón.
52. Cámara combustión motor cohete.
53. Tubo de escape.
54. Tobera del cohete.
55. Salida del tubo de ventilación.
56. Amortiguador.
57. Enganche para el izado.
58. Carenado de la rueda de cola.
59. Rueda de cola orientable.
60. Amortiguador de la rueda de cola.
61. Varillaje mando de rueda de cola.
62. Soporte cámara de combustión.
63. Carenaje de la unión ala-fuselaje.
64. Soporte del flap.
65. Flap interior.
66. Soporte de los elevones.
67. Elevón izquierdo.
68. Compensador dinámico.
69. Larguero posterior del ala.
70. Protector del extremo del ala.
71. Detalle de la estructura del ala.
72. Slot fijo de borde de ataque.
73. Varillaje actuador de elevones.
74. Situación flap izquierdo bajo el ala.
75. Antena de la FuG 25A.
76. Tubo Pitot.
77. Tubo conexión depósitos del ala.
78. Larguero frontal del ala.
79. Depósito C-Stoff borde de ataque.
80. Botellas de aire comprimido para armar el cañón.
81. Depósito principal de C-Stoff.



82. Mecanismo para armar el cañón.
83. Cañón MK 108 de 30 mm. (izquierdo).
84. Revestimiento y tolva izquierda.
85. Soporte del cañón.
86. Conducto estanco control cañón.
87. Boca de fuego.
88. Equipo de identificación FuG 25A.
89. Enganche para barra remolque.
90. Martinete aire comprimido patín.
91. Tuberías hidráulicas y neumáticas.

92. Articulaciones patín aterrizaje.
93. Soporte del patín.
94. Tirantes del patín.
95. Mecanismo para arrojar la plataforma de despegue.
96. Estructura plataforma despegue.
97. Patín de aterrizaje.
98. Orejetas retención plataforma.
99. Pasadores alineación plataforma.
100. Ruedas principales.

Fig. No.19. El Messerschmitt Me-163 B-1

El piloto fue también Heini Dittmar y para remolcar el Me-163A V1 se utilizó el caza Me-100C. Desde un principio el prototipo demostró un ángulo de plano extraordinariamente suave, con una velocidad de descenso de solo 1.5 m/s a 220 km/h, pero Dittmar descubrió pronto que debido a su tendencia a flotar y su falta de flaps, era muy difícil hacerle tomar tierra dentro de los límites del campo. Las pruebas de planeo en Augsburg - Haunstetten demostraron un ángulo de planeo 1.2.a pesar de que la relación envergadura cuerda (alargamiento) era de 1:4.4. Se observó la trepidación de los timones a 450 Km/h y a 520 Km/h se manifestó también la de los alerones pero su balanceo de corrección eliminó estos inconvenientes y se comprobó que el Me-163A V1 tenía características de vuelos excelentes.

Durante el verano de 1941 se terminaron varios prototipos de la serie A y dos de ellos, el Me-163<sup>a</sup> V1 y el Me-163<sup>a</sup> V4, se llevaron a Peenemünde para montar los cohetes R II-203b, realizando el primer “arranque brusco” en julio, actuando como piloto Heini Dittmar. En el primer ensayo Dittmar no tuvo dificultades en superar la marca mundial de velocidad de la época y llegó pronto a las 800 y 880 km/h.

El Me-163A pesaba 1450 kg en vacío y 2400 kg con 530 litros de T-stoff y Z-stoff, que era la capacidad de los tanques. Los cálculos demostraron que podía alcanzar velocidades superiores a las conseguidas en las pruebas, más para ello se tendría que aumentar la capacidad de los depósitos de combustibles, que solo eran suficientes para 4 minutos y medio de vuelo propulsado, periodo en el que no podían superarse los 900 km/h aproximadamente. El 2 de octubre 1941, Dittmar con los depósitos llenos, ordenó que un caza Me-110C lo remolcara hasta 4000 m de altura para no gastar combustible. Después de liberarse y encender los motores cohete, alcanzó los 1000 km/h, es decir aproximadamente 0.84 Mach, más tarde se le concedió a Heini Dittmar el premio “LILIENTHAL” de investigación Aeronáutica por este vuelo histórico.

Para el 1 de diciembre de 1941 estaba previsto el comienzo de la construcción del Me-163B, de diseño más avanzado y proyectado como avión de combate. Se construyó 6 prototipos, la primera estructura estuvo lista el mes de abril de 1942, pero no así el motor cohete Walter HWK R II-211, con empuje de 1500 kg, que era una variante del cohete auxiliar para despegue HWK-501, utilizado para ayudar a despegar a bombarderos pesados

como el He-111 y el Ju-88. Este motor cohete era de dos combustibles, introduciendo el segundo combustible para que se quemara con los productos de la descomposición de la T-Stoff. A este catalizador se le llamo C-Stoff y consistía en una disolución al 30% de hidrato de hidracina en metanol, que al combinarse con la T-Stoff poseía una peligrosa volatilidad, tenía mecanismos para regular el empuje, se le añadió una turbina de vapor de 120 HP para accionar las bombas de combustibles y para la refrigeración, antes de entrar en la cámara de combustión el combustible pasaba por una chaqueta que enfriaba la cámara de combustión.

Se calculó que a plena potencia el R II-211 consumiría 2.5 kg/s de T-Stoff, con estos datos se diseñó los tanques para 12 minutos de vuelo a plena potencia. Pero los ensayos de banco dieron por resultado un consumo de 5 kg/s de T-Stoff a plena potencia, con lo que la autonomía se reducía tan solo a 6 minutos de vuelo.

Mientras tanto se había hecho un pedido de por lo menos 60 estructuras del Me-163B a la fábrica de Messerschmitt en Ratisbona, y para el programa de desarrollo en Peenemünde se había unido a Heini Dittmar otro piloto Rudolf "Pitz" Opitz. Durante el verano de 1942, Dittmar y Opitz sometieron a los prototipos del Me-163B a todas las pruebas que se podían hacer sin motor, incluso las de tiro, las características de vuelo eran excelentes. El programa de pruebas sufrió un gran contratiempo como consecuencia del accidente que sufrió Dittmar a finales de 1942 que se lesionó la columna vertebral y permaneció hospitalizado por dos años.

El motor cohete HWK R II-211 del Me-163B resistía a funcionar con seguridad, las tuberías se atascaban, la cámara de combustión estallaba con frecuencia. Durante los meses siguientes al accidente de Dittmar, Opitz se vio obligado a cargar con todo el peso del programa del vuelo.

A principios de julio de 1943 se montó el motor cohete en varias estructuras de la serie Me-163B, después de una serie de pruebas en tierra, Opitz estimó que el cohete había demostrado una seguridad suficiente como para justificar las pruebas de vuelo, el 20 de julio Opitz voló con los depósitos completamente llenos, el peso de despegue era de 3200 kg, de los cuales 1020 kg eran de T-Stoff y 340 kg de C-Stoff, no tuvo dificultades en el despegue pero a unos 800m de altura empezó a notar violentas fluctuaciones en el empuje del motor. En una de esas pruebas también sufrió un grave accidente con lesión a la

columna vertebral que lo llevó al hospital por 3 meses. El avión cohete “komet” Me-163B estaba lejos de ser un caza seguro, los pilotos tenían que ser expertos en el aterrizaje de precisión.

El “komet” Me-163B de serie llevaba dos cañones MK108 de 30 mm de calibre y el motor cohete Walter HWK 509 A-1 ó A-2 (Versión de serie del R I-211), proporcionaba un empuje de 1700 kg, llevaba 60 proyectiles para cada cañón que se armaban por aire comprimido, para lo cual llevaba dos botellas, parabrisas blindado de vidrio de 90 mm, el piloto iba protegido por un morro cónico blindado de 15 mm, planchas de 13 mm, para la cabeza y los hombros, y otra de 8 mm, para la espalda radio de onda corta FUG 16zy, la cabina se cerraba con una cubierta basculante de plexiglás, indicadores de velocidad, radio altímetro, etc. El piloto iba provisto de un traje de fibra de asbesto “Mipolam”.

Los primeros Me-163B-la fueron recibidos por un escudaron de combate de la LUFTWAFFE (Fuerzas Aérea Alemana) en mayo de 1944. El primer éxito real de los “komet” ocurrió el 5 de Agosto cuando 3 Komets derribaron a 3 Mustang P-51B del grupo de caza 352 de la RAF (Fuerzas Aérea Británica), que escoltaban a una formación de bombarderos en misión de bombardeo en la zona de Magdemburgo.

#### **2.2.5.5 EL INTERCEPTOR ALEMÁN NATTER Ba 349 DE BACHEM**

La LUFTWAFFE buscaba a principios de 1944, un arma con la que combatir más eficazmente a los bombarderos aliados y en consecuencia el Ministerio del Aire Alemán solicitó a Heinkel, Junkers, Messerschmitt y Bachem algo que, a fin de cuentas, no era sino un misil pilotado. Se optó por desarrollar el proyecto Bachem BP 20 Natter (víbora), al que se le adjudicó la denominación oficial de Ba 349.

El departamento de diseño de Bachem, dirigidos por los ingenieros Erich Bachen y H. Bethbeder, desarrollo una célula (cuerpo) relativamente tosca, preocupándose sobre todo la facilidad de fabricación por obreros no especializados, y prescindiendo de montajes complicados. Las alas eran muy cortas y carecían de alerones, de modo que el control del eje de alabeo se efectuaba mediante la utilización diferencial de los timones de profundidad.

El fuselaje incluía una cabina, y un motor cohete de vuelo de crucero Walter 109-509 A-2, capaz de producir 1700 kg de empuje durante 70 segundos a toda potencia, pero también podía funcionar con un empuje de solo 150 kg para aumentar la autonomía.

- |  |                                     |
|--|-------------------------------------|
| 1. Timón.  | 19. Línea de división del fuselaje. |
| 2. Estructura el conjunto timón-plano de deriva de cola.       | 20. Alojamiento del moto            |
| 3. Estructura del plano de deriva de cola, de madera.          | Walter 509                          |
| 4. Estructura del estabilizador horizontal de cola, de madera. | 21. Deposito de T-Stoff.            |
| 5. Timón de profundidad.                                       | 22. Tapón de llenado de T-Stoff.    |
| 6. Tobera de escape.   | 23. Tapón de llenado de C-Stoff.    |
| 7. Timones de chorro.  | 24. Depósito de C-Stoff.            |
| 8. Articulación de las varillas de control.                    | 25. Recubrimiento del ala.          |
| 9. Batería de cohetes arrojables.                              | 26. Larguero principal de laminado  |
| 10. Timón ventral.   | (Encolado).                         |
| 11. Aleta ventral.   | 27. Borde de salida larguero        |
| posterior  |                                     |
| 12. Refuerzo para deslizar por el carril de lanzamiento.       | De una pieza.                       |
| 13. Cámara de combustión.                                      | 28. Refuerzo del extremo del ala    |
| para   |                                     |
| 14. Argollas para la fijación de los cohetes.                  | Deslizar por un carril de           |
| lanzamiento.   |                                     |
| 15. Paracaídas de recuperación.                                | 29. Estructura el ala, de madera.   |
| 16. Recipiente con accionamiento por muelles.                  | 30. Borde de ataque larguero        |
| anterior   |                                     |
| 17. Compuerta de salida del paracaídas.                        | De un pieza.                        |
| 18. Puntos anteriores para la fijación de los cohetes          | 31. Cubierta de bisagra de la       |
| cabina.  |                                     |
| 32. Ventanillas laterales.                                     | 41. Cable de paracaídas de          |
| 33. Acrilado del techo.  | Recuperación.                       |
| 34. Blindaje posterior.  | 42. Pedal del timón.                |
| 35. Reposacabezas.   | 43. Colector de cohetes y de        |
| 36. Enguatado del asiento.                                     | Instrumentos.                       |

- |                             |                                  |
|-----------------------------|----------------------------------|
| 37. Asiento y arnés.        | 44. Mamparo blindado.            |
| 38. Palanca de mando.       | 45. Punto de mira.               |
| 39. Tablero de instrumento. | 46. Tubo de los cohetes.         |
| 40. Parabrisas blindado.    | 47.24 cohetes 217"rohn".         |
|                             | 48. Cono arrojable de plexiglás. |

El avión tenía que ser lanzado verticalmente, para lo cual utilizaba la energía de cuatro cohetes Schmidding 109-533 de combustible sólido, cada uno de los cuales producían 1200 kg de empuje durante 10 segundos, y luego se desprendía.

El primero de los 15 Natter fabricados para el programa de prueba estuvo disponible en octubre de 1944 y fue utilizado para pruebas de pilotaje sin motor, remolcado por un avión Heinkel He-11. Después de las pruebas del planeo pilotado en diciembre de 1944, el programa introdujo vuelos no tripulados utilizando sólo los cohetes aceleradores. El primer lanzamiento vertical con cohetes aceleradores y vuelo sostenido, todavía sin piloto, tuvo lugar el 23 de febrero de 1945. Pocos días después el piloto de pruebas Lothar Siebert se mató en el curso del primer y casi seguramente único lanzamiento vertical pilotado, al desprenderse en vuelo la cubierta de la cabina y caer el avión en picada desde unos 1525 m de altura.

Las tácticas de utilización desarrollados para el Natter incluyeron un piloto automático para el lanzamiento vertical, mientras que el piloto se encarga del control manual cuando el avión se hallaba sobre los bombarderos que se aproximaban. Un leve picado permitía al Natter atacar desprendiendo el morro (parte delantera del fuselaje), para dejar libre a una batería de 24 proyectiles cohete Fohn de 73 mm. Una vez lanzados estos cohetes no guiados, el avión debía volar fuera de la zona de combate y el piloto se preparaba para saltar.

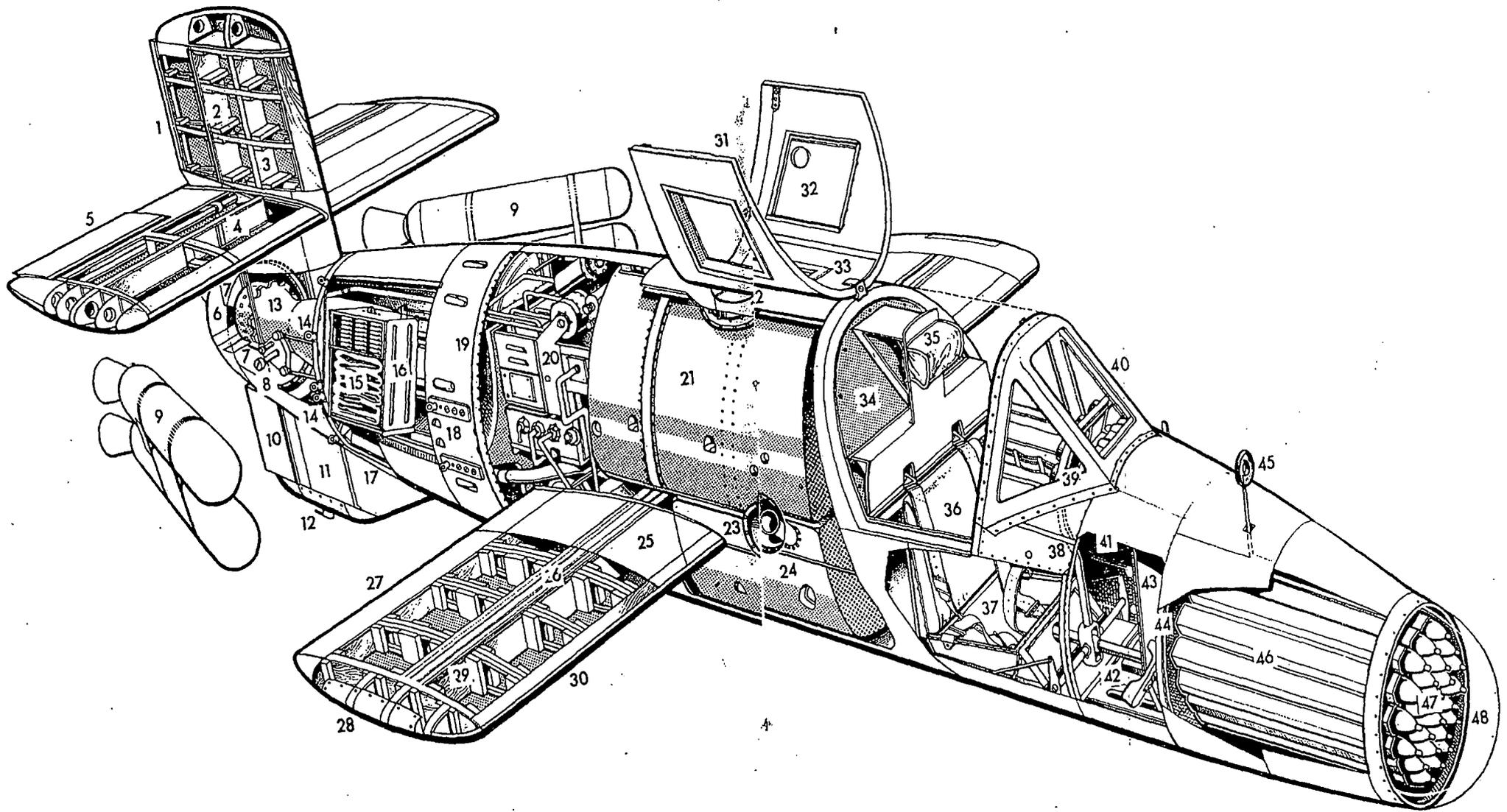


Fig. No.20. El Natter Ba-349a de Bachem

Cuando el piloto había soltado sus correajes, desprendía toda la sección del morro desacoplando la palanca de mando y desplazándola hacia adelante para liberar los seguros, y soltando luego los dispositivos mecánicos para separar el morro del resto del fuselaje. De este modo la corriente de aire empujaba lejos la sección delantera del fuselaje, y con la desaceleración de la sección trasera al hacer funcionar un paracaídas de frenado de recuperación, el piloto quedaba libre, y podía descender con su propio paracaídas. La recuperación prevista de la sección de popa del fuselaje permitía la utilización posterior del motor cohete Walter en nuevos ejemplares.

## **ESPECIFICACIONES TÉCNICAS**

**TIPO:** Caza Monoplaza.

**PLANTA MOTRIZ:** Un motor cohete Walter 109-509 A-2 de 1700 kg de empuje, complementado por cuatro cohetes acelerados de combustible sólido Schmidding 109-533 de 1200 kg de empuje unitario durante 10 segundos.

**PRESTACIONES:** Velocidad máxima a nivel del mar 800 km/h, velocidad de trepada inicial 11,100 metros por minuto, techo de servicio 14,000 m, radio de acción aproximado, a 12,000 m de altitud, 40 km.

**PESO:** Máximo en el despegue 2200 kg.

**DIMENSIONES:** Envergadura 3.60 m, longitud, 6.10 m, superficie alar de 2.75m<sup>2</sup>.

**ARMAMENTO:** 24 cohetes Fohn no guiados.

## **VARIANTES:**

**BACHEM Ba349-A:** Versión de producción inicial, de 50 ejemplares pedidos para la Luftwaffe y 150 para las SS, se completaron 20 aproximadamente, que no llegaron a utilizarse en operaciones.

**BACHEM Ba349-B:** Versión mejorada con área de la cola incrementada y motor cohete Walter 109-509 C más potente, que proporcionaba un empuje máximo de 2000 kg y un control más efectivo a un régimen por debajo de 200 kg de empuje.

### 2.2.5.6. LOS COHETE RUSOS GIRD-09 Y GIRD X

Los soviéticos progresaban rápidamente en el desarrollo de los cohetes, siguiendo las huellas dejadas por Tsiolkovski, es así que durante el año de 1932 y parte de 1933, bajo la dirección de M.K. Tijonravov (1900-1974), se diseñó el cohete GIRD-09, que fue lanzado el 17 de agosto de 1933 en la afueras de Moscú, empleaba como propulsores oxígeno líquido y gasolina gelatinizada, alcanzó una altura de 400m, más tarde M.K. Tijonravov intervino en el diseño de los primeros Sputnik y Vostok.

Simultáneamente otro grupo de diseñadores dirigida por S.P. Korolev, se afanaba en diseñar y construir el GIRD-X, primer cohete Soviético de combustible enteramente líquido, utilizando como propulsores oxígeno líquido y alcohol, fue lanzado el 25 de Noviembre de 1933 también en los alrededores de Moscú, alcanzó una altura de casi 80 m, posteriormente el ingeniero S.P. Korolev sería diseñador en jefe de las Naves Espaciales Soviéticas.

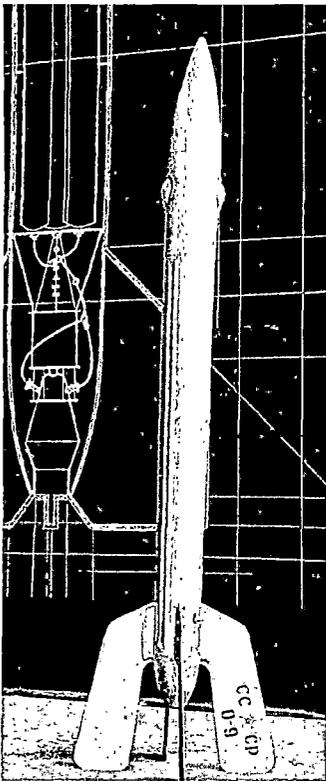


Fig. No.20a. El Cohete Ruso GIRD-09

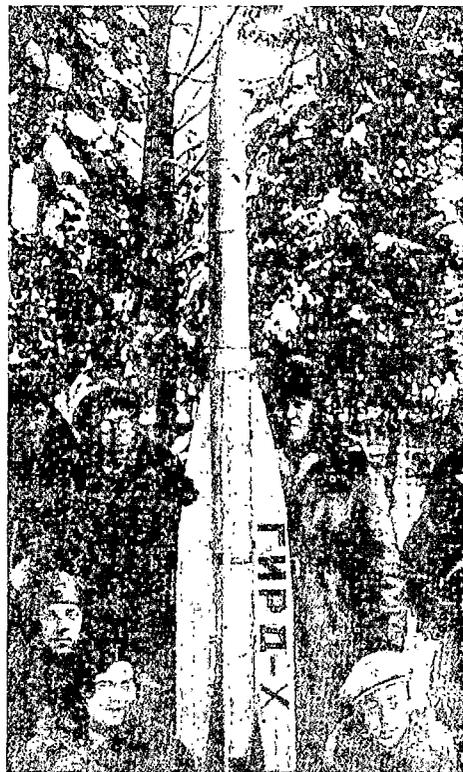


Fig. No.20b. El Cohete ruso GIRD-X. El que aparece en primer plano a la izquierda es S.P. Korolev.

### 2.2.5.7. DE TSIOLKOVSKI AL A-4

El primer paso importante en la tecnología de los cohetes fue el empleo de propulsores líquidos, que Konstantin E. Tsiolkovski propugnaba a fines del siglo XIX. En términos generales, estos cohetes pueden dividirse en dos grandes categorías: Los de bipropulsor, con inyección por separado de combustible y oxígeno (oxidante), en la cámara de combustión, y los de Mono propulsor, en los cuales el combustible y el oxidante se hallan unidos una misma sustancia. Todos los propulsores sólidos pertenecen a esta última categoría, aunque existen también Mono propulsores líquidos.

Los líquidos almacenados en depósitos separados e introducen en la cámara de combustión mediante la presión ejercida por un gas inerte comprimido o bien mediante bombas. Generalmente los líquidos almacenan una cantidad de energía mayor que los sólidos. Por otra parte poseen la ventaja de que para controlar el empuje basta abrir o cerrar las válvulas de alimentación. Sin embargo, un diseño inadecuado de las cámaras de combustión y de las toberas hace posible que se requemen. Para resolver estos problemas se dotó a los primeros cohetes de camisas de refrigeración por agua. No obstante muy pronto se introdujo la refrigeración regenerativa en la que parte del combustible pasaba a la cámara tras circular por el interior de la camisa antes de entrar en contacto con el oxidante.

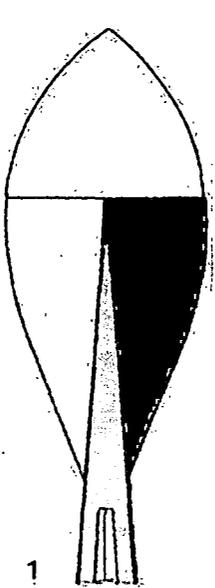


Fig. 20.1

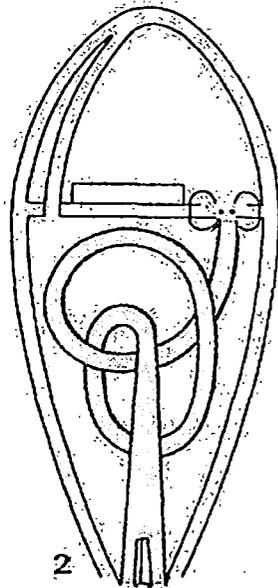


Fig. 20.2

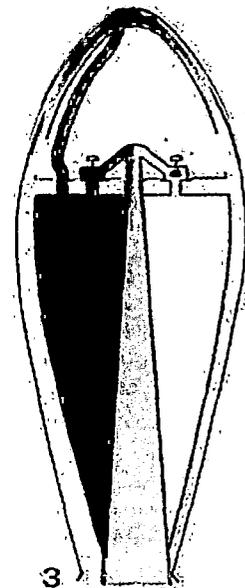
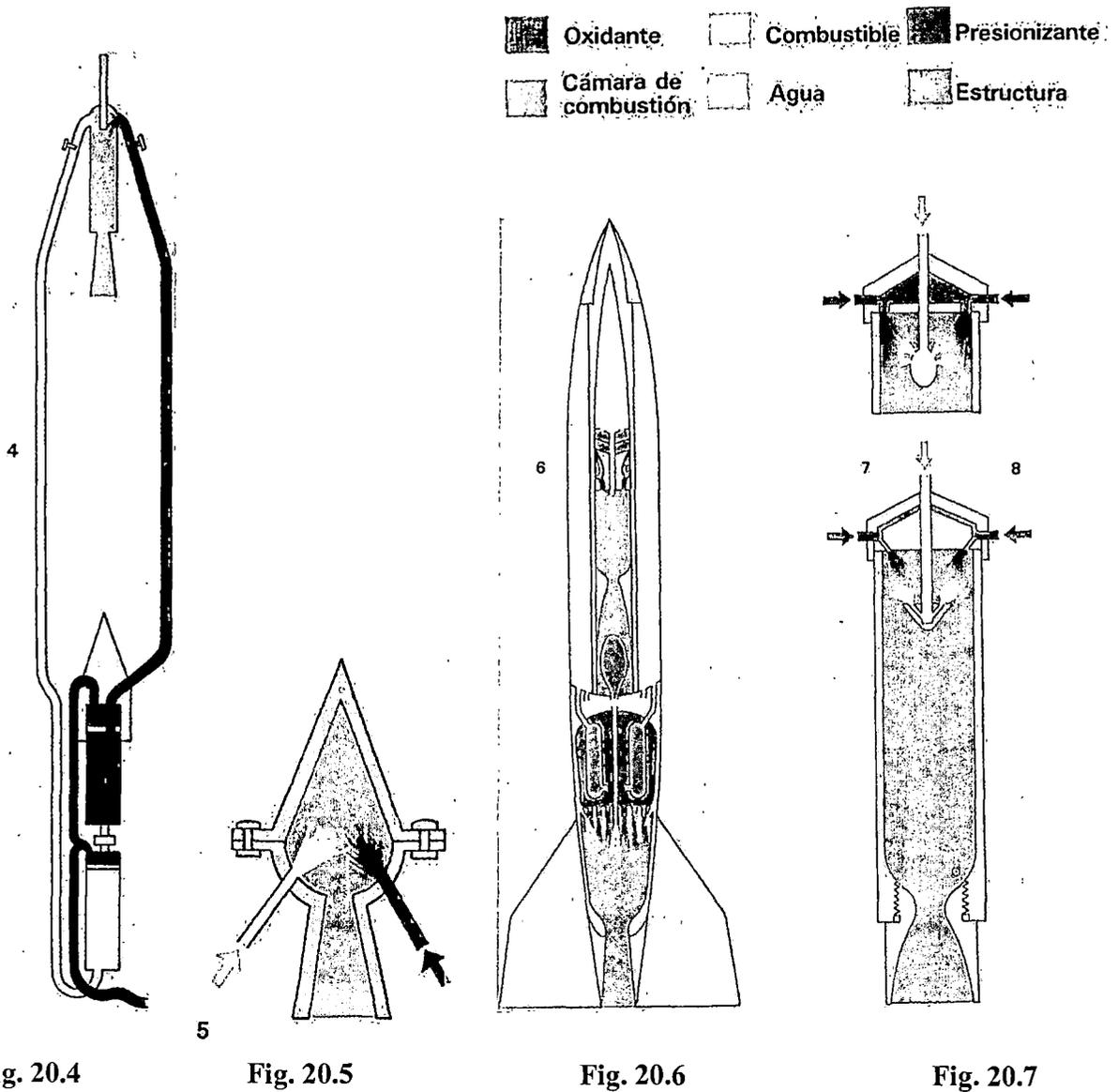


Fig. 20.3

**Fig. 20.1.** Primer diseño de una nave espacial de Tsiolkovski, data de 1903 y previó el empleo de hidrógeno y oxígeno líquidos. Cuenta con una cabina presurizada y aletas de tobera para controlar el vector de empuje.

**Fig. 20.2.** Diseño de Tsiolkovski que data de 1914, se trata de una variante del anterior en la que el pasajero se colocaría tendido. Las paredes eran dobles y como el anterior la cabina estaba presurizada y contaba con aletas de tobera. Obsérvese que la combustión tendría lugar en una cámara excéntrica y que los gases de eyección deberían atravesar un tubo curvo, lo que habría perjudicado notablemente sus prestaciones.

**Fig. 20.3.** Diseño de Tsiolkovski que data de 1915.



**Fig. 20.4.** Diseño de Goddard de 1926: El primer cohete de propulsor líquido construido (oxígeno líquido y gasolina) y sometido a pruebas. Un quemador de alcohol situado entre los depósitos acelera la vaporización del oxígeno. Una manga de arranque (que debería separarse de un tirón cuando el aparato comenzaba a elevarse) suministraba oxígeno procedente de una bomba a través del conducto de gas comprimido. Una válvula de corcho impedían el paso de líquido propulsor a la cámara de combustión pero no del gas. El suministro de combustible y oxidante al dispositivo de ignición se controlaba mediante válvulas de aguja.

**Fig. 20.5.** El "Kegelduese" (motor cónico) de Oberth (de 1929 a 1930), prefiguraba los primeros cohetes de la VEREIN FÜR RAUMCHIFFAHT. El motor de gasolina y oxígeno líquido se componía de dos mitades sujetadas por pernos y establecía la configuración básica de los cohetes Mírak posteriores.

**Fig. 20.6.** "El modelo B" de Oberth proyecto de cohete sonda de dos etapas que inspiró los primeros diseños alemanes. Este predecesor de los actuales cohetes contaba con aletas estabilizadores. En la primera etapa que consumía oxígeno líquido y una mezcla de agua y alcohol, el combustible actuaba además como refrigerante en torno a la cámara de combustión y la tobera. La segunda etapa empleaba como propulsores oxígeno (en un depósito toroidal) e hidrógeno líquido en el cono del morro.

**Fig. 20.7.** Motores. Cohetes diseñados por Max Valier, W. Riedel y A. Rudolph en 1930 y 1932. El de arriba empleaba una mezcla de agua con fue oíl y como oxidante oxígeno líquido. El motor que mató a Valier durante un ensayo estático contaba con un inyector oval con orificios diminutos. La irregularidad de la combustión provocó la explosión fatal. El esquema de abajo representaba el sistema ideado por Rudolph para mejorar el inyector, que en este caso consta de un anillo ranurado, esta configuración permite una mezcla más uniforme de los propulsores. La longitud total del motor era de 40cm.

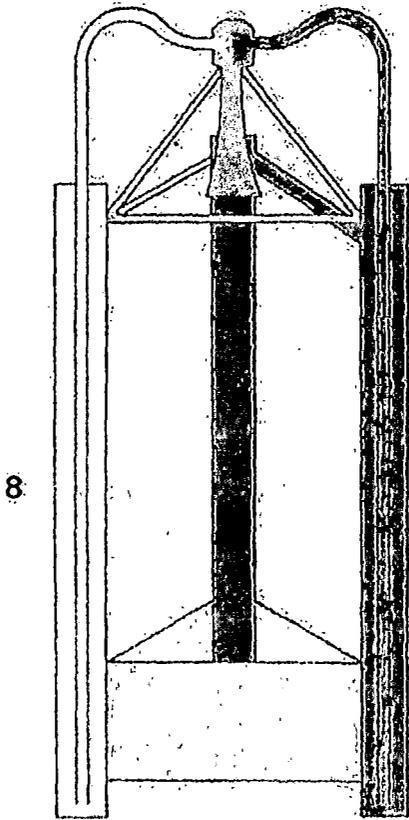


Fig. 20.8

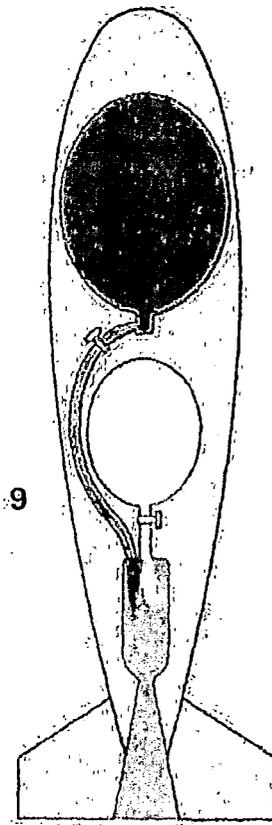


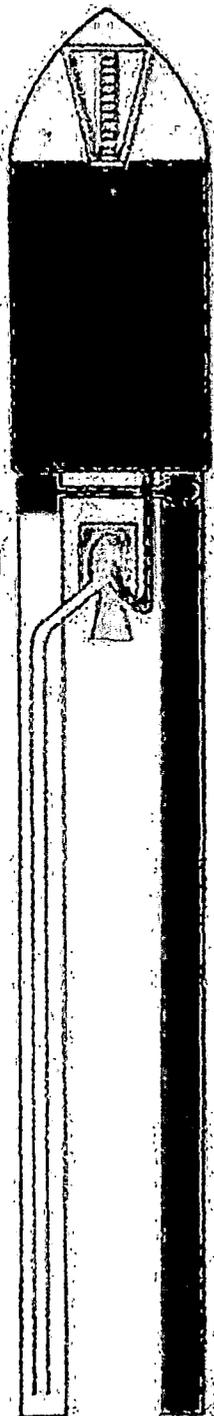
Fig. 20.9

**Fig. 20.8.** El cohete HUCKEL-WINKLER HW-1 realizó el primer vuelo en Europa de un cohete de propulsor líquido (oxígeno y metano) en febrero de 1931.

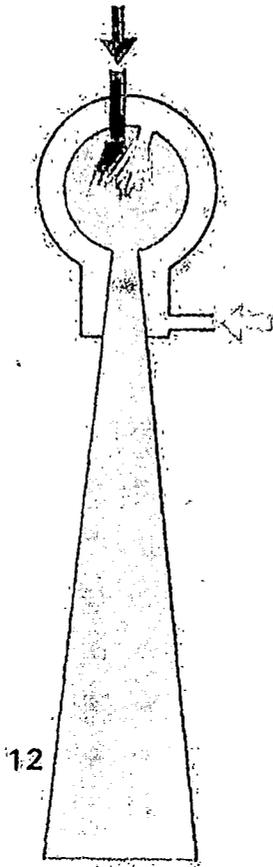
**Fig. 20.9.** El HW-2 de "Alta tecnología" de 1932 incorporaba estabilizadores. La ignición se producía mediante bujías 0.5 seg después de la abertura de las válvulas del oxígeno y metano líquidos. Longitud 1.9 m, diámetro 40cm.



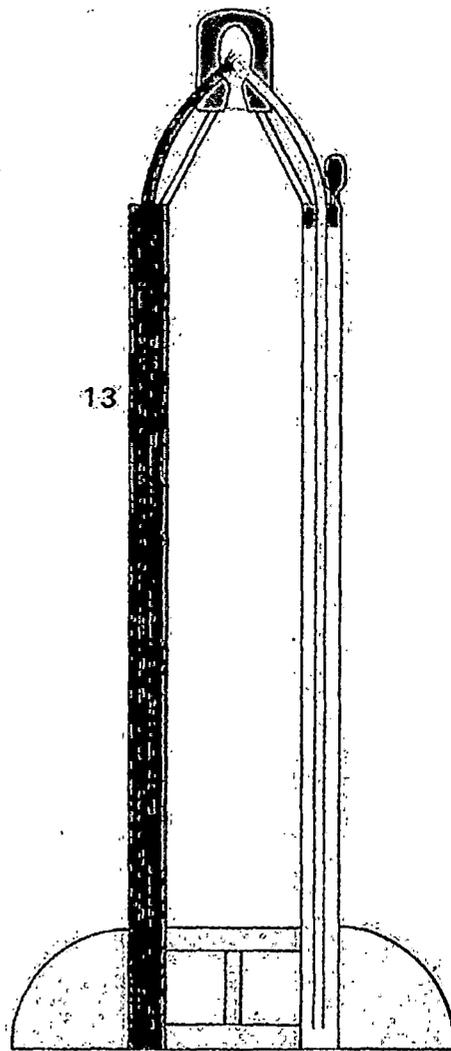
10



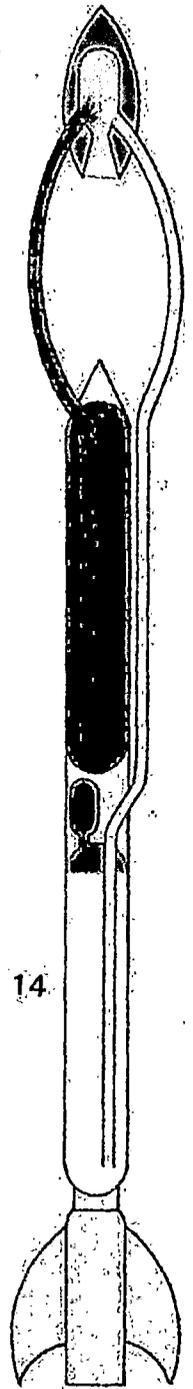
11



12



13



14

Fig. 20.10

Fig. 20.11

Fig. 20.12

Fig. 20.13

Fig. 20.14

**Fig. 20.10.** El Mirak I de 1930, primero de una serie de cohetes de bipropulsor desarrollados por la VEREIN FUR RAUMSCHIFFFAHRT (K. Riedel y R. Nebel) El motor cónico inspirado en el “Kegelduese” empleaba gasolina y oxígeno líquido como propulsores y dióxido de carbono comprimido como presurizante (en la primera versión no se empleaba válvulas de seguridad en el depósito de oxidante).

**Fig. 20.11.** El Mirak III de 1931, de diseño mejorado, con la cámara de combustión en el interior de una camisa por la que circulaba agua. Empleaba gasolina como combustible y nitrógeno como presurizante, obsérvese las válvulas de seguridad sobre el depósito de oxidante.

**Fig. 20.12.** Motor Experimental de Sanger de 1931-1932. Este aparato austriaco se ensayó sobre un banco de pruebas y su importancia radica en que el combustible (fuel oil ligero) se introducía en una cámara de combustión de unos 5 cm de diámetro a alta presión, a través de una camisa de refrigeración y mediante una bomba. Como oxidante empleaba oxígeno líquido o gaseoso.

**Fig. 20.13.** El Repulsor de 2 varillas de 1931, lanzado por la VEREIN FUR RAUMSCHIFFFAHT, contaba con propulsión en el morro, su motor consumía gasolina y oxígeno líquido y era refrigerado por agua. Empleaba dióxido de carbono como presurizante.

**Fig. 20.14.** El Repulsor de una varilla de 1931, (desarrollo del Mirak de cualidades aerodinámicas mejoradas por la colocación en tándem de los depósito de gasolina y oxígeno líquido). También en este caso el motor refrigerado por agua se hallaba en el morro, y empleaba dióxido de carbono como presurizante. En la base contaba con un receptáculo para el paracaídas de recuperación.

**Fig. 20.15.** Motores cohetes empleados en los Repulsor. En el de arriba que data de 1931 se empleaba gasolina y oxígeno líquido como propulsores y agua como refrigerante.

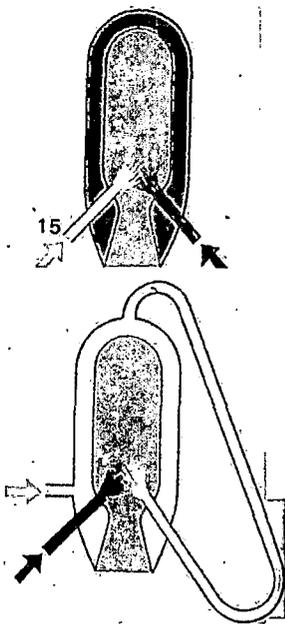
**Fig. 20.16.** El GIRD X, segundo cohete soviético en valor (El primero fue de GIRD 09) y primero que empleaba propulsores enteramente líquido (alcohol etílico y oxígeno líquido), en el grupo que lo diseñó figuraba S.P. KOROLEV. Empleaba aire comprimido como presurizante, y la cámara de combustión era refrigerada por oxígeno líquido que circulaba por el exterior de la misma. El motor cohete OR-2 de Tsander desarrollaba 70 kg, de empuje. Longitud del cohete 2.2 m. Peso al lanzamiento 29.5 kg, se lanzó el 25 de

Noviembre de 1933.El GIRD X alcanzo unos 80 m, de altitud momento en que el motor se requemo.

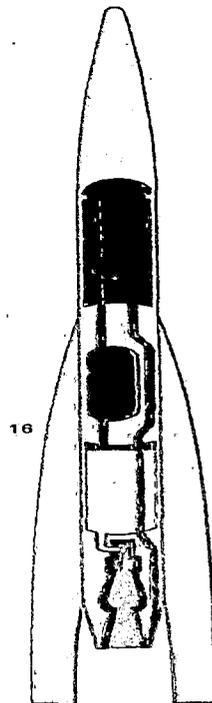
**Fig. 20.17.** Motores cohete soviéticos diseñados por GLUSKO, muy avanzados para la época .Arriba el ORM-52 de 1933 de Keroseno y ácido nítrico, con refrigeración regenerativa. Diseñado para cohetes experimentales y torpedos navales. Empuje de 250 a 310 kg. Peso del motor 14.5 kg. Longitud 45 cm. Abajo el ORM-65 de 1936, de keroseno y ácido nítrico en el que la ignición se efectuaba por bujías. Diseñado para el planeador cohete RP-318 y para el cohete con alas KR-212.Empuje de 50 a 175 kg, peso del motor 14.26 kg. Longitud 46.5 cm.

**Fig. 20.18.** Cohete alemán A-3, construido en KUMMERSDORF por el equipo dirigido por Wernher Von Braun y ensayado en GREIFSWALDER OIE entre 1936y 1939.

**Fig. 20.19.** Cohete alemán A-5.Representan las primeras tentativas de grandes proporciones en el dominio de los cohetes y fueron predecesores inmediatos del A-4 o V-2.Empleaba alcohol etílico y oxígeno líquido como propulsores y nitrógeno comprimido como presurizante, contaban además con aletas de tobera para el vector de empuje.



**Fig. 20.15**



**Fig. 20.16**

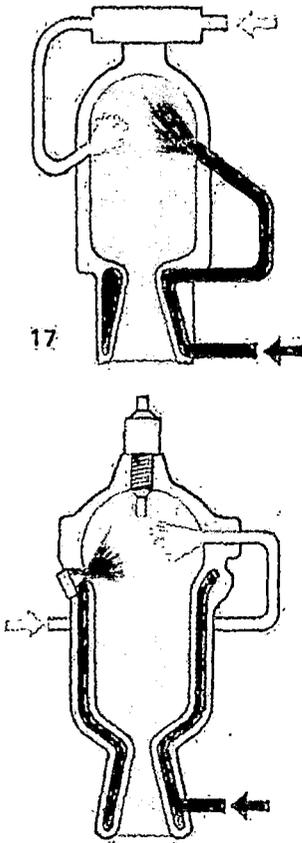


Fig. 20.17

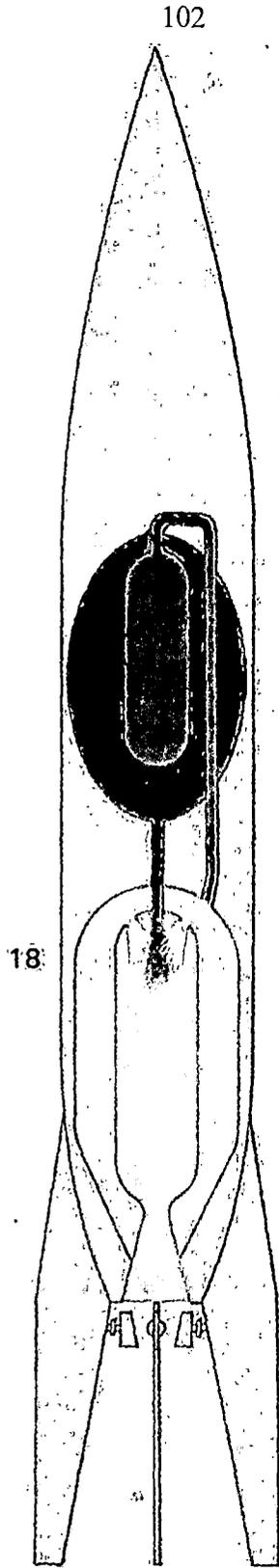


Fig. 20.18

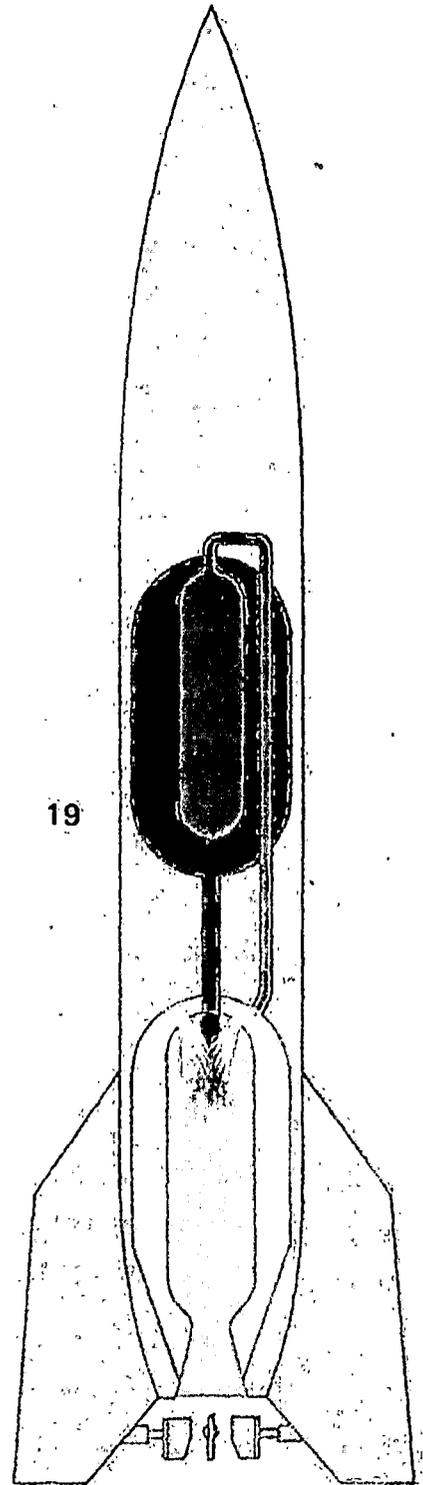


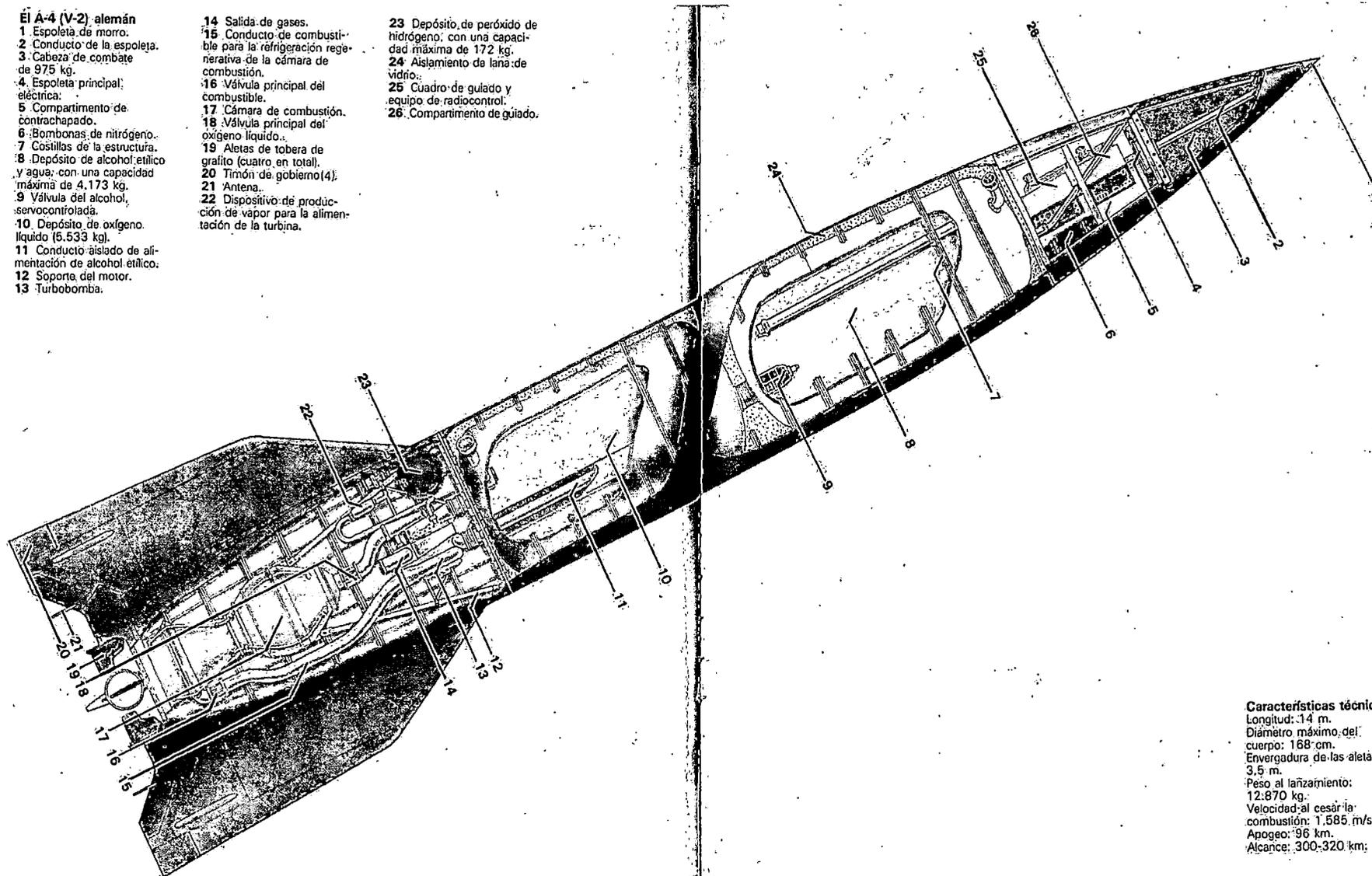
Fig. 20.19

**El A-4 (V-2) alemán**

1. Espoleta de morro.
2. Conducto de la espoleta.
3. Cabeza de combate de 975 kg.
4. Espoleta principal eléctrica.
5. Compartimento de contrachapado.
6. Bombonas de nitrógeno.
7. Costillas de la estructura.
8. Depósito de alcohol etílico y agua; con una capacidad máxima de 4.173 kg.
9. Válvula del alcohol, servocontrolada.
10. Depósito de oxígeno líquido (5.533 kg).
11. Conducto aislado de alimentación de alcohol etílico.
12. Soporte del motor.
13. Turbobomba.

14. Salida de gases.
15. Conducto de combustible para la refrigeración regenerativa de la cámara de combustión.
16. Válvula principal del combustible.
17. Cámara de combustión.
18. Válvula principal del oxígeno líquido.
19. Aletas de tobera de grafito (cuatro en total).
20. Timón de gobierno (4).
21. Antena.
22. Dispositivo de producción de vapor para la alimentación de la turbina.

23. Depósito de peróxido de hidrógeno, con una capacidad máxima de 172 kg.
24. Aislamiento de lana de vidrio.
25. Cuadro de guiado y equipo de radiocontrol.
26. Compartimento de guiado.

**Características técnicas**

Longitud: 14 m.  
 Diámetro máximo del cuerpo: 168 cm.  
 Envergadura de las aletas: 3,5 m.  
 Peso al lanzamiento: 12.870 kg.  
 Velocidad al cesar la combustión: 1.585 m/seg.  
 Apogeo: 96 km.  
 Alcance: 300-320 km.

**Fig. 20.20 Cohete Alemán A-4 (V-2)**

## 2.3. CICLOS TEÓRICOS DE LOS MOTORES COHETE

### 2.3.1 CICLO TEÓRICO DEL COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

El Ciclo Teórico del Motor Cohete de combustible sólido se ve en la Fig. No.22. en coordenadas  $p-v$ . En el momento de arrancar el motor cohete, la presión de los productos de la combustión se elevan instantáneamente desde la presión atmosférica ( $p_1$ ) hasta la presión ( $p_2$ ), en diversos tipos de cohetes, esta presión ( $p_2$ ) puede alcanzar decenas y hasta centenas de bares, el proceso de elevación de la presión es tan rápido que puede considerarse isócoro (proceso 1-2) de la Fig. No. 22.

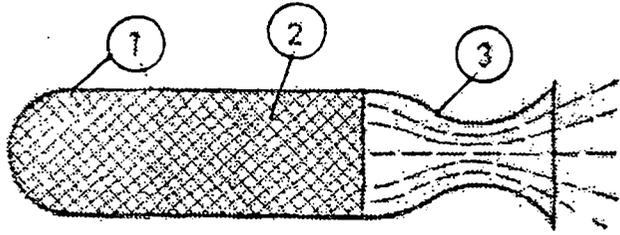


Fig. No. 21.

Cámara de Combustión de un Cohete Sólido

1. Cámara de Combustión
2. Propulsante Sólido
3. Tobera convergente-divergente

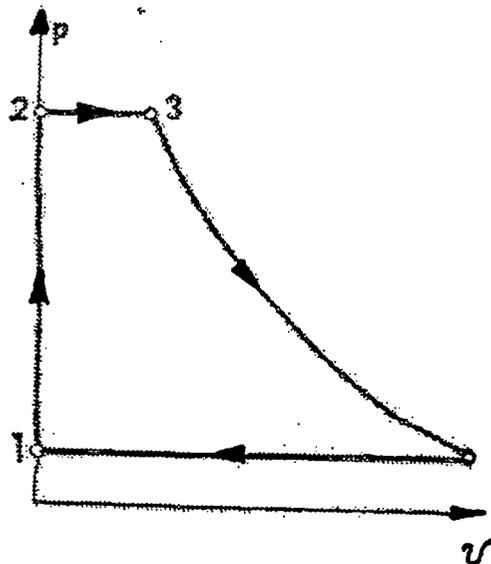


Fig. No. 22.

Ciclo Termodinámico de un Motor  
Cohete Sólido

- 1-2: Isócoro
- 2-3: Isobárico
- 3-4: Expansión adiabática
- 4-1: Isobárica

El proceso de suministro de calor a los productos de la combustión puede considerarse isobárico (línea 2–3) de la Fig. No. 22. Después los productos de la combustión se expanden adiabáticamente en la Tobera (proceso 3–4). El ciclo se cierra en la isóbara (4–1), enfriamiento de los productos de la combustión con el medio circundante.

En la cámara de combustión es tan alta la densidad de los productos de la combustión del Propulsante sólido, comparada con los gases que salen por la tobera, que la isocora (1–2) de la Fig. No. 22 coincide con el eje de las ordenadas.

La sencillez de su estructura y la comodidad de explotación de los cohetes de combustible sólido hacen que estos motores cohete se utilicen cada vez más en la tecnología de los Cohetes.

### 2.3.2 CICLO TEÓRICO DEL COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO

En la Fig. No. 23 se ve el esquema de un cohete de combustible líquido. A la cámara de combustión 5 se envía el combustible líquido, desde el depósito 1, y el oxidante desde el depósito 2 por medio de las bombas 3 y 4. La combustión se efectúa prácticamente a la presión constante ( $p_2$ ). Los productos gaseosos de la combustión salen por la tobera 6 al medio circundante. El ciclo ideal del motor cohete de combustible líquido en el diagrama  $p-v$  se muestra en la Fig. No. 24.

El combustible líquido y el oxidante entran a la cámara de combustión a la presión ( $p_2$ ). Por esto en vez de comprimir el agente de transformación gaseoso, en el motor cohete de combustible líquido se comprimen los componentes líquidos de dicho agente. Como el líquido puede considerarse prácticamente incompresible, la compresión de los componentes de la mezcla combustible, se puede considerar isocora, y como la densidad del líquido es mucho más elevada que la de los productos de la combustión, la isocora (1–2) se representa coincidiendo prácticamente con el eje de las ordenadas. La isóbara (2–3) corresponde al proceso de suministro de calor en la cámara de combustión, y la adiabática (3–4) a la expansión en la tobera. La isóbara (4–1) (presión del medio circundante) cierra el ciclo.

De esta manera el ciclo del motor cohete de combustible sólido es en principio análogo al ciclo del motor cohete de combustible líquido. El rendimiento térmico del ciclo idealizado del motor cohete de Propulsante líquido puede calcularse como sigue:

Calor suministrado en el proceso isobárico (2-3):

$$q_1 = h_3 - h_2 \quad (2.2)$$

Hay que subrayar que en este caso, los productos de la combustión se consideran como un gas perfecto de calor específico constante, pero la cantidad de calor ( $q_1$ ) no puede calcularse por la ecuación (2.3):

$$q_1 = C_p(T_3 - T_2) \quad (2.3)$$

Ya que los componentes de la mezcla combustible entran en la cámara de combustión a la temperatura ( $T_2$ ) en estado líquido, después se vaporizan y entran en reacción química. Por lo tanto en la isóbara (2-3) ocurre una transición de fase del agente de transformación y, por esto, para calcular ( $q_1$ ) hay que utilizar, en vez de la ecuación (2.3), la expresión general (2.2) que toma en consideración cualquier transformación de la sustancia que tenga lugar en la isóbara dada.

La magnitud ( $q_2$ ) puede calcularse así:

$$q_2 = h_4 - h_1 \quad (2.4)$$

La expresión general del rendimiento térmico del ciclo será:

$$n_t = 1 - \frac{(q_2)}{(q_1)} \quad (2.5)$$

Teniendo en cuenta las ecuaciones (2.2) y (2.3) se puede escribir de la siguiente forma:

$$n_t = 1 - \frac{(h_4 - h_1)}{(h_3 - h_2)} \quad (2.6)$$

O lo que es lo mismo:

$$n_t = 1 - \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{(h_3 - h_1) - (h_2 - h_1)} \quad (2.7)$$

La diferencia de entalpías ( $h_2 - h_1$ ) equivale al trabajo que gastan las bombas 3 y 4, Fig. No. 23, en aumentar la presión de los componentes líquidos de la mezcla combustible en el proceso isócoro (1-2).

Es evidente que:

$$h_1 = m(h_1)_{comb.} + (1 - m)(h_1)_{oxid.} \quad (2.8)$$

$$h_2 = m(h_2)_{comb.} + (1 - m)(h_2)_{oxid.} \quad (2.9)$$

Donde los subíndices “comb.” y “oxid.” se refieren respectivamente al combustible y al oxidante, y “m” es la fracción en masa del combustible en la mezcla combustible.

Como los volúmenes específicos del combustible y oxidante líquidos son bastantes pequeños, el trabajo que se invierte en comprimirlos es despreciable en su pequeñez en comparación con la cantidad de calor que se desprende al arder el combustible. Por esto la magnitud  $(h_2 - h_1)$  puede omitirse en la ecuación (2.7), teniendo en cuenta esto el rendimiento térmico del ciclo del motor cohete de combustible líquido será:

$$n_t = \frac{(h_3 - h_4)}{(h_3 - h_1)} \quad (2.10)$$

Como la diferencia de entalpías  $(h_3 - h_4)$  se transforma en energía cinética de los productos de la combustión en el proceso de su salida por la tobera, se evalúa mediante la ecuación:

$$(h_3 - h_4) = \frac{(W_2^2 - W_1^2)}{2} \quad (2.11)$$

Despreciando la velocidad de los productos de la combustión en la entrada a la tobera, la ecuación (2.11) puede escribirse así:

$$(h_3 - h_4) = \frac{W^2}{2} \quad (2.12)$$

Donde: (W) es la velocidad con que salen los productos de la combustión de la tobera del cohete de combustible líquido.

Teniendo en cuenta esta relación, la ecuación (2.11) del rendimiento térmico del motor cohete de combustible líquido puede escribirse así:

$$n_t = \frac{W}{2(h_3 - h_1)} \quad (2.13)$$

Los motores cohete de Propulsante líquido se emplean actualmente bastante en la técnica coheteril, para cohetes de largo alcance, ICBM (INTERCONTINENTAL BALISTIC MISSILE), "MISILES BALÍSTICOS INTERCONTINENTALES", y en algunos casos también en aviación.

Fig. No. 23.

**Cámara de Combustión de un Cohete Líquido**

- 1. Cámara de Combustión
- 2. Tanque de Combustible
- 3. Tanque de Oxidante
- 4.5 Bombas de Combustible y Oxidante
- 6. Tobera de Laval

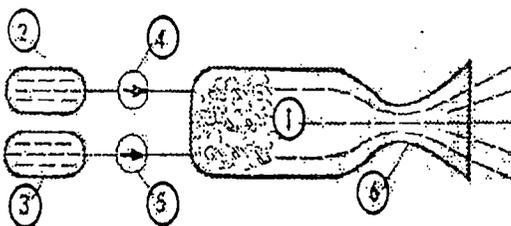
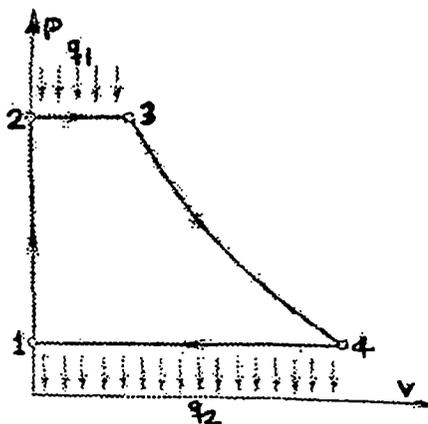


Fig. No. 24.

**Ciclo Termodinámico de un Cohete Líquido**

- 1-2: Compresión isocora
- 2-3: Calentamiento Isobárico
- 3-4: Expansión Adiabática
- 4-1: Enfriamiento Isobárico



## 2.4. MECÁNICA DE VUELO DE LOS MOTORES COHETE

### 2.4.1 MOVIMIENTO RECTILÍNEO DEL COHETE MONOETÁPICO

#### 2.4.1.1 ECUACIÓN FUNDAMENTAL DEL MOVIMIENTO DE UN COHETE “FÓRMULA DE TSIOLKOVSKI”

Se asume que el movimiento de traslación del cohete tiene lugar en el vacío, en ausencia de fuerzas exteriores, en el “espacio libre”, y que la velocidad relativa de las partículas (productos de la combustión) que expulsa el motor cohete es constante y está dirigida en sentido directamente opuesto al de la velocidad del centro de masas del cohete. Además se supone que al arder el Propulsante el centro de masas del cohete no se desplaza respecto al casco de este.

Con estas simplificaciones la ecuación diferencial del movimiento del centro de masas del cohete coincidirá con la ecuación fundamental del movimiento de un punto de masa variable (ecuación de Mescherski), esta ecuación para el centro de masas del cohete puede escribirse así:

$$M \frac{dV}{dt} = \phi + R \quad (2.14)$$

Donde:

M = Masa del Cohete

V = Vector Velocidad del Centro de Masas

R = Resultante de todas la fuerzas exteriores que actúan sobre el Cohete

$\phi$  = Fuerza de Reacción

Cuando el Cohete se mueve en el espacio libre (en ausencia de la atmósfera),  $R = 0$ , entonces la magnitud de la fuerza de reacción será:

$$\phi = - \frac{dM}{dt} V_e \quad (2.15)$$

Donde:

$$\left( - \frac{dM}{dt} \right) = \text{Gasto de masa por segundo.}$$

$V_e =$  Velocidad Efectiva de expulsión (salida) de las partículas por la Tobera (productos de combustión).

Proyectando la ecuación vectorial (2.14) sobre la dirección de la velocidad del Cohete (Fig. No. 25).

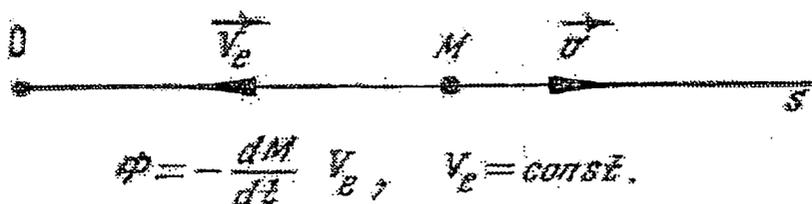


Fig No. 25

#### Esquema de Velocidades

$$M \frac{dV}{dt} = -V_e \frac{dM}{dt} \quad (2.16)$$

O también:

$$dV = V_e \frac{dM}{M} \quad (2.17)$$

Si el Cohete se mueve en el espacio libre puede admitirse que  $V_e$  es constante, y si  $M = M_0 f(t)$ , siendo  $f(t)$  la función que determina la ley de la variación de la masa, es evidente que  $f(0) = 1$ , ya  $M = M_0$  cuando  $t = 0$ . Teniendo en cuenta que  $dM = M_0 df$ , se puede escribir:

$$dV = -V_e \frac{df}{f} \quad (2.18)$$

Integrando la ecuación (2.18) se tiene que:

$$V = -V_e \ln f + C_1, \quad C_1 = \text{constante de Integración}$$

Si:  $f = 1$  y  $V = V_0$  para  $t = 0$ , entonces,  $C_1 = V_0$  y por consiguiente:

$$V = V_0 - V_e \ln f = V_0 - V_e \ln \left( \frac{M_0}{M} \right) \quad (2.19)$$

O también:

$$V = V_0 + V_e \ln\left(\frac{M_0}{M}\right) \quad (2.20)$$

Esta fórmula permite calcular la velocidad del cohete cualquiera que sea el valor de su masa  $M$  disminuyendo en cualquier instante, la fórmula (2.20) es la llamada "ECUACIÓN DE TSIOLKOVSKI".

Analizando esta fórmula se ve que la velocidad del movimiento del cohete depende de la razón de la masa inicial a la masa final que queda. Si la masa del cohete al finalizar el proceso de la combustión (es decir cuando termina de funcionar el motor a reacción) se designa por  $M_f$  y la masa expulsada (masa del Propulsante = combustible + comburente) por  $M_p$ , para la velocidad  $V_1 = V$  máx. que adquiere el cohete al finalizar el proceso de combustión, si  $V_0 = 0$ , se obtiene de la fórmula (2.20) la relación siguiente:

$$V_1 = V_e \ln\left(\frac{M_f + M_p}{M_f}\right) = V_e \ln\left(1 + \frac{M_p}{M_f}\right) = V_e \ln(1 + Z) \quad (2.21)$$

Para ciertos tipos de cohetes se puede tomar:  $V_e = 2000$  m/s. En la Tabla No. 4 se dan los valores de la velocidad del centro de masas del cohete, en dependencia de la relación entre las masas, cuando:  $V_e = 2000$  m/s y  $V_0 = 0$ .

**TABLA No.4**

**VELOCIDAD DEL COHETE EN FUNCIÓN A LA RELACIÓN DE MASAS**

$\frac{M_f}{M_0}$	$Z = \frac{M_p}{M_f}$	$V_1(m/s)$	$\frac{M_f}{M_0}$	$Z = \frac{M_p}{M_f}$	$V_1(m/s)$
1.000	0.000	0	0.090	10.111	4817
0.900	0.111	210.5	0.080	11.500	5052
0.800	0.250	446.3	0.070	13.286	5318
0.700	0.429	713.8	0.060	15.667	5626
0.600	0.667	1022	0.050	19.000	5991
0.500	1.000	1386	0.030	32.333	7013
0.400	1.500	1832	0.010	99.000	9210
0.300	2.333	2408	0.0001	999.000	13815
0.200	4.000	3218	0.0001	9999.000	18420
0.100	9.000	4605	0.0000	-----	-----

En la literatura Soviética la razón  $Z = (M_p/M_f)$ , se conoce con el nombre de “número de Tsiolkovski”. De la fórmula (2.21) se puede sacar las siguientes conclusiones:

- a. La velocidad del cohete al finalizar el proceso de expulsión de partículas (es decir al finalizar la parte activa del vuelo) será tanto mayor cuanto mayor sea la velocidad relativa de la partículas que se expulsan. Si la velocidad relativa de expulsión se duplica, la velocidad del cohete también se duplica.
- b. La velocidad del cohete al finalizar la parte activa del vuelo aumenta al aumentar la razón de la masa inicial del cohete a su masa al finalizar el proceso de expulsión de partículas, o en otras palabras, la velocidad del cohete al finalizar la parte activa del vuelo será tanto mayor cuanto mayor sea el número de Tsiolkovski.
- c. Al finalizar la parte activa del vuelo la velocidad del cohete no depende de la ley de variación de la masa (régimen de funcionamiento del motor). A un número  $Z$  dado, corresponde, al finalizar el proceso de expulsión, una velocidad del cohete perfectamente determinada, pero no depende de la rapidez, mayor ó menor, con que fueron expulsados (quemados) las existencias de Propulsante.

La ley logarítmica de la fórmula (2.21) fue enunciada por su autor en forma del Teorema siguiente: “Cuando la masa del cohete más la masa de las sustancias explosivas que hay en el aparato de reacción, aumenta en progresión geométrica, la velocidad del cohete crece en progresión aritmética”. Entonces la fórmula (2.21) puede escribirse así:

$$V_1 = V_{m\acute{a}x} = V \ln \left( \frac{M_0}{M_f} \right) \quad (2.22)$$

Si por ejemplo:  $(M_0/M_f) = 2, 4, 8, 16, 32, \dots$ , entonces:

$$V_1 / V_e = \ln 2 = a$$

$$V_1 / V_e = \ln 4 = 2a$$

$$V_1 / V_e = \ln 8 = 3a$$

De este análisis se concluye que: para conseguir las mayores velocidades posibles del cohete al finalizar la parte activa del vuelo, es mucho más conveniente

aumentar las velocidades relativas de expulsión de partículas que aumentar la provisión relativa de Propulsante.

Calculemos ahora la ley de variación de la distancia del centro de masa del cohete respecto del origen de coordenadas elegido. De la ecuación (2.20) se deduce que:

$$dL = V_0 dt - (V_e \ln f) dt$$

Integrando:

$$L = L_0 + V_0 t - V_e \int_0^t (\ln f) dt \quad (2.23)$$

Al observar la fórmula (2.23) vemos que el cálculo de la ley de las distancias requiere el conocimiento de las leyes de variación de la masa del cohete con el tiempo, es decir la representación en forma de función:  $f(t)$ .

#### 2.4.1.2 LEYES DE LA VARIACIÓN DE LA MASA DEL COHETE

Se determina por el régimen de funcionamiento del motor cohete, es decir, por su gasto de masa por segundo. En la teoría moderna sobre dinámica de los cohetes, se aceptan 2 leyes de variación de la masa más utilizadas que son:

- a. La ley lineal de variación de la masa:

$$f(t) = 1 - \alpha t$$

- b. La ley exponencial de variación de la masa:

$$f(t) = e^{-\alpha t}, \quad \alpha = \text{constante}$$

Estas leyes tienen la ventaja de que permiten una clara interpretación mecánica. Efectivamente si:

$M = M_0 (1 - \alpha t)$ , el gasto de masa por segundo será igual a:

$$\left(-\frac{dM}{dt}\right) = \alpha M_0 = \text{constante}$$

Es decir la Ley Lineal de variación de la masa corresponde a un gasto por segundo constante de partículas que se separan, como la fuerza de reacción es:

$$\dot{Q} = -\frac{dM}{dt} \times V_e = \alpha M_0 V_e$$

Cuando se cumple la hipótesis de Tsiolkovski sobre la constancia de la velocidad relativa de las partículas expulsadas por la tobera, la fuerza de reacción:  $\dot{O} = \text{constante}$ . Por lo tanto si se cumple dicha hipótesis, puede afirmarse que la Ley Lineal de variación de la masa corresponde al caso en que la fuerza de reacción es constante.

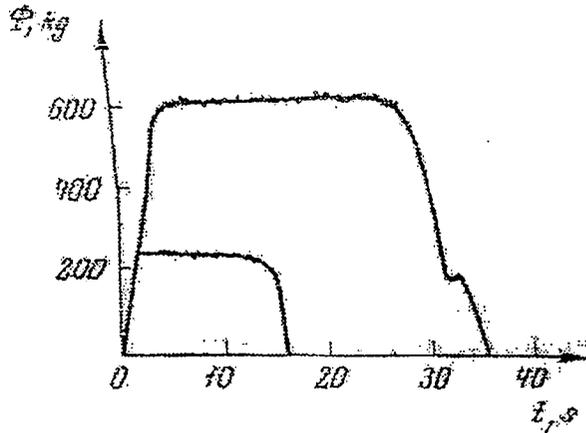


Fig No. 26

**Diagrama Empuje vs. Tiempo**

En la figura No. 26 se dan dos gráficos de la variación de la fuerza de reacción en función del tiempo, obtenidas durante las pruebas de motores cohetes reales en el banco de pruebas, la parte fundamental de ambos gráficos se aproxima mucho a una recta paralela al eje de tiempos (t), es decir en el régimen fundamental, este motor desarrolla una fuerza de reacción (empuje) constante. Al comienzo y al final del funcionamiento del motor, la fuerza de reacción es una función más compleja del tiempo.

Haciendo que el gasto por segundo:  $\left(-\frac{dM}{dt}\right) = m_s$ , se obtiene:

$$\alpha = \frac{\left(-\frac{dM}{dt}\right)}{M_0} = \frac{m_s}{M_0} \quad (2.24)$$

Entonces el parámetro  $\alpha$ , que figura en la fórmula lineal de la ley de variación de masa, será el gasto por segundo de masa referido a la masa inicial del cohete, el parámetro  $\alpha$  recibe el nombre de gasto específico de masa por segundo.

La aceleración del cohete en movimiento debido a la fuerza de reacción constante será una magnitud variable, ya que la masa del cohete disminuye con el tiempo. Llamando a la aceleración debido a la fuerza de reacción por ( $a_r$ ), tendremos para la Ley Lineal de variación de la masa que:

$$a_r = \frac{\phi}{M} = \frac{\alpha M_0 V_e}{M_0(1 - \alpha t)} = \frac{\alpha V_e}{(1 - \alpha t)} \quad (2.25)$$

Con la ley exponencial de variación de la masa, si se cumple la hipótesis de Tsiolkovski sobre la constancia de la velocidad relativa de las partículas expulsadas, la fuerza de reacción es proporcional a la masa del cohete en cada instante. En efecto:

$$\phi = -\frac{dM}{dt} \times V_e = \alpha M_0 e^{-\alpha t} \quad V_e = \alpha M V_e$$

La aceleración debido a la fuerza de reacción será:

$$a_r = \frac{\phi}{M} = \alpha V_e = \text{constante} \quad (2.26)$$

Así pues, si la velocidad relativa de las partículas expulsadas es constante la ley exponencial de variación de la masa corresponde al caso en que es constante la aceleración comunicada por la fuerza de reacción. La razón de la aceleración comunicada por la fuerza de reacción a la aceleración de la gravedad recibe el nombre de sobrecarga debido a la acción de la fuerza de reacción.

Con la ley exponencial de variación de la masa la sobrecarga será:

$$n = \frac{a_r}{g} = \frac{\alpha V_e}{g} = \text{constante} \quad (2.27)$$

Como  $m_s = dV_e$ , entonces:

$$\alpha = \frac{\left(-\frac{dM}{dt}\right)}{M} = \frac{m_s}{M}$$

Caracteriza la relación entre el gasto por segundo y la masa del cohete en cada instante. Si se conoce la ley de la variación de la masa, es decir, la función  $f(t)$ , partiendo de la fórmula (2.23), se puede hallar la ley del movimiento del centro de masas del cohete:  $L = L(t)$  en su forma definitiva.

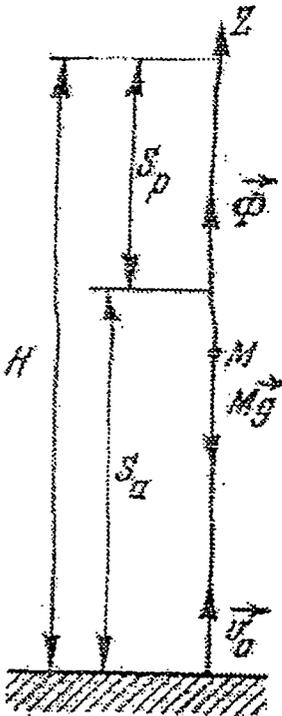
En efecto, si:  $f(t) = t^{-\alpha t}$ , será:

$$L = L_0 + V_0 t + \frac{1}{2} \alpha V_e t^2 \quad (2.28)$$

Y si  $f(t) = 1 - \alpha t$ , resultará:

$$L = L_0 + V_0 t + \frac{V_e}{\alpha} [(1 - \alpha t) \ln(1 - \alpha t) + \alpha t] \quad (2.29)$$

### 2.4.1.3 SEGUNDO PROBLEMA DE TSIOLKOVSKI



Cuando el cohete se mueve verticalmente hacia arriba en el campo homogéneo de la gravedad y la velocidad inicial de su centro de masas es igual a  $V_0$ , hay que hallar la ley de variación de la velocidad y la distancia (altura) a que se encuentra el cohete, en dependencia con el tiempo para las distancias leyes de variación de la masa, y determinar la altura máxima de elevación del mismo. Se supone que la velocidad relativa de las partículas que salen por la tobera es constante en magnitud y está dirigida verticalmente hacia abajo.

Si la recta por la cual se mueve el centro de masas del cohete es el eje OZ (Fig. No. 27) proyectando la ecuación vectorial (2.14) sobre el eje OZ se obtiene que:

Fig. No. 27

Esquema de Velocidades del Vuelo Vertical

$$M \frac{dV}{dt} = -Mg - Ve \times \frac{dM}{dt} \quad (2.30)$$

O también:

$$\frac{dV}{dt} = -g - Ve \times \frac{d}{dt}(\ln f) \quad (2.31)$$

Como:  $Ve = \text{constante}$ , resulta conveniente escribir esta ecuación así:

$$\frac{d}{dt}(V + Ve \ln f) = -g \quad (2.32)$$

Integrando se obtiene:

$$V + Ve \ln f = -gt + C_1 \quad (2.33)$$

Donde:  $C_1 = \text{constante de integración}$

Tomando en cuenta las condiciones iniciales:  $V = V_0, f = 1$ ; para  $t = 0$ , tenemos:

$$V = V_0 - gt + Ve \ln \left( \frac{M_0}{M} \right) \quad (2.34)$$

Para hallar la ley del movimiento se integra la ecuación (2.34), cuando  $L_0=0$ , resulta:

$$L = V_0 t - \frac{1}{2} g t^2 - \frac{1}{2} Ve \int_0^t (\ln f) dt \quad (2.35)$$

Por consiguiente:

$$L = V_0 t - \frac{1}{2} g t^2 + \frac{1}{2} \alpha Ve t^2 \quad (2.36)$$

Si:  $f = e^{-\alpha t}$ , y

$$L = V_0 t - \frac{1}{2} g t^2 + \frac{Ve}{\alpha} [(1 - \alpha t) \ln(1 - \alpha t) + \alpha t] \quad (2.37)$$

Si:  $f = 1 - \alpha t$

Calculemos ahora la altura máxima a que se eleva el centro de masas del cohete en el caso en que:  $f = e^{-\alpha t}$ . Como: para  $V = 0, L = L_{\text{máx}} = H$ , de la fórmula (2.34) se deduce que:

$$V_0 - gt + \alpha Ve t = 0$$

De donde:

$$t = \frac{V_0}{g - \alpha Ve} \quad (2.38)$$

El valor de (t) será positivo si:  $g > \alpha Ve$  o si  $\alpha < g/Ve$ . Para que se comprenda el sentido de la condición  $\alpha < g/Ve$  consideramos el caso del equilibrio relativo del cohete en el campo de la gravedad. En este caso:

$$Mg = -\frac{dM}{dt}Ve \quad (2.39)$$

De donde:

$$M = M_0 e^{(g/ve)t}$$

Por lo tanto, el caso del equilibrio relativo del cohete le corresponde:  $\alpha = g/Ve$ . Si  $\alpha > g/Ve$ , la fuerza de reacción será mayor que la gravedad, y si  $\alpha < g/Ve$ , la fuerza de reacción será menor que la gravedad. Por la fórmula (2.36) se ve claramente que si  $\alpha Ve < g$ , el cohete se moverá en el campo homogéneo de la gravedad con una aceleración igual a  $(g - \alpha Ve)$ .

Sustituyendo en la ecuación (2.36) el tiempo (t) de la fórmula (2.38) se halla la altura máxima de elevación (se supone que el proceso de combustión se desarrolla durante toda la trayectoria de vuelo del cohete, hasta llegar al punto en que:  $v = 0$ ):

$$H = \frac{V_0^2}{2(g - \alpha Ve)} \quad (2.40)$$

Las fórmulas (2.36) y (2.40) serán análogos a las bien conocidas de la mecánica para el movimiento uniformemente variado, si se supone que la aceleración del punto es:  $a_1 = g - \alpha Ve$

Con la ley lineal de variación de la masa se tiene que:

$$V = V_0 - gt - Ve \ln(1 - \alpha t)$$

Si durante el tramo de vuelo hasta  $V = 0$ , la aceleración debido a la fuerza de reacción es menor que la aceleración de la gravedad, el tiempo que dura el movimiento se determina (gráficamente) partiendo de la ecuación:

$$V_0 - gt - Ve \ln(1 - \alpha t) = 0$$

Y la altura máxima de elevación se puede hallar valiéndose de la fórmula (2.37).

#### 2.4.2 REGÍMENES ÓPTIMOS DE MOVIMIENTO DE LOS PROBLEMAS DE TSIOLKOVSKI

Los casos más simples de movimiento rectilíneo del cohete estudiados en el punto 2.4.1, dan la posibilidad de plantear de un modo nuevo una clase de problemas que llamaremos “problemas de determinación de los regímenes óptimos de movimiento”. Como puede verse por las fórmulas (2.23), (2.34) y (2.35), las características fundamentales de movimiento del cohete:  $V = V(t)$  y  $L = L(t)$  dependen de la forma de la función  $f(t)$ , que caracteriza la ley de variación de la masa del cohete o el régimen de funcionamiento del motor de reacción.

Para distintas leyes de variación de la masa, la ley de variación de la velocidad ( $V$ ) y la ley de variación de la distancia ( $L$ ) serán en general diferentes. La posibilidad de influir sobre la característica de movimiento del cohete variando la forma de la función  $f(t)$  es un factor esencialmente nuevo de la teoría de los cuerpos de masa variable.

Si la clase de la función  $f(t)$  se da con la exactitud de hasta el parámetro ( $\alpha$ ), como ocurre en las leyes más simples:  $M = M_0(1 - \alpha t)$  y  $M = M_0 \cdot e^{-\alpha t}$ . La característica del movimiento del cohete variará en dependencia del parámetro ( $\alpha$ ). Supongamos que la provisión de masa de Propulsante es:  $M_p = M_0 - M_f$

Donde:

$M_p$  = Masa del Propulsante (combustible + oxidante)

$M_f$  = Masa del Cohete sin propulsante (masa del cohete vacío, incluyendo la masa del casco, del motor en seco, aparatos de mando y la carga útil).

$M_0$  = Masa inicial al momento del despegue (estructura + propulsante).

La parte del vuelo durante la cual varía la masa, es la activa, y la parte del mismo en que la masa permanece constante es la pasiva. De la ecuación (2.34) se

puede hallar la fórmula siguiente para la velocidad del centro de masas del cohete al finalizar la parte activa del vuelo:

$$V_1 = V_0 + V_e \ln \left( \frac{M_0}{M} \right) = V_0 - V_e \ln f_f \quad (2.41)$$

De la ecuación (2.41), se deduce que la velocidad ( $V_1$ ) no depende de la forma de la función  $f(t)$ , sino únicamente de la cantidad de masa ( $M_p$ ), expulsada (o el valor final de la masa relativa  $f_f$ ). Este resultado podía preverse por consideraciones cualitativas, ya que en el espacio en que no actúan fuerzas exteriores (espacio libre), cuando  $V_e = \text{constante}$ , la cantidad de movimiento que recibe el cohete de masa  $M_f$  no depende de la ley que rige el gasto de la provisión de masa existente.

En particular, la velocidad  $V_1$  no varía si toda la provisión de masa  $M_p$ , se expulsa repentinamente en el instante  $t = 0$ . Cuando las existencias de masa se expulsan repentinamente se llama combustión instantánea de propulsante.

El fenómeno de la combustión instantánea de la reserva de masa dada, es similar al fenómeno del “choque” en los problemas de mecánica clásica. El papel de la “fuerza de choque” para el punto de masa variable cuando la combustión es instantánea lo desempeña la reacción que se produce al expulsar la masa en el instante de la interacción por contacto de las masas  $M_f$  y  $M_p$ .

La longitud de la parte activa del vuelo en el primer problema de Tsiolkovski depende de la ley de variación de la masa que se tome. En el caso de la combustión instantánea, la longitud de la parte activa será, evidentemente nula. Con la ley exponencial de variación de la masa, de la fórmula (2.23) se obtiene que:

$$L = L_0 + V_0 t + \frac{1}{2} \alpha V_e t_1^2$$

Suponiendo:  $M_f = M_0 e^{-\alpha t_1}$  y  $f = e^{-\alpha t_1}$  al finalizar la parte activa de Vuelo (es decir para  $t = t_1$  y  $L = L_1$ ), resulta:

$$L = L_0 + V_0 t + \frac{1}{2} \alpha V_e t_1^2 \quad (2.42)$$

Como  $f_f$  se da como dato:

$$\ln \left( \frac{1}{f_f} \right) = \alpha t_1 = \text{constante} = u \quad (2.43)$$

Y por consiguiente:  $t_1 = u / \alpha$

Eliminando ( $t_1$ ) de la fórmula (2.42) se obtiene:

$$L_1 = L_0 + \frac{V_0 u}{\alpha} + \frac{u^2 V e}{2\alpha} \quad (2.44)$$

El caso de la combustión instantánea corresponde a  $t_1 = 0$ , es decir  $\alpha = \infty$ . En este caso de la ecuación (2.44) se obtiene  $L = L_0$ . Si se tiene en cuenta que  $\alpha \rightarrow 0$ , lo que corresponderá a un gasto de propulsante por segundo infinitamente pequeño, entonces  $L_1 \rightarrow \infty$ . La velocidad  $V_1$  al final de la parte activa de vuelo no depende de  $\alpha$  y basándose en las fórmulas (2.41) y (2.43) será:

$$V_1 = V_0 + uVe \quad (2.44a)$$

Calculemos ahora la altura máxima a que se eleva el centro de masas del cohete moviéndose verticalmente hacia arriba en el campo homogéneo de la gravedad. Para aclarar mejor los conceptos tomamos:  $M_f = M_0 e^{-\alpha t}$ . Si se da la provisión de masa, aplicando las fórmulas (2.36) y (2.43) se puede obtener la siguiente fórmula para la longitud de la parte activa del vuelo:

$$La = \frac{V_0 u}{\alpha} - \frac{gu^2}{2\alpha^2} + \frac{u^2 Ve}{2\alpha} \quad (2.45)$$

La longitud de la parte pasiva del vuelo se determina por la fórmula:

$$Lp = \frac{V_1^2}{2g} = \frac{(V_0 - gt_1 + \alpha V e t_1)^2}{2g} = \frac{\left[ (V_0 + uVe) - \frac{gu^2}{\alpha} \right]^2}{2g}$$

Por lo tanto la altura total a que se eleva el cohete será:

$$H = La + Lp = \frac{V_0 u}{\alpha} - \frac{gu^2}{2\alpha^2} + \frac{u^2 Ve}{2\alpha} + \frac{\left[ (V_0 + uVe) - \frac{gu^2}{\alpha} \right]^2}{2g} \quad (2.46)$$

Donde:

H = Altura total a que se eleva el cohete.

La = Longitud de la parte activa del vuelo.

Lp = Longitud de la parte pasiva del vuelo.

Si se dan:

$V_0$  = Velocidad Inicial

$M_p = M_0 - M_f$ , provisión de propulsante (es decir se da  $u$ ).

$V_e$  = Velocidad de salida de los gases por la Tobera.

Entonces la altura de elevación  $H$  es función del gasto específico de masa ( $\alpha$ ). Determinemos con que valor de ( $\alpha$ ) será máxima la altura a que se eleve el centro de masas del cohete. El régimen de variación de la masa, es decir, el régimen de funcionamiento del motor con el cual se alcanza la altura máxima con una provisión de propulsante dada, se llama régimen óptimo.

Para determinar las características del régimen óptimo se analiza la función

$H(\alpha)$ . Derivando  $H$  respecto de ( $\alpha$ ) e igualando a cero la derivada se obtiene:

$$-\frac{V_0 u}{\alpha^2} + \frac{u^2}{2} \left( \frac{2g}{\alpha^3} - \frac{V_e}{\alpha^2} \right) + \frac{u}{\alpha^2} \left[ V_0 + (\alpha V_e - g) \frac{u}{\alpha} \right] = 0$$

Reduciendo los términos semejantes, se encuentra con facilidad que el valor de ( $\alpha$ ) correspondiente al valor máximo de  $H$ , se determina partiendo de la ecuación:

$$\frac{u^2 V_e}{2\alpha^2} = 0 \quad (2.47)$$

Como:

$$\frac{d^2 H}{d\alpha^2} < 0$$

De la relación (2.47) se deduce que la altura máxima de elevación del cohete se conseguirá con  $\alpha = \infty$ . El valor de  $\alpha = \infty$ , corresponde a la combustión instantánea de la provisión de propulsante disponible. La altura máxima será en este caso:

$$H_{m\acute{a}x} = \frac{(V_0 + uV_e)^2}{2g} = \frac{V_z^2}{2g} \quad (2.48)$$

Aquí ( $V_z$ ) es la velocidad del cohete, determinada por la fórmula de Tsiolkovski. Así pues, en el campo homogéneo de la gravedad, en aquellos casos en que pueden despreciarse las fuerzas de resistencia **“PARA ALCANZAR LA ALTURA MÁXIMA DE ELEVACIÓN ES CONVENIENTE EN LA PRÁCTICA QUEMAR LO MAS RÁPIDAMENTE POSIBLE LA PROVISIÓN DE PROPULSANTE DADA”**.

En algunos casos se requiere sin embargo, que el gasto específico de propulsante sea relativamente pequeño; para el cohete (o los aparatos que hay en él) no sufran grandes sobrecargas (aceleraciones) debidas a la fuerza de reacción. En estos casos el problema extremo se plantea de una forma algo distinta: **“ENCONTRAR CON QUE VALORES DE  $(\alpha)$  LA PARTE ACTIVA DE VUELO (La) SERÁ MÁXIMA”**.

La fórmula (2.45) determina (La) en función de  $(\alpha)$ . Derivando (La) respecto de  $(\alpha)$  e igualando a cero la derivada, se obtiene:

$$-\frac{V_0 u}{\alpha} - \frac{u^2 V_e}{2\alpha^2} - \frac{u^2 g}{\alpha^2} = 0$$

De donde:

$$\alpha = \frac{2ug}{2V_0 + uV_e} \quad (2.49)$$

Para el caso particular en que:  $V_0 = 0$

$$\alpha = \frac{2g}{V_e} \quad (2.50)$$

No es difícil comprobar, calculando la segunda derivada de (La) respecto de  $(\alpha)$ , que con el valor de  $(\alpha)$  determinado con la fórmula (2.50), la correspondiente parte activa de vuelo será máxima.

Es interesante advertir que el régimen óptimo para  $V_0 = 0$ , se realiza cuando la aceleración debida a la fuerza de reacción es dos veces mayor que la aceleración de la gravedad. La velocidad del cohete al finalizar la parte activa de vuelo se determina por la siguiente fórmula:

$$V_1 = uV_e - \frac{gu}{\alpha}$$

Remplazando  $(\alpha)$  por su valor calculando por la fórmula (2.50) se obtiene:

$$V_1 = \frac{1}{2}uV_e \quad (2.51)$$

Con estos datos se puede calcular la altura total de elevación (H) cuando el régimen de funcionamiento del motor es el que proporciona la parte activa máxima de vuelo. (La) de dicha parte activa, para el valor de  $(\alpha)$  determinado por la fórmula (2.49) será:

$$La_{(m\acute{a}x)} = \frac{(2V_0 + uVe)^2}{8g}$$

Como:  $V_1 = \frac{1}{2} u Ve$ , la altura total a que se eleva el cohete sera:

$$H = La_{(m\acute{a}x)} + Lp = \frac{(2V_0 + uVe)^2}{8g} + \frac{u^2 V_e^2}{8g} \quad (2.52)$$

Para el caso particular en que  $V_0 = 0$

$$H = \frac{u^2 V_e^2}{4g} = \frac{V_z^2}{4g} \quad (2.53)$$

Comparando la ecuación (2.53) con la ecuación (2.48) se ve que, cuando la provisión de masa dada se expulsa simultáneamente, la altura de elevación es dos veces mayor que cuando el propulsante se quema lentamente para conseguir que la parte activa del cuello del cohete sea máxima.

Nos interesa conocer cuál sera la pérdida de altura ( $\Delta H$ ) de elevación al variar los gastos específicos de masa. Sea  $V_0 = 0$ , se halla ( $H$ ) en función de ( $\alpha$ ) considerando que se dan ( $u$ ) y ( $Ve$ ).

En este caso:

$$La = (\alpha Ve - g) \frac{t_1^2}{2}, \quad Lp = \frac{V_1^2}{2g}, \quad V_1 = (\alpha Ve - g)t_1$$

Como  $t_1 = u/\alpha$ , suponiendo que  $\alpha = (n g)/Ve$ , donde ( $n$ ) es la sobrecarga debido a la fuerza de reacción, se obtiene:

$$H = \left( \frac{u^2 Ve^2}{2g} \right) \left( \frac{n-1}{n} \right) \quad (2.54)$$

Por ejemplo para el cohete de pólvora soviético "KATIUSHA", el valor de ( $n$ ) varía de 100 a 120. Cuando ( $n = 1$ ) se produce el equilibrio relativo, cuando ( $n=2$ ), la aceleración debido a la fuerza de reacción será igual a ( $2g$ ) y así sucesivamente, el valor ( $n=\infty$ ), corresponde a la expulson instantánea de la provisión de masa existente.

$$\text{De esta manera: } H_n = H_\infty \left( \frac{n-1}{n} \right)$$

$$\text{O también: } \frac{H_n}{H_\infty} = \left( \frac{n-1}{n} \right) \quad (2.55)$$

Analizando la fórmula (2.55) se deduce que cuando ( $n = 4$ ), la pérdida de altura es igual a 25%, y cuando ( $n = 50$ ), es de solo el 2%. Es evidente que a medida que aumenta ( $n$ ) disminuye el tiempo de combustión de la provisión de masa dada ( $M_0 - M_f$ ). De la fórmula:  $\alpha t_1 = u$ , resulta que:

$$t_1 = \frac{u}{\alpha} = \frac{uVe}{ng}$$

Si se toma en consideración el tiempo de combustión ( $T$ ) del propulsante estando el cohete en equilibrio relativo (sobrecarga  $n = 1$ ), se obtiene que:  $t_1 = T/n$ , lo que da la ley de variación del tiempo de combustión en dependencia de la sobrecarga debida a la fuerza de reacción.

Deducciones análogas pueden obtenerse para la ley lineal de variación de la masa, con lo cual:  $f(t) = 1 - \alpha t$ .

En cuanto al régimen óptimo que asegura, la velocidad máxima del punto al finalizar la parte activa del vuelo (con la provisión de masa dada) con razonamientos de la mecánica general puede afirmarse que se realiza cuando la provisión de masa disponible se quema instantáneamente. En efecto, cuando la combustión es instantánea (expulsión repentina de la masa), la fuerza de reacción es análoga a una fuerza de choque y durante el tiempo de acción de esta fuerza, la influencia de las fuerzas finitas (por ejemplo la gravedad) se puede despreciar. En otras palabras, durante un intervalo de tiempo infinitamente pequeño, la disminución de la velocidad debida a la acción de la gravedad, también será infinitamente pequeña.

Para concluir este párrafo digamos que la fórmula de Tsiolkovski (fórmula 2.20), puede utilizarse para las valoraciones aproximadas de las características dinámicas de los vuelos de los cohetes y en aquellos casos en que la fuerza aerodinámica de resistencia es pequeña en comparación con la fuerza de reacción. Estos casos suelen darse en la parte activa del vuelo de los cohetes de pólvora, en los cuales las sobrecargas debidas a la fuerza de reacción llegan de 100 a 120, y la fuerza de resistencia frontal pocas veces supera 2 Mg.

Por ejemplo para los cohetes de pólvora "KATIUSHA", si se considera la trayectoria del centro de masas en la parte activa del vuelo, es fácil advertir que difiere poco de una recta, esto indica que la influencia de la gravedad (y de las fuerzas aerodinámicas) es relativamente pequeña en comparación con la fuerza de reacción. Por eso la velocidad del cohete "KATIUSHA", al finalizar la parte activa del vuelo se

puede hallar con suficiente exactitud aplicando la fórmula de Tsiolkovski (fórmula 2.20), el error que se cometa no será superior al 5 ó 6%.

### 2.4.3 MOVIMIENTOS RECTILINEOS DEL COHETE MULTIETAPICO (MULTIFASICO)

#### 2.4.3.1 FÓRMULA DE TSIOLKOVSKI PARA LOS COHETES MULTIETÁPICOS

La fórmula de Tsiolkovski puede aplicarse al análisis de las características de vuelo de los cohetes multietápico. Como al deducir la fórmula (2.20), no se tuvo en cuenta la influencia de la gravedad y de la fuerza de resistencia del medio, los resultados a que conduce son de primera aproximación. Si se toma en cuenta la influencia del campo homogéneo de la gravedad sobre las características de vuelo de los cohetes multietápico, no ofrece dificultades esenciales, ya que la ecuación de Mescherski, también se integra fácilmente en este caso.

Tomar en cuenta las fuerzas de resistencia, implica dificultades considerables, la ecuación lineal de Mescherski se hace no lineal, y por lo tanto la solución analítica solo se puede conseguir para los regímenes óptimos de programación del empuje de los sucesivos componentes "SUB COHETES", que forman el cohete multietápico. Como ya mencionamos anteriormente Tsiolkovski proponía 2 tipos de cohetes multietápico o trenes de cohetes.

El primer tipo de tren de cohetes es semejante al de un ferrocarril, cuando la locomotora empuja desde atrás. Ahora este tipo de tren de cohetes se llama multietápico (o multifásico), con separación sucesiva de las etapas (Fig. No. 28).

Imaginemos, por ejemplo, tres cohetes unidos en serie, uno detrás de otro. Este tren de cohetes es empujado al principio por el cohete inferior (de cola). Una vez quemado todo su propulsante, el cohete de cola se desprende y cae a tierra. Luego empieza a funcionar el motor de la segunda etapa (intermedia), que es el que empuja el tren de dos cohetes que queda. Cuando se agota el propulsante de la segunda etapa, esta también se desprende y cae, y empieza a funcionar el motor del tercer y último cohete, que es el que llega al fin del viaje (vuelo). Del segundo tipo de cohete compuesto (multietápico), llamado por Tsiolkovski "Escuadrilla de cohetes", ya se habló anteriormente.

Vamos a estudiar la Teoría del vuelo del cohete multietápico del tipo “tren de cohetes”. Las primeras fórmulas para el cálculo toman forma simétrica si se utilizan las notaciones racionales que propone M. Vertregt (ver bibliografía).

El cohete multietápico se divide en subcohetes y etapas como se ve en la Fig. No. 29. La masa  $M_1$  del primer subcohete está formada por la masa de la carga útil  $M_0$ , la masa de la estructura de la primera etapa ( $m_{1e}$ ) y la masa del propulsante de la misma ( $m_{1p}$ ) de manera que:

$$M_1 = M_0 + m_{1e} + m_{1p}$$

Para el segundo subcohete de masa ( $M_2$ ), el primer subcohete de la carga útil. Si la masa de la estructura de la segunda etapa es ( $m_{2e}$ ) y la masa de su propulsante es ( $m_{2p}$ ), es evidente que:

$$M_2 = M_1 + m_{2e} + m_{2p}$$

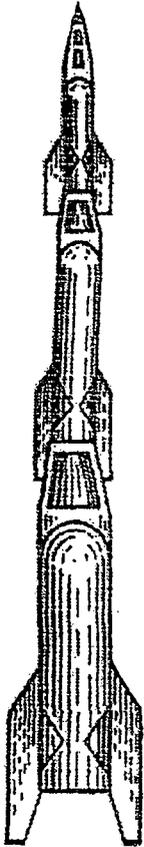
Análogamente:

$$M_3 = M_2 + m_{3e} + m_{3p}$$

.....

.....

$$M_n = M_{n-1} + m_{ne} + m_{np}$$



En la masa de la estructura de cada etapa se incluye la masa de los depósitos para los componentes del propulsante, la masa del Motor de Reacción, la de los grupos turbo bombas, la de los aparatos y sustancias que aseguran el funcionamiento normal del subcohete correspondiente y la de los mecanismos para la estabilización y la navegación. La masa de la estructura multiplicada por “g” determina el llamado “peso en seco” de la etapa respectiva. En la masa del propulsante se incluye la de todos los productos químicos que serán expulsados desde la etapa de turno. Supongamos que las velocidades relativas de las partículas que se expulsan por las toberas respectivas durante el funcionamiento de los motores de los subcohetes sean respectivamente:  $V_1, V_2, V_3, \dots, V_n$  para determinar la velocidad que se comunica a la carga útil de masa ( $M_0$ ) hay que aplicar sucesivamente la fórmula de Tsiolkovski. En este caso tendrá que:

**Fig. No. 28**

**Cohete de tres etapas con separación sucesiva de estas**

$$V_n = V_n \ln \left( \frac{M_n}{M_{n-1} + m_{ne}} \right) = V_n \ln \left( \frac{M_n}{M_{n-1} - m_{np}} \right)$$

$$V_{n-1} = V_n + V_{n-1} \ln \left( \frac{M_{n-1}}{M_{n-2} + m_{(n-1)e}} \right) = V_{n-1} \ln \left( \frac{M_{n-1}}{M_{n-1} - m_{(n-1)p}} + V_n \right) \dots$$

$$V_1 = V_2 + V_1 \ln \left( \frac{M_1}{M_1 + m_{1p}} \right) = V_1 \ln \left( \frac{M_1}{M_1 - m_{1p}} \right) + V_2 \ln \left( \frac{M_2}{M_2 - m_{2p}} \right) + \dots \dots$$

$$+ V_n \ln \left( \frac{M_n}{M_n - m_{np}} \right)$$

O en forma abreviada:

$$V_1 = \sum_{\gamma=1}^n V_{\gamma} \ln \left( \frac{M_{\gamma}}{M_{\gamma} - m_{\gamma p}} \right) \tag{2.56}$$

Para el posterior análisis conviene introducir parámetros adimensionales que caractericen la perfección estructural del cohete y su rendimiento en peso útil.

Llamemos:  $\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots, \pi_n$  a los coeficientes que caracterizan el rendimiento en peso útil de los sucesivos subcohetes y determinemos estos coeficientes como sigue:

$$\frac{M_0}{M_1} = \pi_1 = \frac{1}{p_1}, \quad \frac{M_1}{M_2} = \pi_2 = \frac{1}{p_2}$$

.....  
 .....

Donde ( $\pi_1$ ) es el coeficiente de rendimiento en peso útil del primer subcohete, y ( $p_1$ ) es el número de kilogramos de peso de dicho subcohete necesarios para comunicar a unos kilogramos de peso útil la velocidad  $V_1$  dada,

$$\frac{M_{(n-1)}}{M_n} = \pi_n = \frac{1}{p_n}$$

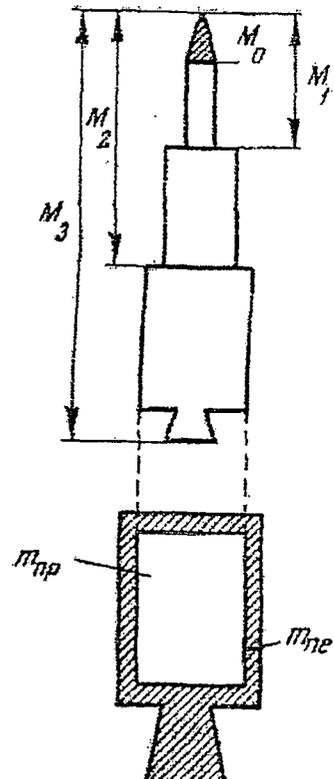


Fig. No.29 Esquema del Cohete de múltiples Etapas

Siendo  $(\pi_n)$  el coeficiente de rendimiento en peso útil del n-simo subcohete. Un importante coeficiente a dimensional para caracterizar el rendimiento en peso útil de todo el cohete de (n) etapas será:

$$\pi_0 = \frac{M_0}{M_n} = \frac{1}{P_0}$$

Donde:

$M_0$  = Masa de carga útil.

$M_n$  = Masa de despegue del cohete de (n) etapas.

$P_0$  = Número de kilogramos de peso de despegue necesario para comunicar a un kilogramo de carga útil la velocidad  $(V_1)$  dada.

Se comprende fácilmente que:

$$\frac{M_0}{M_n} = \frac{M_0}{M_1} \times \frac{M_1}{M_2} \times \frac{M_2}{M_3} \times \dots \times \frac{M_{(n-1)}}{M_n} = \pi_1 \pi_2 \dots \pi_n \tag{2.57}$$

Y por consiguiente:

$$\pi_0 = \frac{M_0}{M_n} = \pi_1 \pi_2 \pi_3 \dots \pi_n \tag{2.58}$$

Y además:

$$p_0 = p_1 \times p_2 \times p_3 \times \dots \times p_n \tag{2.59}$$

Los coeficientes a dimensionales:  $S_1, S_2, S_3, \dots, S_n$  (coeficientes estructurales) que caracterizan la perfección de la estructura de los sucesivos subcohetes, se determina así:

$$S_1 = \frac{m_{1e} + m_{1p}}{m_{1e}} = 1 + \frac{m_{1p}}{m_{1e}} = 1 + Z_1,$$

$$S_2 = \frac{m_{2e} + m_{2p}}{m_{2e}} = 1 + \frac{m_{2p}}{m_{2e}} = 1 + Z_2,$$

.....  
 .....

Donde:

$m_{1e}$  = Masa de la estructura del primer subcohete

$m_{1p}$  = Masa de propulsante que hay en los depósitos de dicho subcohete

$Z_1$  = Número de Tsiolkovski para el primer subcohete.

$$S_n = \frac{m_{ne} + m_{np}}{m_{ne}} = 1 + Z_n$$

Siendo:  $Z_n$  el número de Tsiolkovski para el n-ésimo subcohete. El número de Tsiolkovski ( $Z$ ) para el Y-ésimo subcohete determina el número de kilogramos de propulsante que se echa en los depósitos del Y-ésimo subcohete por cada kilogramo de peso en “seco” (o kilogramo de estructura) del cohete.

Introduciremos también los coeficientes a dimensionales:  $r_1, r_2, r_3, \dots, r_n$ , que caracterizan las relaciones de las masas en los subcohetes, los cuales permiten, cuando se dan:  $V_1, V_2, V_3, \dots, V_n$ , hallar los incrementos de velocidad que comunican los sucesivos sub-cohetes. Estos coeficientes se calculan así:

$$r_n = \frac{M_n}{M_n - M_{np}}, \dots, r_1 = \frac{M_1}{M_1 - M_{1p}}$$

Estableceremos una relación útil entre los coeficientes a dimensionales introducidos. Por definición, para el subcohete de cualquier número de orden “ $\gamma$ ”:

$$\pi_\gamma = \frac{M_{(\gamma-1)}}{M_\gamma}, \quad 1 - \pi_\gamma = 1 - \frac{M_{(\gamma-1)}}{M_\gamma} = \frac{M_{\gamma e} + m_{\gamma p}}{M_\gamma} \quad (2.60)$$

$$S_\gamma = \frac{m_{\gamma e} + m_{\gamma p}}{m_{\gamma e}} = 1 + Z_\gamma \quad (2.61)$$

$$r_\gamma = \frac{M_\gamma}{M_\gamma - m_{\gamma p}}, \quad \frac{1}{r_\gamma} = 1 - \frac{m_{\gamma p}}{M_\gamma} \quad (2.62)$$

Se comprende fácilmente que:

$$(1 - \pi_\gamma) = \left( \frac{M_{\gamma e} + m_{\gamma p}}{M_\gamma} \right) \left( \frac{m_{\gamma e}}{m_{\gamma e} + m_{\gamma p}} \right) = S_\gamma \left( \frac{m_{\gamma e}}{M_\gamma} \right),$$

O bien:

$$\frac{1 - \pi_\gamma}{S_\gamma} = \frac{m_{\gamma e}}{M_\gamma} \quad (2.63)$$

Restando la ecuación (2.62) de la ecuación (2.63) se obtiene:

$$\frac{1}{r_\gamma} - \frac{1 - \pi_\gamma}{S_\gamma} = 1 - \left( \frac{m_{\gamma e} + m_{\gamma p}}{M_\gamma} \right) = 1 - \left( \frac{M_\gamma - M_{(\gamma-1)}}{M_\gamma} \right) = \pi_\gamma$$

O bien:

$$\frac{1}{r_\gamma} = \frac{1}{S_\gamma} + \pi_\gamma \left( 1 - \frac{1}{S_\gamma} \right) \quad (2.64)$$

Despejando ( $\pi_\gamma$ ) de la ecuación (2.64) se obtiene:

$$\pi_\gamma = \frac{(S_\gamma - r_\gamma)}{r_\gamma(S_\gamma - 1)} \quad (2.65)$$

O también:

$$\pi_\gamma = \frac{1 + Z_\gamma - r_\gamma}{r_\gamma Z_\gamma} \quad (2.66)$$

El rendimiento en peso útil de un cohete de (n) etapas se puede escribir por medio de los coeficientes a dimensionales en la forma siguiente:

$$\pi_0 = \frac{M_0}{M_n} = (\pi_1 \pi_2 \dots \pi_n) = \frac{(s_1 - r_1) \dots (s_n - r_n)}{(r_1 \dots r_n)(s_1 - 1) \dots (s_n - 1)} \quad (2.67)$$

O bien:

$$\pi_0 = \frac{1}{p_0} = \frac{(1 + z_1 - r_1) \dots (1 + z_n - r_n)}{(r_1 r_2 \dots r_n)(z_1 z_2 \dots z_n)} \quad (2.68)$$

La velocidad de la carga útil ( $M_0$ ), basándose en la fórmula (2.56) puede escribirse de la siguiente forma:

$$v_1 = \sum_{\gamma=1}^n V_\gamma \ln r_\gamma = V_1 \ln r_1 + V_2 \ln r_2 + \dots + V_n \ln r_n \quad (2.69)$$

A continuación se plantea el siguiente problema de extremo. Se dan los siguientes datos:

$n$  = número de etapas del cohete.

$V_1$  = Velocidad que hay que comunicar a la carga útil

$z_1, z_2, z_3, \dots, z_n$  = números de Tsiolkovski que caracterizan la perfección

Estructural de los sucesivos sub-cohetes.

Hay que determinar:  $r_1, r_2, r_3, \dots, r_n$  de manera que el peso (masa) de despegue sea mínimo. Es evidente que si la masa ( $M_0$ ) de la carga útil se da y es necesario asegurar la masa ( $M_n$ ) mínima, la relación:  $\pi_0 = M_0/M_n$ , deberá ser máxima.

Por lo tanto hay que hallar las condiciones de extremo de la función de ( $n$ ) variables:  $\pi_0 = (r_1, r_2, r_3, \dots, r_n)$  con la condición adicional (2.69), que da una relación entre las variables:  $r_1, r_2, r_3, \dots, r_n$ . Para simplificar los cálculos posteriores advertimos que:

$$\text{máx}(\pi_0) = \text{máx}(\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots, \pi_n)$$

Pero la determinación del  $\text{máx}(\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots, \pi_n)$  equivale a determinar el  $\text{máx}[\text{Ln}(\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots, \pi_n)]$ , por lo que en adelante buscaremos el valor máximo.

$$y = \ln \pi_0 = \ln(\pi_1 \pi_2 \dots \pi_n) = \sum_{\gamma=1}^n \ln \pi_\gamma \quad (2.70)$$

Con la condición adicional:

$$\varphi = v_1 - \sum_{\gamma=1}^n \ln r_\gamma = 0 \quad (2.71)$$

Para resolver este problema de extremos se aplica el "Método de LaGrange". Se multiplica la ecuación (2.71) por el factor de LaGrange ( $\lambda$ ), indeterminado (por ahora) y se forma la nueva función:

$$U = y - \lambda \varphi = \sum_{\gamma=1}^n \ln \pi_\gamma - \lambda \left( v_1 - \sum_{\gamma=1}^n V_\gamma \ln r_\gamma \right) \quad (2.72)$$

En este caso las condiciones de extremo:  $y = \text{Ln} \pi_0$  tendrán la forma:

$$\frac{\partial U}{\partial r_1} = 0, \quad \frac{\partial U}{\partial r_2} = 0, \quad \dots, \quad \frac{\partial U}{\partial r_n} = 0 \quad (2.73)$$

Se calcula la derivada parcial ( $\partial U / \partial r_\gamma$ ) y se iguala a cero. Teniendo en cuenta la fórmula (2.68) y hallando la diferencial de la ecuación (2.72) se obtiene:

$$\frac{\partial U}{\partial r_1} = \left( \frac{1}{\pi_\gamma} \right) \left( \frac{\partial \pi_\gamma}{\partial r_\gamma} \right) + (\lambda V_\gamma) \left( \frac{1}{r_\gamma} \right) = \left( \frac{S_\gamma}{r_\gamma (s_\gamma - r_\gamma)} \right) + \frac{\lambda V_\gamma}{r_\gamma} = 0$$

De donde:

$$\frac{1}{\lambda V_\gamma} = \left( \frac{s_\gamma - r_\gamma}{s} \right) = 1 - \frac{r_\gamma}{s_\gamma}, \text{ y por consiguiente,}$$

$$\left( 1 - \frac{1}{\lambda V_\gamma} \right) s_\gamma = r_\gamma \quad (2.74)$$

Donde:  $\gamma = 1, 2, 3, \dots, n$

La fórmula (2.74) da la distribución óptima de las masas de los sucesivos subcohetes, si se conoce ( $\lambda$ ). Para determinar ( $\lambda$ ) sustituimos ( $r_\gamma$ ) por su valor (2.74) en la ecuación (2.69).

$$v_1 = \sum_{\gamma=1}^n V_\gamma \left[ \ln s_\gamma + \ln \left( 1 - \frac{1}{\lambda V_\gamma} \right) \right] \quad (2.75)$$

En la ecuación (2.75) las magnitudes:  $V_1, S_1, S_2, S_3, \dots, S_n$ , y  $V_1, V_2, V_3, \dots, V_n$  se dan; por consiguiente, es una ecuación con una sola incógnita. Veamos la solución de esta ecuación para el llamado "COHETE MULTITÁPICO HOMOGÉNEO", en el cual:

$$S_1 = S_2 = S_3 = \dots = S_n = S$$

$$V_1 = V_2 = V_3 = \dots = V_n = V$$

De la ecuación (2.75), tenemos:

$$v_1 = nV \left[ \ln s + \ln \left( 1 - \frac{1}{\lambda V} \right) \right] \quad \text{o también:}$$

$$\frac{v_1}{nV} - \ln s = \ln \left( 1 - \frac{1}{\lambda V} \right), \text{ como:}$$

$$\frac{v_1}{nV} - \ln s = \ln e^{\frac{v_1}{nV}} - \ln s = \ln \left( \frac{e^{\frac{v_1}{nV}}}{s} \right), \text{ resulta que:}$$

$$1 - \frac{1}{\lambda V} = \frac{e^{\frac{v_1}{nV}}}{s} \quad (2.76)$$

Despejando ( $1/\lambda$ ) de la ecuación (2.76) se obtiene:

$$\frac{1}{\lambda} = V \left( 1 - \frac{e^{\frac{v_1}{nV}}}{s} \right) \quad (2.77)$$

Y por la fórmula (2.74):

$$r_\gamma = s_\gamma \left( \frac{v_1}{s} \right) = e^{\frac{v_1}{nV}} \tag{2.78}$$

Es decir, todos los ( $r_\gamma$ ) son iguales y, por consiguiente, los incrementos de la velocidad de la carga útil, debido al funcionamiento de los motores a reacción de los sucesivos subcohetes, también serán iguales en este caso.

Si son iguales:  $s_\gamma = s$  y  $r_\gamma = r$ , ( $\gamma = 1, 2, 3, \dots, n$ ), también lo será las  $\pi_\gamma$  ( $\gamma = 1, 2, 3, \dots, n$ ). Supongamos en este caso particular que:

$$\pi_\gamma = \pi = 1/p, \text{ entonces:}$$

$$M_1 = p \times M_0$$

$$M_2 = p \times M_1 = p^2 \times M_0$$

.....  
 .....

$$M_n = p \times M_{(n-1)} = p^n \times M_0 \tag{2.79}$$

Por lo tanto en el cohete multietápico homogéneo óptimo los pasos de los sucesivos subcohetes (cálculos partiendo de la carga útil), crecen en progresión geométrica, y los incrementos de la velocidad debidos a los sucesivos subcohetes, son iguales entre si y a ( $v_1/n$ )

Ilustremos estas fórmulas con algunos ejemplos:

**Ejemplo No. 1:** Para un cohete de 4 etapas se tiene las siguientes características:

$$V_1 = 9 \text{ km/s.}$$

$$V_1 = V_2 = V_3 = V_4 = V = 2.4 \text{ km/s}$$

$$r_1 = r_2 = r_3 = r_4 = r$$

$$s_1 = s_2 = s_3 = s_4 = s = 4.7$$

Calcular el peso de despegue mínimo que debe tener el cohete, sabiendo que la carga útil ( $M_0$  g) es igual a 1 tonelada.

De la fórmula (2.14):

$$V_1 = V \text{ Ln } (r_1 \cdot r_2 \cdot r_3 \cdot r_4) = V \text{ Ln } r^4 = V \text{ Ln } R$$

Y por lo tanto:

$$R = r^4 = e^{(V_1/v)} = e^{9/2.4} = e^{3.75} = 42.5$$

De la formula (2.24):

$$\pi_0 = \frac{1}{R} = \frac{(s-r)^4}{(s-1)^4} = \frac{1}{p_0}$$

Sabiendo que  $r^4 = R$ , despejando  $r = \sqrt[4]{R}$  y reemplazando en la fórmula anterior tendremos:

$$p_0 = R \frac{(s-r)^4}{(s-\sqrt[4]{R})^4} = (42.5) \frac{(4.7-1)^4}{(4.7-\sqrt[4]{42.5})^4} = 372$$

Así que para el peso de despegue mínimo del cohete de 4 etapas:

$$M_n g = 372 \times M_0 g = 372 \times 1 = 372 \text{ toneladas}$$

**Ejemplo No. 2:** Calcular el peso de despegue mínimo que debe tener un cohete de tres etapas sabiendo que la carga útil ( $M_0 g$ ) debe ser igual a 0.5 toneladas, el cohete debe tener las siguientes características:

$$V_1 = 6 \text{ km/s.}$$

$$V_1 = V_2 = V_3 = V = 2 \text{ km/s}$$

$$r_1 = r_2 = r_3 = r$$

$$s_1 = s_2 = s_3 = s = 4.5$$

$$\text{Según la formula (2.14): } V_1 = V \ln(r_1, r_2, r_3) = V \ln r^3 = V \ln R$$

Y por lo tanto:

$$R = r^3 = e^{(V_1/v)} = e^{6/2} = e^3 = 20.085537$$

De la fórmula (2.24):

$$\pi_0 = \frac{1}{R} = \frac{(s-r)^3}{(s-1)^3} = \frac{1}{p_0}$$

Sabiendo que  $r^3 = R$ , despejando  $r$  y reemplazando en la fórmula anterior tendremos:

$$p_0 = R \frac{(s-r)^3}{(s-\sqrt[3]{R})^3} = (20.085537) \frac{(4.5-1)^3}{(4.5-\sqrt[3]{20.085537})^3} = 152.25458$$

Así que para el peso de despegue mínimo del cohete de 3 etapas:

$$M_n g = 152.25458 \times M_0 g = 125.25458 \times 0.5 = 76.13 \text{ toneladas}$$

**Ejemplo No. 3:** Calcular el peso de despegue mínimo que debe tener un cohete de dos etapas sabiendo que la carga útil ( $M_0 g$ ) debe ser igual a 200 kg, el cohete debe tener las siguientes características:

$$V_1 = 5 \text{ km/s.}$$

$$V_1 = V_2 = V = 2 \text{ km/s}$$

$$r_1 = r_2 = r$$

$$s_1 = s_2 = s = 4.5$$

Según la fórmula (2.14):  $V_1 = V \text{ Ln } (r_1 \cdot r_2) = V \text{ Ln } r^2 = V \text{ Ln } R$

Y por lo tanto:

$$R = r^2 = e^{(V_1/V)} = e^{5/2} = e^{2.5} = 12.182494$$

De la fórmula (2.24):

$$\pi_0 = \frac{1}{R} = \frac{(s-r)^2}{(s-1)^2} = \frac{1}{p_0}$$

Sabiendo que  $r^2 = R$ , despejando  $r$  y reemplazando en la fórmula anterior tendremos:

$$p_0 = R \frac{(s-r)^2}{(s-\sqrt[2]{R})^2} = (12.182494) \frac{(4.5-1)^2}{(4.5-\sqrt[2]{12.182494})^2} = 146.39443$$

Así que para el peso de despegue mínimo del cohete de 2 etapas:

$$M_n g = 146.39443 \times M_0 g = 146.39443 \times 0.2 = 29.28 \text{ toneladas}$$

**Ejemplo No. 4:** Calcular el peso de despegue mínimo que debe tener un cohete de cinco etapas sabiendo que la carga útil ( $M_0 g$ ) debe ser igual a 10 toneladas, el cohete debe tener las siguientes características:

$$V_1 = 12 \text{ km/s.}$$

$$V_1 = V_2 = V_3 = V_4 = V_5 = V = 2.5 \text{ km/s}$$

$$r_1 = r_2 = r_3 = r_4 = r_5 = r$$

$$s_1 = s_2 = s_3 = s_4 = s_5 = s = 4.7$$

De la Fórmula (2.14):

$$V_1 = V \text{ Ln } (r_1 \cdot r_2 \cdot r_3 \cdot r_4 \cdot r_5) = V \text{ Ln } r^5 = V \text{ Ln } R$$

Y por lo tanto:

$$R = r^5 = e^{(V_1/V)} = e^{12/2.5} = e^{4.8} = 121.51042$$

De la fórmula (2.24):

$$\pi_0 = \frac{1}{R} = \frac{(s-r)^5}{(s-1)^5} = \frac{1}{p_0}$$

Sabiendo que  $r^5 = R$ , despejando  $r$  y reemplazando en la fórmula anterior tendremos:

$$p_0 = R \frac{(s-r)^5}{(s-\sqrt[5]{R})^5} = (121.51042) \frac{(4.7-1)^2}{(4.7-\sqrt[5]{121.51042})^5} = 2121.5538$$

Así que para el peso de despegue mínimo del cohete de 5 etapas:

$$M_{ng} = 2121.5538 \times M_{0g} = 2121.5538 \times 10 = 21,215.538 \text{ toneladas}$$

**Ejemplo No. 5:** Calcular el peso de despegue mínimo que debe tener un cohete de una etapa sabiendo que la carga útil ( $M_{0g}$ ) debe ser igual a 50 kg, el cohete debe tener las siguientes características:

$$V_1 = 3 \text{ km/s.}$$

$$V_1 = V = 2 \text{ km/s}$$

$$r_1 = r$$

$$s_1 = s = 4.5$$

$$\text{Según la fórmula (2.14): } V_1 = V \ln(r_1) = V \ln r^1 = V \ln R$$

Y por lo tanto:

$$R = r^1 = e^{(V_1/V)} = e^{3/2} = e^{1.5} = 4.4816891.$$

de la fórmula (2.24):

$$\pi_0 = \frac{1}{R} = \frac{(s-r)^1}{(s-1)^1} = \frac{1}{p_0}$$

Sabiendo que  $r^1 = R$ , despejando  $r$  y reemplazando en la fórmula anterior tendremos:

$$p_0 = R \frac{(s-r)^1}{(s-R)^1} = (4.4816891) \frac{(4.5-1)}{(4.5-4.4816891)} = 856.64342$$

Así que para el peso de despegue mínimo del cohete de 1 etapa:

$$M_{ng} = p_0 \times M_{0g} = 856.64342 \times 0.050 = 42.832171 \text{ toneladas}$$

NOTA: Compare los resultados de los ejemplos No. 3 y No.5.

#### 2.4.4 ANÁLISIS COMPARATIVO DE LAS CARACTERÍSTICAS DE LOS COHETES DE: UNA, DOS Y TRES ETAPAS

Examinemos las características principales de los cohetes óptimos de dos y tres etapas y comparemos con las características del cohete de una sola etapa. Al hacer la comparación supondremos que los coeficientes de perfección estructural son iguales para todas las etapas:

$$s_{\gamma} = \frac{\text{masa (peso) total de la etapa}}{\text{Peso en seco de la etapa}} = \frac{(m_{\gamma e} + m_{\gamma p})}{m_{\gamma e}}$$

Esta suposición mejora algo la estructura de los cohetes de 2 y 3 etapas respecto del de una etapa, ya que para conseguir la unión y separación seguras de las etapas se requiere cierto aumento de peso en seco de dichas etapas o peso de la carga útil para los subcohetes.

Supongamos asimismo que la velocidad de salida de las partículas es  $V$ , o lo que es lo mismo, que los impulsos específicos son también iguales para todas las etapas (y todos los cohetes que se comparan).

$$I_{esp.} = \frac{V_{\gamma}}{g} = I_{esp.} = \text{constante}$$

Esta suposición empeora algo (cuando el vuelo es vertical y desde la superficie de la tierra), las características de las etapas, primera y segunda de los cohetes de dos y tres etapas, por lo que al elevarse el cohete, por lo general, aumentan los impulsos específicos de los Motores de Reacción.

Vamos a considerar que para todos los cohetes que se comparan serán iguales a las cargas útiles, los coeficientes ( $r_{\gamma}$ ), que determinan las relaciones de las masas en los subcohetes también serán iguales (condiciones óptimas). Escribiremos las fórmulas de cálculo para cada caso:

#### 2.4.4.1 COHETE DE UNA SOLA ETAPA

Véase la fórmula de Tsiolkovski:

$$v_1 = V \ln r = (g I_{esp.}) \ln r \quad (2.80)$$

Donde:

$$r = \frac{M_1}{M_1 - m_{1p}}$$

Como:  $\pi_0 = \frac{M_0}{M}$  se supone dado, y basándose en la ecuación (2.22):

$$\frac{1}{r} = \frac{1}{s} + \pi_0 \left(1 - \frac{1}{s}\right) \quad (2.81)$$

Es evidente que conociendo:  $\pi_0$ , (s), podemos hallar ( $v_1$ ) para el impulso específico dado ( $I_{esp.}$ ) sobre la base de las fórmulas (2.80) y (2.81) se pueden construir los gráficos:

$$v_1 = v_1(\pi_0) \quad \text{ó}$$

$$\pi_0 = \pi_0(v_1) \quad \text{. Para los valores dados de (s) e } (I_{esp.})$$

#### 2.4.4.2 COHETE DE DOS ETAPAS

Véase las fórmula (2.67) y No. (2.69). La velocidad del cohete al finalizar la parte activa de vuelo será:

$$v_1 = V_1 \ln r_1 + V_2 \ln r_2 = 2V \ln r = 2(g I_{esp.}) \ln r \quad (2.82)$$

Para el cohete de dos etapas óptimo:

$$\pi_0 = \frac{(s-r)^2}{r^2(s-1)^2}, \quad \text{o también:}$$

$$\sqrt{\pi_0} = \frac{(s-r)}{r(s-1)} \quad (2.83)$$

Conociendo los coeficientes (r) y (s), y el impulso específico ( $I_{esp.}$ ), basándose en las fórmulas (2.82) y (2.83), se pueden construir los gráficos de:

$$v_1 = v_1(\pi_0) \quad \text{ó}$$

$$\pi_0 = \frac{1}{p_0} = \pi_0(v_1), \quad \text{Para el cohete de dos etapas.}$$

### 2.4.4.3 COHETE DE TRES ETAPAS

Revísense las fórmulas (2.67) y (2.69). La fórmula de la velocidad al finalizar la parte activa del vuelo tiene la siguiente forma para el cohete de tres etapas:

$$V_1 = V_2 = V_3 = V$$

$$r_1 = r_2 = r_3 = r$$

$$v_1 = V_1 \ln r_1 + V_2 \ln r_2 + V_3 \ln r_3 = 3V \ln r = 3(g I_{esp.}) \ln r \quad (2.84)$$

La magnitud de  $(\pi_0)$  para el cohete de tres etapas será:

$$\pi_0 = \frac{(s - r)^3}{r^3(s - 1)^3} \quad , \text{o también:}$$

$$\sqrt[3]{\pi_0} = \frac{(s - r)}{r(s - 1)} \quad (2.85)$$

Si se conocen  $(r)$  y  $(s)$ , basándose en las fórmulas (2.84) y (2.85), se pueden construir los gráficos de  $\pi_0 = \pi_0(v_1)$ , para el cohete de tres etapas.

En la Fig. No. 30, se dan los gráficos de:  $(1/\pi_0) = p_0 = p_0(v_1)$ , para una familia de cohetes de una, dos, tres y cuatro etapas, con la condición de que:  $I_{esp.} = 300$  s y el coeficiente estructural  $(s)$  para los subcohetes es igual a 10 (línea continuas) y a 6.7 (líneas de trazos).

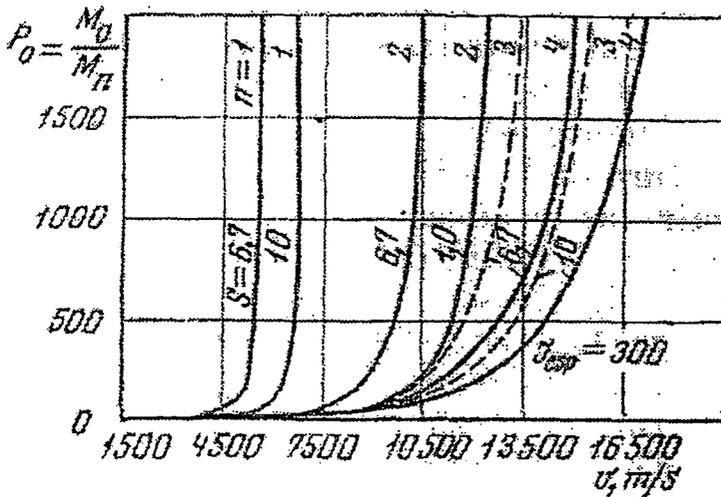


Fig. No. 30

Dependencia de la carga útil a dimensional respecto de la velocidad, para cohetes de varias etapas, si:  $I_{esp.} = 300$ s

Si el coeficiente estructural es 10 (lo que corresponde a una estructura de los cohetes bastante perfecta), se pueden construir gráficas de:  $p_0 = p_0(v_1)$ , para los cohetes de una, dos, tres y cuatro etapas con distintos valores del impulso específico ( $I_{esp.}$ ).

En la Fig. No. 31 se dan dos familias de curvas de  $p_0 = p_0(v_1)$ , para  $I_{esp.} = 300$  s e  $I_{esp.} = 400$  s.

De las dependencias representadas en las figuras No. 30 y No. 31, se concluye que: **“CUANTO MAYOR SEA LA VELOCIDAD FINAL QUE HAYA QUE COMUNICARLE A LA CARGA ÚTIL, TANTO MAYOR SERÁ EL NÚMERO DE ETAPAS QUE DEBA TENER EL COHETE”**. Aumentado ( $I_{esp.}$ ) se amplía considerablemente el margen de velocidades que pueden alcanzar los cohetes.

Para terminar este párrafo diremos que la condición óptima para el cohete multietápico homogéneo representada por la fórmula No. 2.79 se conserva si el movimiento rectilíneo tiene lugar en el campo homogéneo de la gravedad.

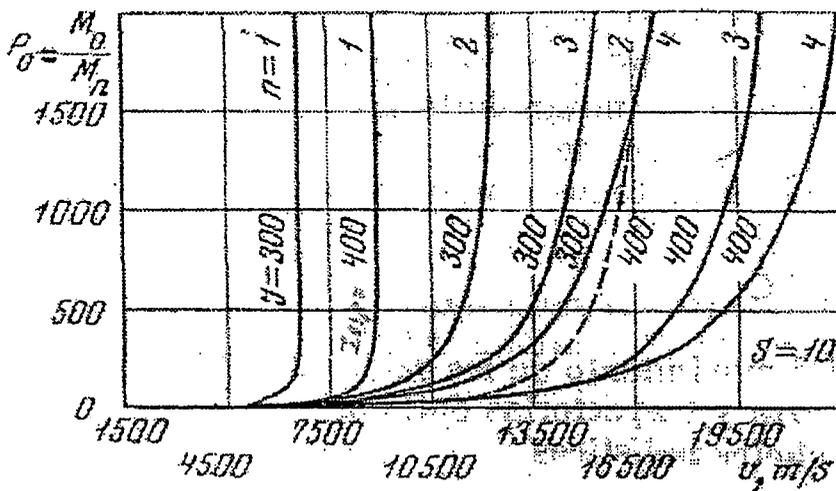


Fig. No. 31. Dependencia de la carga útil adimensional respecto de la velocidad, para cohetes de varias etapas, si  $S=10$

## 2.5. COMBUSTIBLES PARA COHETES

Un buen combustible para cohetes debe reunir los siguientes requisitos:

- Un alto impulso específico por unidad de volumen.
- Alto calor de combustión.
- Alta densidad.

- Productos de la combustión de bajo peso molecular
- Conversión rápida de la energía química en térmica.
- Fácil de manipular y almacenar
- Disponibilidad en cantidades grandes a un costo razonable.

## 2.5.1 CLASIFICACIÓN DE LOS COMBUSTIBLES PARA COHETES

Se pueden clasificar de acuerdo a:

- Por su estado físico.
- Por el procedimiento de suministros del oxidante.
- Por la forma del encendido ó inflamación

### 2.5.1.1 POR SU ESTADO FÍSICO

Se clasifican en:

- a. **COMBUSTIBLES LÍQUIDOS:** Se utilizan en los cohetes de gran alcance. Deben mantener su viscosidad relativamente constante en un amplio intervalo de condiciones. Deben dejarse manipular sin pérdida ó descomposición excesiva (esto es muy importante en el enfriamiento regenerativo). En el diseño de las bombas y accesorios se deben considerar además la presión ó tensión de vapor, su densidad, la presión óptima de combustión y las dimensiones de la cámara de combustión. Dentro de la amplia gama de combustibles líquidos actualmente en uso tenemos:
- Los alcoholes (etílico, metílico, furfurílico).
  - Las aminas (anilina).
  - El Hidrógeno.
  - La hidracina y sus derivados.
  - Hidruros de Boro.
  - Nitro parafinas.
  - Ácido Nítrico.
  - Peróxido de Hidrógeno.
  - El Ozono.
  - El óxido nítrico.
  - Derivados acetilénicos.
  - Amoniaco.
  - Óxido de Etileno.
  - Nitrato de metilo.

- Nitrato de Etilo.
- Nitrato de propilo.
- Tetróxido de Nitrógeno.
- El Flúor.
- El trifluoruro de Cloro.

Los primeros cohetes balísticos intercontinentales (ICBM), utilizaban como Combustible el ácido nítrico, y como comburente el oxígeno líquido. Actualmente esta mezcla todavía se sigue utilizando pero en menor escala que al principio.

**b. COMBUSTIBLE SÓLIDO:** Se utilizan generalmente en los cohetes medianos y pequeños, y de usos militares ó meteorológicos, es decir en los cohetes de relativo corto alcance. Actualmente han alcanzado gran perfección y se fabrican en granos que pesan hasta 1000 a 1500 kg a tal punto que equipan algunos de los misiles balísticos intercontinentales de algunas potencias. Los principales tipos de propulsores sólidos son:

- De doble base (fundamentalmente nitrocelulosa y nitroglicerina).
- De base asfáltica (asfalto con perclorato potásico o Amoniaco).
- A base de caucho (un polímero de hidrocarburo fundible con perclorato potásico o amónico, o también con nitrato amónico).

**c. COMPARACIÓN ENTRE LOS COHETES DE COMBUSTIBLES LÍQUIDO Y SÓLIDO:**

- **PROPULSORES LÍQUIDOS:**

- Impulso específico más elevado.
- Presiones de funcionamiento más bajas.
- Mayor flexibilidad con el tiempo de quemado.

- **PROPULSORES SÓLIDOS:**

- Mayor facilidad de almacenamiento y manipulación.
- Diseño y funcionamiento más simple.
- Mayor densidad.
- No hay problemas para mantener la combustión una vez iniciada.

### 2.5.1.2 POR EL PROCEDIMIENTO DE SUMINISTRAR EL OXIDANTE

Según como se mezclan el combustible y el oxidante se pueden dividir en:

a. **MONOPROPULSORES:** Contienen combustible y oxidante, se inicia la combustión por elevación de la temperatura, por un golpe, o por el contacto con un agente catalítico. La mayoría se preparan y utilizan en una forma deficiente con oxígeno, pues una mezcla equilibrada de oxígeno y combustible sería demasiado peligrosa de manipular y usar, y podría producirse una explosión súbita e incontrolada. Los mono propulsores son líquidos o sólidos que se descomponen con velocidad controlable, desprendiendo calor y gases relativamente simples. El combustible puede ser simple ó compuesto. Dentro de los mono propulsores más utilizados tenemos:

- Sólidos a base de asfalto.
- Sólidos a base de caucho ó de doble base.
- Peróxido de Hidrógeno.
- Nitro metano.
- Óxido de etileno.
- Nitrato de metilo.
- MYROL (80% de nitrato de metilo, 20% de alcohol metílico).

b. **BIPROPULSORES:** Cuando se mezclan el combustible y el oxidante en el momento de ser utilizados y la intensidad del desprendimiento de energía es controlable. Tanto el combustible como el comburente se almacenan en depósitos distintos dentro del cohete y se trasvasan a la cámara de combustión. Como el periodo de combustión total de un cohete se mide generalmente en segundos, se debe diseñar con gran precisión el sistema manipulador de dicho combustible. Tomando en consideración la seguridad de su manipulación, almacenamiento, expedición, propiedades corrosivas y características físicas. Los más empleados son:

- **Combustibles:**

- Hidrógeno Líquido.
- Alcohol.
- Anilina.
- Hidracina y sus derivados.
- Hidruros de Boro.
- Algunos Hidrocarburos.

- Flúor.
- **Para estos combustibles los oxidantes más usados son:**
  - Oxígeno Líquido.
  - Ácido Nítrico.
  - Agua Oxigenada (Peróxido de Hidrógeno).
  - Tetróxido de Nitrógeno.

### 2.5.1.3 POR LA FORMA DE ENCENDIDO Ó INFLAMACIÓN

Los mono propulsores se encienden fácilmente, pero deben tener buena resistencia a la inflamación prematura.

Los bipulsores pueden clasificarse en:

- a. **HIPERGOLICOS:** Si el combustible y el oxidante se inflaman espontáneamente al momento de mezclarse.
- b. **NO HIPERGOLICOS O DIERGOLICOS:** Cuando para inflamarse se requiere de una fuente externa de energía.

## 2.5.2 COMPOSICIÓN Y CARACTERÍSTICAS DE LOS COMBUSTIBLES PARA COHETES

### 2.5.2.1 PROPULSORES SÓLIDOS DE DOBLE BASE

Son semejantes a una pólvora sin humo para cañón, hecho a base de NITROCELULOSA y NITROGLICERINA, fueron empleados en el cohete antitanque Norteamericano BAZOOKA. Actualmente existe un nuevo procedimiento para su fabricación, que hizo posible producir granos para cohetes relativamente grandes. Es adecuado para cohetes militares de corto y mediano alcance.

Para disminuir la carrera de decolaje de los bomberos pesados se ha utilizado mucho el cohete auxiliar JATO (JET ASSISTED TAKE-OFF), una combinación de asfalto y PERCLORATO DE AMONIO, la combustión se realiza con gran desprendimiento de humo, se adhiere bien a la pared del tubo del cohete a velocidad aproximadamente constante, con una expulsión mínima de productos sin quemar.

Actualmente se utilizan propulsores sólidos a base de plásticos o cauchos, que utilizan perclorato amónico o potásico, o ambos, adecuados para cohetes de alcance medio. Se puede sustituir todo o parte del perclorato por nitrato amónico.

### 2.5.2.2 PROPULSORES LÍQUIDOS

- a. **PERÓXIDO DE HIDRÓGENO (CONCENTRADO A 85 A 90%):** Con un catalizador sólido como el **PERMANGANATO DE CALCIO** o de **SODIO**. Fue utilizado por los alemanes como combustible para cohetes. El empuje producido es bajo, ya que el empuje se obtiene para la producción de vapor de agua a partir del calor generado por la descomposición del peróxido de hidrógeno.

El peróxido de hidrógeno concentrado es un agente oxidante extremadamente activo y debe ser manipulado con mucho cuidado, los materiales adecuados para contenerlo son: acero inoxidable, Aluminio, Estaño, Cuarzo, resinas poli vinílicas. El peróxido de hidrógeno de gran pureza es bastante estable tanto al calor como al choque, sin embargo puede ser descompuesto rápidamente por un detonador, pues no soporta una onda de detonación.

- b. **OXÍGENO LÍQUIDO CON HIDROCARBUROS:** Es una mezcla bastante atractiva por lo fácil de conseguir los hidrocarburos, como los combustibles JP de aviación, se ha utilizado con un éxito moderado, la desventaja es que no proporciona un gran empuje.

- c. **OXÍGENO LÍQUIDO E HIDRÓGENO LÍQUIDO:** Es adecuado para cohetes de gran alcance, con esta combinación se obtiene uno de los empujes más fuertes. Su manipulación y almacenamiento representan uno de los problemas más difíciles de resolver técnicamente. Requiere grandes volúmenes para el almacenamiento, debido a su baja densidad relativa, lo cual constituye una desventaja.

- d. **OXÍGENO LÍQUIDO Y ALCOHOL:** Es una combinación que ofrece mucha confianza y se ha utilizado en el cohete alemán V-2 y el norteamericano VIKING. El alcohol puede ser: etílico, metílico o furfurílico. Ventajas de este combustible son: disponibilidad, bajo costo, volatilidad, el poder calorífico se conoce en promedio, y solo se tiene las dificultades normales para manipular y almacenar el oxígeno líquido.

- e. **HIDROCARBUROS Y ÁCIDO NÍTRICO FUMANTE ROJO:** Produce una liberación de energía mayor que la descomposición del agua oxigenada, la combustión es uniforme, el carácter corrosivo del ácido nítrico hace difícil y

peligroso su manipulación y almacenamiento, para esto se recomienda el acero inoxidable y el aluminio como recipientes. El  $\text{NO}_2$  disuelto es muy tóxico y constituye un peligro potencial para el personal de tierra. El proyectil Norteamericano CORPORAL utiliza este tipo de combustible.

- f. **ANILINA Y ÁCIDO NÍTRICO FUMANTE ROJO:** Tiene las mismas ventajas y desventajas que los hidrocarburos y el ácido nítrico fumante rojo. Los alemanes produjeron un combustible a base de aminas conocido como TONKA (mezcla de ANILINA, XILIDINA y otras aminas), fue usado en cohetes antiaéreos. Los norteamericanos utilizaron este combustible en el cohete NIKE.
- g. **OXÍGENO LÍQUIDO E HIDROCARBUROS DE BORO:** Producen una gran liberación de calor, los hidrocarburos de boro más importantes son: el di borano ( $B_2H_6$ ) y el pentaborano ( $B_5H_9$ ). El primero es mucho más difícil de manejar, ya que es gaseoso a temperatura ambiente y hay que licuarlo. Estos combustibles se han usado muy poco debido a la poca información que se tiene de los mismos.
- h. **HIDRAZINA Y OXIDANTE:** Se utiliza tanto la hidracina ( $N_2H_4$ ) como el hidrato de hidrazina ( $N_2H_4 \cdot H_2O$ ), ambas formas de hidrazina son líquidos, relativamente estables, un poco tóxicos y se manipulan con seguridad en recipientes de acero inoxidable. Como agentes de oxidantes se pueden emplear el ácido nítrico fumante, el oxígeno líquido, el agua oxigenada (peróxido de hidrógeno). El hidrato de hidracina, tiene un punto de congelación favorable, la hidracina pura no la tiene, además el hidrato tiene características favorables para el enfriamiento regenerador. Tanto la hidracina líquida pura como el monohidrato son relativamente estables al calor y al choque, un detonador grande puede producir su descomposición con violencia explosiva, además no soporta una onda de detonación. La sustancia pura tiene dificultades para el encendido, debido a esta dificultad los alemanes desarrollaron el combustible C-STOFF, de hidrato de hidracina, metanol y un catalizador de cobre el C-STOFF y el oxidante T-STOFF (Agua Oxigenada) fueron empleados en el avión cohete MESSERSHMITT ME-163 KOMET.

- i. **NITARTO DE METILO:** Es demasiado peligroso tanto su fabricación como su uso, se puede considerar como un verdadero mono combustible. Actualmente no se utiliza mucho por no exponer demasiado al personal que lo manipula.
- j. **NITRATO DE HIDRAZINA:** Tiene una gran densidad, pero es moderadamente estable al calor y al choque. Se fabrica a partir de la hidracina, como el mono nitrato ( $N_2H_4 \cdot HNO_3$ ), y puede usarse sólo o en combinación con otros combustibles.
- k. **NITROMETANO:** Se usan dos tipos: el MONONITRO y el TETRANITRO. El Tetranitrometano es regularmente sensible al choque, calor y a las impurezas orgánicas. El nitro metano es el que ofrece mejores perspectivas como mono propulsor de cohetes.

En la Tabla que sigue se puede apreciar algunas de las características  
Más importantes de algunos combustibles líquidos para cohetes.

**TABLA No.5**  
**PROPULSORES LÍQUIDOS PARA COHETE**

MONOPROPULSORES	PODER CALORÍFICO (Kcal/kg).(&)	IMPULSO ESPECÍFICO (kg/seg por kg)
Nitro metano ( $CH_3NO_2$ )	2775	220
Peróxido de Hidrógeno ( $H_2O_2$ ) (con catalizador)	-----	100 a 145
Di borano	17000	-----
Nitrato de Hidracina	-----	220
Óxido de Etileno ( $C_2H_4O$ )	-----	160 a 180

## BIPROPULSORES

COMBUSTIBLE	OXIDANTE	PODER CALORÍFICO (Kcal/kg)	IMPULSO ESPECÍFICO (kg/seg por kg)
$H_2$ (líquido)	$O_2$ (líquido)	28610	340
Alcohol Metílico	Oxígeno Líquido	5345	210 a 250
Gasolina	Oxígeno Líquido	10000 a 11500	240
Hidrato de Hidracina + Metanol	$H_2O_2$	-----	180
Anilina	$HNO_3$ (fumante)	8725	220
Alcohol Metílico	$HNO_3$ (fumante)	5345	175
Hidracina	$HNO_3$ (fumante)	-----	305
JP - 3	WFNA	-----	227
Hidracina	Oxígeno Líquido	-----	318

(&). Basado en el peso del material oxidable.

### 2.5.2.3 PROPULSORES SÓLIDOS

Se tiende a agruparlos en dos tipos fundamentales: homogéneos y compuestos (COMPOSITAS). Los sólidos homogéneos contienen en la misma molécula el combustible y el agente oxidante, aunque a veces las moléculas pueden variar algo. Por ejemplo la nitrocelulosa.  $[C_{24}H_{31}O_{10}(NO_3)_{10}]$  Es una mezcla de moléculas de celulosa nitrados en los que la longitud de las cadenas de celulosa es diferente y en los que el contenido de nitrógeno varía aproximadamente en 1%.

Otro propulsor, la nitroglicerina  $[C_3H_5(NO_3)_3]$ , es un explosivo mono propulsor y los DIETIL y DIMETILFTALATOS son plastificantes que mejoran las propiedades físicas y facilitan la extrusión y obtención por fusión y colada de los granos de propulsor sólido del tamaño deseado.

Un mono propulsor de doble base está constituido por dos mono propulsores. Si mezclamos NITROCELULOSA Y NITROGLICERINA, la nitrocelulosa tiende a insensibilizar a la nitroglicerina y asegura una velocidad de combustión más uniforme.

Cuando se almacenan los mono propulsores tienden a descomponerse, y los estabilizadores como la DIFENILAMINA y ETIL-CENTRALITA se añaden y reaccionan con los óxidos y retardan la descomposición de la base del propulsor.

La NITROGLICERINA es un explosivo y también un plastificante, y se emplea mucho debido a ambas características. Los principales plastificantes inexplorados son los FTALATOS, fabricado a partir del anhídrido FTALICO y el alcohol etílico, metílico o butílico.

La cera y el grafito son aditivos que mejoran la superficie de los granos del propulsor. El di nitrotolueno reduce la temperatura de combustión y el fognazo. El potasio reduce el humo y también el efecto del fognazo. El negro de humo hace al propulsor opaco y refleja la radiación hacia la llama, protegiendo de este efecto al propulsor sin quemar, evitando así que se produzca una deflagración incontrolada.

#### 2.5.2.4 CRITERIOS PARA LA SELECCIÓN DE LOS PROPULSANTES

Algunos métodos para obtener grandes velocidades de vuelo de los cohetes

Son:

- Aumentar la velocidad relativa de las partículas que se expulsan por la Tobera ( $V_e$ ).
- Aumentar la relación entre el peso de despegue del cohete y su peso sin el propulsante ( $M_0/M_k$ ).

Los criterios principales por los cuales se guían científicos e ingenieros para elegir el propulsante adecuado para un cohete a misil dado, son los siguientes:

- Al arder el propulsante debe proporcionar el trabajo máximo por unidad de masa consumida.
- Al combinarse deben producir gases o líquidos volátiles que al calentarse se conviertan en vapor.
- Deben arder a la temperatura más baja posible, para no quemar ó fundir la cámara de combustión.
- Deben ocupar poco espacio, es decir, deben tener la mayor densidad posible.
- Deben ser Propulsantes líquidos de preferencia o mezclarse con facilidad. El empleo de polvos es mucho más difícil.

- También se pueden utilizar Propulsantes gaseosos, pero deben tener alta temperatura crítica y baja presión crítica, para que sea fácil utilizarlos licuados.

En la Tabla No. 6, se dan las características fundamentales de algunos de los pares Propulsantes (combustible, oxidante), que se utilizan en los motores cohetes actuales o que están en proceso de desarrollo (prototipos).

### 2.5.3 VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN DEL PROPULSOR SÓLIDO

Se llama grano al propulsor sólido cuando se moldea o extruye para adaptarse a la cámara de combustión del cohete, la forma de grano del propulsor permite obtener diferentes velocidades de liberación de energía.

La velocidad de combustión lineal ( $r$ ) de un propulsor sólido se mide en la dirección perpendicular a la superficie de combustión y depende de la presión y la temperatura. La velocidad de combustión lineal viene dada por la siguiente fórmula:

$$r = ap^n \quad (2.86)$$

Donde:  $a, n$  = Constantes que se determinan experimentalmente (para una temperatura dada del propulsor).

Una forma de introducir la temperatura en la ecuación (2.86) es expresarla de esta manera:

$$r = \frac{a \times p}{(T_0 - T)} \quad (2.87)$$

Donde:

$T$  = Temperatura inicial del propulsor sólido.

$T_0$  = Temperatura a la que la velocidad de combustión del propulsor dado sería infinita.

Otro método para considerar el efecto de la temperatura es el de la "sensibilidad a la temperatura". Así para una relación dada ( $k$ ) del área de quemado al área de la garganta, tenemos:

$$\pi_k = \frac{1}{p} \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_k = \left( \frac{\partial \ln p}{\partial T} \right)_k \quad (4.3)$$

Valores Típicos son:

$n = 0.50$  por grado centígrado.

$\pi_k = 0.36$  por grado centígrado.

**TABLA No.6**  
**PARÁMETROS DE LA COMBUSTIÓN PARA COHETES LÍQUIDOS**

PAR PROPULSANT E OXIDANTE + COMBUSTIBL E	PRESIÓN EN LA CÁMARA DE COMBUT SIÓN kg/cm <sup>2</sup>	RAZON DEL PESO DEL OXIDANTE AL PESO DEL COMBUSTI BLE	IMPULSO ESPECÍFI COI <sub>esp.</sub> = $V_e/g$	TEMPERA TURA ABSOLUT A (°K)	VELOCID AD EFICAZ DE LAS PARTÍCUL AS EXPULSA DAS (V <sub>e</sub> ) (m/seg)	PESO ESPECÍFICO DE LA MEZCLA PROPULSAN TE
Oxig. LÍq. + gasolina	21	2.5	242	3020	3280	0.935
Oxig. LÍq. + hidracina	21	0.5	259	2482	2540	1.05
Oxig. LÍq. + keroseno	21	2.2	248	3077	2440	1.01
Oxig. LÍq. + Alcohol metílico al 100%	21	1.25	238	2860	2340	0.895
Flúor LÍq. + hidracina	21	1.9	299	4165	2940	1.31
Ácido Nítrico + Anilina	21	3.0	221	2770	2170	1.37
Ácido Nítrico + Alcohol furfurílico	21	1.9	214	2770	2100	1.37
OxÍg. LÍq. + Hidrógeno Líquido	35	3.5	364	2482	3570	0.26

El autor Francis M. Warren en su libro "ROCKET PROPELLANTES", da como valor de (n) para un propulsor obtenido por colada el de 0.65, que va disminuyendo ligeramente al aumentar la temperatura inicial del grano.

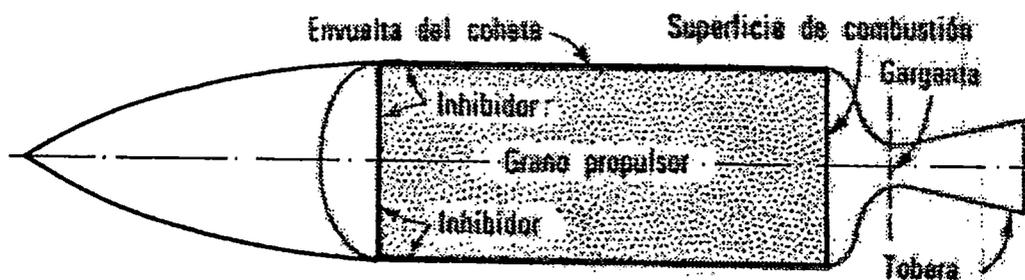
### 2.5.3.1 DISEÑO DEL GRANO DEL COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

Las superficies que limitan un propulsor están cubiertas con un inhibidor (Fig. No. 32), excepto la parte de la superficie por la que se quema el grano. La velocidad de combustión en peso de los propulsores depende de las variaciones de la superficie de quemado durante el proceso de reacción. Normalmente el grano está unido a la cámara del cohete. La garganta de la tobera fija el caudal de descarga de los productos de reacción, y esto fija a su vez el área de combustión del grano. La presión deseada en la cámara de combustión de cohete fija la velocidad de combustión ( $r$ ). Por lo tanto para un área de la superficie de combustión del grano  $A$ , tenemos:

El caudal de gas a través de la Tobera depende de la Presión de la Cámara de Combustión del Cohete, temperatura, valor de la entalpía de los productos constituyentes y del área de la garganta de la Tobera.

A partir de diseños de granos propulsores, que presentan distintas áreas de quemado se obtienen distintos diagramas: "Empuje-Tiempo". El grano que se quema por un extremo tiene un área de combustión fija, y el cohete tiene también un empuje constante, después que la presión alcanza su valor máximo.

Velocidad de combustión	Peso específico	(2.88)
$= r \times A \times$		
En peso de los productos	de los productos	



**Fig.No.32.Motor cohete con propulsor solido de quemado por una de sus Bases.**

En la figura No. 33, se ve un grano cilíndrico con un espacio cilíndrico hueco situado en el centro (tubular), cuando se enciende en toda su longitud, quema radialmente y aumenta el área superficial directamente con el aumento del radio de la superficie interior. El tamaño inicial del hueco cilíndrico en el grano indica el empuje cuando las velocidades de combustión, y de flujo a través de la tobera se igualan. El Empuje progresivo aumenta más rápidamente que una relación lineal con el tiempo, puesto que tanto la velocidad de salida también aumenta al elevarse la presión.

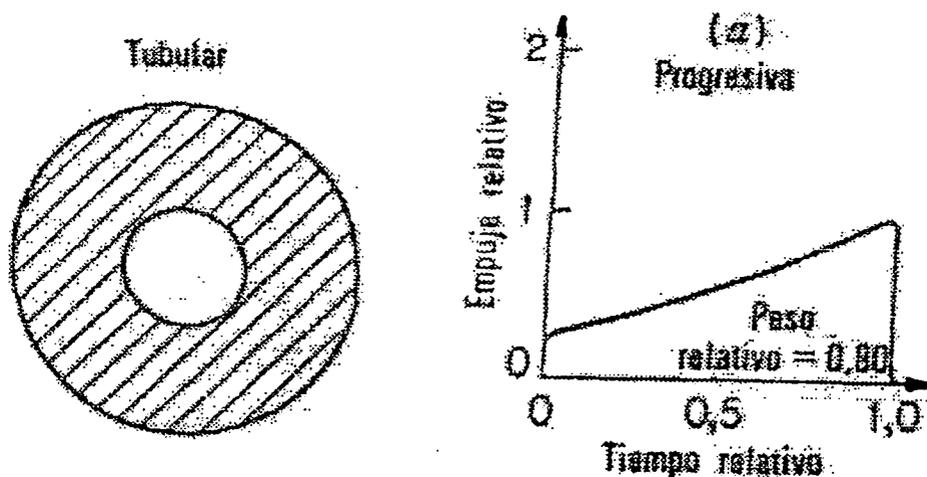


Fig. No.33.

**Sección recta tubular de un propulsor sólido y su relación Empuje – Tiempo  
(progresivo)**

En la Figura No. 34. Puede verse un grano de dos partes con un macarrón propulsor, con un diámetro ligeramente menor que el radio de la cámara de combustión del cohete y situado centralmente en un grano tubular, con un diámetro interior ligeramente mayor que el del macarrón, proporciona un empuje constante, ya que la combustión de cada parte equilibra en peso el cambio de la velocidad de combustión de la otra.

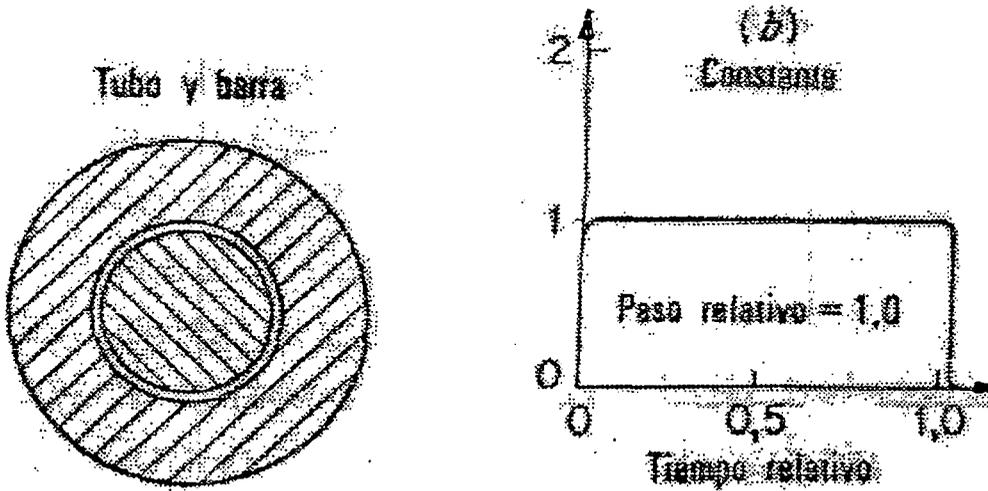


Fig. No. 34.

**Sección de tubo y barra de un propulsor sólido y su relación Empuje – Tiempo  
(constante)**

Con un diseño de grano del propulsor como se ve en la Fig. No. 35 puede obtenerse un efecto de empuje regresivo, teniendo un área superficial inicial sensiblemente mayor que el área de combustión final. Si el diámetro exterior del grano en este caso se hace mayor, puede obtenerse una combinación de empuje regresivo en la primera parte del tiempo de quemado y un empuje progresivo en la segunda.

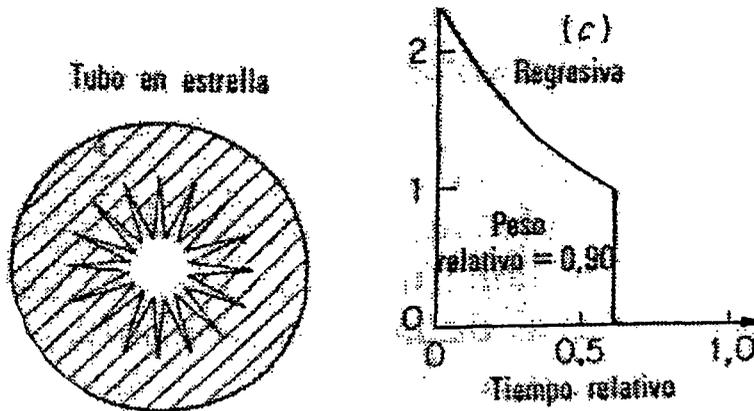


Fig. No. 35.

**Sección de tubo en estrella de un propulsor sólido y su relación Empuje–Tiempo  
(regresivo)**

Además del área de la superficie del grano como control del empuje sobre un cohete de propulsor sólido, puede aumentarse el área de flujo a través de la Tobera, si esta es de material erosionable, aumentando el caudal y disminuyendo la presión en la cámara de combustión. Esta disminución de presión con el tiempo reduce el empuje específico del propulsor, disminuyendo el efecto de aumento del caudal, por lo que para registrar una historia empuje – tiempo dada, debe considerarse el diseño de la Tobera y del grano propulsor.

### 2.5.3.2 CONSUMO DE PROPULSANTE SÓLIDO

Para el caso de propulsores de cohetes de combustible sólido, el consumo de propulsante ( $W_p$ ), está relacionado con la velocidad de quemado lineal ( $r$ ) es decir la velocidad con la que la superficie de quemado retrocede en la dirección de su normal, a medida que se va quemando. El consumo de propulsante sólido ( $W_p$ ) viene dado por la siguiente fórmula:

$$w_p = A_p \times p \times r = a \times A_p \times p \times p^n \quad \frac{kg}{s} \quad (2.89)$$

Donde:

$A_p$  = Área de la superficie de quemado ( $cm^2$ )

$p$  = Peso específico del propulsante sólido ( $kg/cm^3$ )

$r$  = Velocidad de quemado lineal del propulsante ( $cm/seg$ ).

$a, n$  = Constantes determinados experimentalmente.

En la fig. No. 36 se ve la velocidad lineal de quemado en función de la presión de combustión para varios propulsores de pólvora de doble base (mezclas coloidales gelatinosas de nitro glicerina y celulosa a los que se añaden ciertos estabilizadores).

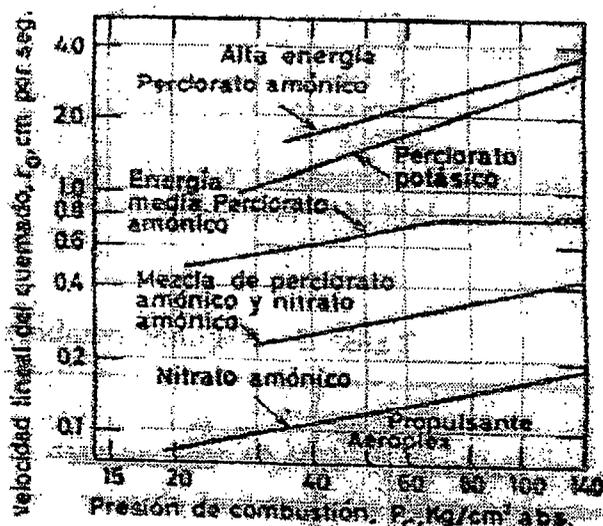


Fig. No. 36.

Características de la velocidad de quemado para varios Propulsantes heterogéneos a  $15.5^{\circ}\text{C}$  (Fuente: Aerojet-General Corp.)

La velocidad lineal de quemado es influida por la temperatura del propulsante sólido ( $t_p$ ), antes de ser encendido. Los valores bajos de ( $t_p$ ) reducen la velocidad del quemado y viceversa. En consecuencia se debe dar la temperatura del propulsante al presentar datos sobre las velocidades lineales de quemado.

En la Fig. No. 37, se da la velocidad lineal de quemado ( $r$ ) en función de ( $p_c$ ), para:  $t_p = -40^{\circ}$ ,  $15.5^{\circ}$  y  $60^{\circ}\text{C}$ , para un propulsante compuesto fabricado por la Aerojet - General Corporation de Azusa, California USA.

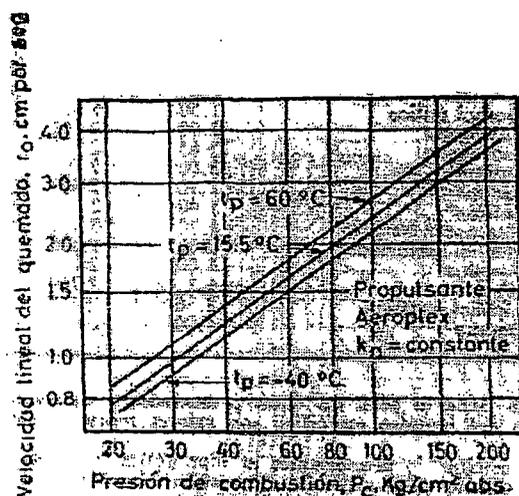


Fig. No. 37.

Efecto de la Temperatura del Propulsante sobre la velocidad lineal de quemado de un propulsante heterogéneo (Fuente: Aerojet-General Corp.)

## 2.6 SISTEMAS DE ENCENDIDO DE LOS PROPULSORES DE LOS COHETES

En forma general los sistemas de encendido de los motores cohete se pueden calificar de la siguiente manera:

- Sistemas pirotécnicos.
- Sistemas eléctricos.
- Sistemas por dardo.
- Sistemas por puntos calientes o paredes calientes.
- Sistemas catalíticos.
- Sistemas hipergólicos.

Las combinaciones de este sistema pueden emplearse para satisfacer distintas necesidades. El principal requisito es la seguridad de funcionamiento (cerca de 99.9%), especialmente para los cohetes de fases múltiples y sistemas que requieren la iniciación de muchos sistemas de combustión. Para encender y mantener la combustión se deben aumentar a valores que aseguren la velocidad deseada de combustión.

### 2.6.1 SISTEMA DE ENCENDIDO PIROTÉCNICO

Consta de un explosivo iniciador, un multiplicador auxiliar y una carga de encendido principal (fig. N° 38). El iniciador se enciende normalmente por un hilo calentado eléctricamente (o hilos dobles), soldado a los extremos de las conexiones eléctricas y rodeado por la mezcla iniciadora sensible al calor que a su vez enciende la carga principal, la que por explosión rompe el cierre y enciende el propulsante del cohete.

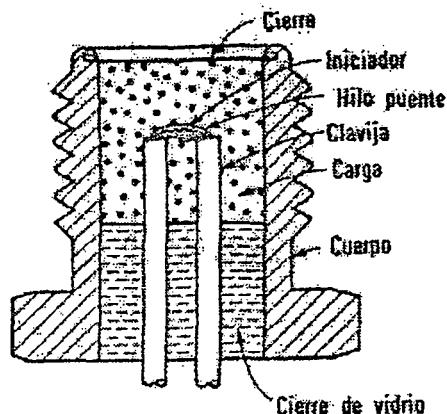


Fig. No.38.

**Cápsula pirotécnica fulminante (Holex) para elevada altitud**

1. Cuerpo.
2. Carga.
3. Cierre.
4. Cierre de vidrio.
5. Clavija.
6. Hilo puente.
7. Iniciador.

Para motores cohetes grandes, la mezcla iniciadora enciende el multiplicador auxiliar (Fig. No.39), que a su vez enciende una carga de pastillas de encendido principal mucho mayor. La mezcla iniciadora debe tener un retardo de en encendido no más de 3 milisegundos y la velocidad de quemado de la carga no debe dar lugar a efectos de choque que puedan romper las pastillas de encendido, aumentando así el área superficial de las pastillas y la velocidad de quemado. Un hilo explosivo puede emplearse en lugar del hilo puente y la carga iniciadora. Este tipo de encendedores se utilizan para propulsores líquidos y sólidos.

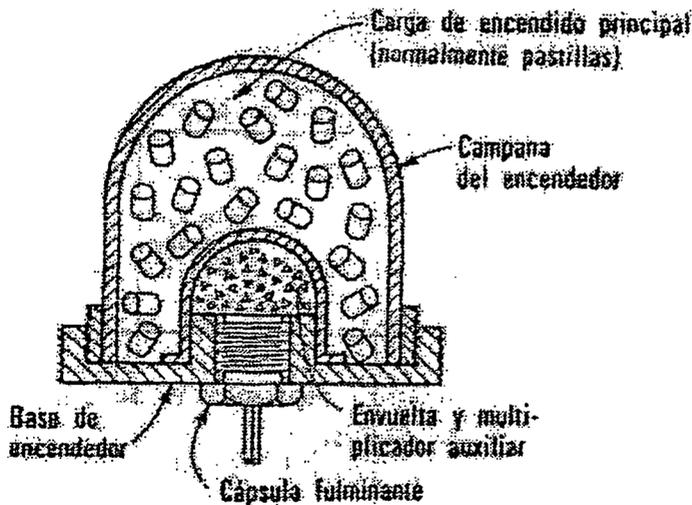


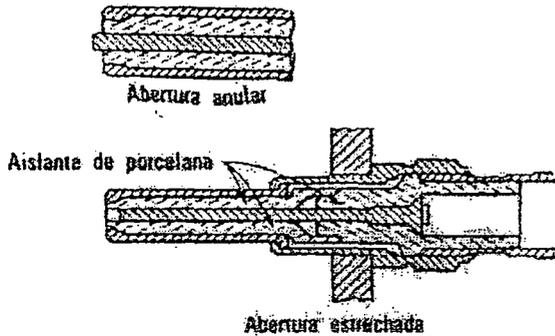
Fig. No.39.

#### Ignitor (Holex) para motores cohete grandes

1. Base del encendedor.
2. Campana del encendedor.
3. Capsula fulminante.
4. Envuelta y multiplicador auxiliar.
5. Carga de encendido principal(normalmente pastillas)

## 2.6.2 SISTEMAS DE ENCENDIDO ELÉCTRICO

Los sistemas de encendido de baja y alta tensión eléctrica con bujías, se ha empleado al principio en motores de cohetes de combustible líquido (Fig. N° 40). Para impedir la sedimentación sobre los electrodos se han utilizado sistemas de descarga por condensador, y para obtener un arco eléctrico mayor entre las aberturas se han empleado electrodos con abertura semiconductora de 200 a 2000 ohmios de resistencia.



Las bujías con huelgo superficial (Fig. N° 41) eliminan las posibilidades de productos carbonosos en el exterior del aislante de porcelana y el interior de la cubierta de la bujía que ocasionan fugas eléctricas y falsas descargas.

Fig. No.40. Bujía con dos tipos de abertura

El electrodo central y el aislante de porcelana se refrigeran bien, y los depósitos no pueden fundirse en los puntos de los electrodos. Una abertura grande en la bujía necesita un sistema de encendido de alto voltaje (35.000 voltios) y con huelgo superficial proporciona una protección excepcional contra la sedimentación.

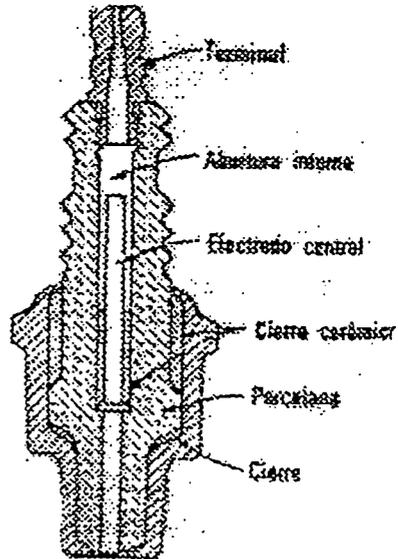


Fig. No.41. Bujía de huelgo superficial

### 2.6.3 SISTEMAS DE ENCENDIDO POR PUNTOS CALIENTE O PAREDES CALIENTES

Un ejemplo típico de este sistema son los “encendedores incandescentes”, que tienen un elemento resistente (protegido o no protegido), que se calienta cuando se conecta a un circuito eléctrico. El elemento no protegido proporciona un punto de encendido de temperatura más elevado y tiene un retardo de tiempo menor que el elemento protegido.

Sin embargo el tiempo de respuesta es mucho mayor que en los sistemas eléctricos y pirotécnicos.

Ambos sistemas tienen la desventaja de una posible destrucción del elemento, y el elemento no protegido puede ensuciarse o acortarse. Cuando empieza la combustión o descomposición, unas pantallas de acero inoxidable de la cámara de combustión se calientan y proporcionan un punto caliente continuo o fuente de calor, durante el periodo de funcionamiento. Estos sistemas de encendido se utilizan como mono propulsores tales como para: Dimetilhidracina asimétrica ( $C_2H_8N_2$ ), Nitrato de propilo ( $CH_3CH_2CH_2ONO_2$ ), y Óxido de etileno ( $CH_2CH_2O$ ), que no pueden ser descompuestos catalíticamente.

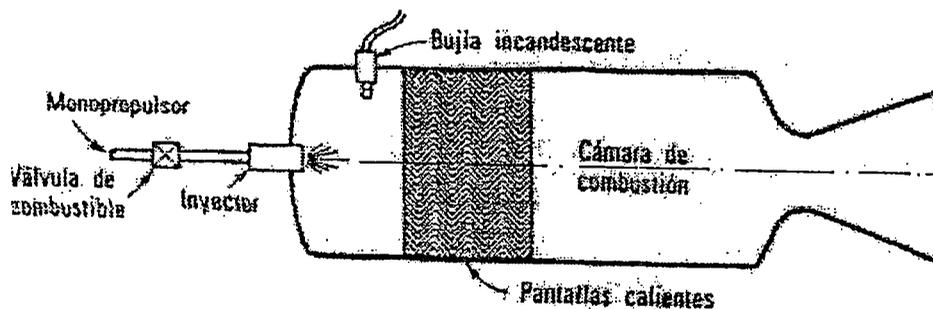


Fig. No.42.

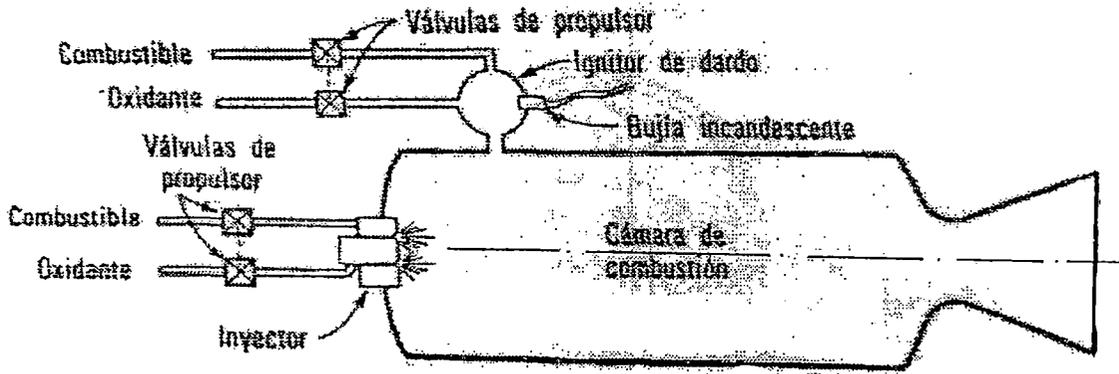
**Cohete usando mono propulsor con bujía incandescente y pantallas calientes para el encendido**

### 2.6.4 SISTEMA DE ENCENDIDO POR DARDO

Consiste en un pequeño motor cohete en miniatura que tiene su propio sistema de encendido y usa sus productos calientes para el arranque de un motor cohete grande o para calentar un lecho catalítico de un motor mono propulsor. Un tubo corto estrecho, alimentado con aire, en donde la gasolina se pulveriza y enciende con una

bujía, proporciona una llama intensa relativamente grande que se extiende una cierta distancia.

El encendido por dardo puede usar el combustible y el oxidante del cohete, que fluyen hacia una cámara del encendedor del dardo, donde una bujía incandescente enciende la mezcla. La mezcla llameante va al interior de la cámara de combustión del cohete y proporciona el dardo para encender los propulsores líquidos inyectados,



arrancando así el cohete.

Fig. No.43.

### Cohete utilizando bipropulsor de encendido por dardo iniciado por bujía incandescente

El encendido por dardo puede alimentarse con dos fluidos que son hipergólicos, unos de los cuales puede bien el oxidante o el combustible del cohete u otro líquido conteniendo partículas sólidas. En este caso se suprime la bujía incandescente.

Se deben emplear procedimientos seguros en los motores de arranque, y parada, utilizando combustibles hipergólicos, a fin de evitar el desarrollo de altas presiones en el sistema de inyección o en la cámara de combustión. Cuando se utilizan líquidos hipergólicos, el combustible se suministra primero para el arranque y se corta al último durante la parada, mientras que el oxidante se suministra segundo durante el arranque, y se corta primero para la parada del motor cohete.

#### 2.6.5 SISTEMA DE ENCENDIDO CATALÍTICO

Constan de lechos catalíticos y pantallas de tela metálica calientes, a fin de promover una rápida descomposición de los monopropulsores.

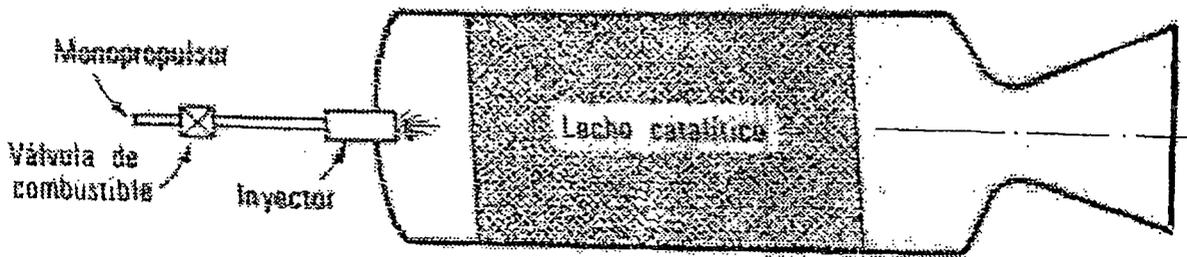


Fig. No.44.

### Cohete con lecho catalítico para el encendido.

El peróxido de hidrógeno ( $H_2O_2$ ) o las mezclas de ( $H_2O_2$ ) y ( $H_2O$ ) conteniendo del 10 al 20% de ( $H_2O$ ) en peso, se descomponen rápidamente por contacto con un lecho de kilos de acero plateado y proporcionan una mezcla gaseosa de ( $H_2O$ ) y ( $O_2$ ) a temperaturas superiores a  $540\text{ }^\circ\text{C}$  para el medio de trabajo de las plantas de potencia auxiliar de los cohetes. El tiempo de respuesta relativamente bajo de 15 milisegundos (0.015 seg.) a 60 milisegundos (0.060 seg.), es la principal desventaja de este sistema de encendido para ciertas aplicaciones.

### 2.6.6 SISTEMA DE ENCENDIDO HIPERGÓLICO

Generalmente se basan en el carácter hipergólico de la mezcla de dos líquidos, uno de los cuales es un agente oxidante, aunque usualmente se necesitan dos líquidos adicionales que requieren procedimientos de manejo muy estrictos por lo peligroso que resultan.

Por ejemplo: el flúor es hipergólico con el hidrógeno. Por tanto, para encender el hidrógeno líquido y el oxígeno, líquidos muy fríos, el flúor será el único líquido adicional requerido. Al fluir hidrógeno y flúor se origina el encendido, y el oxígeno puede suministrarse con el flúor aumentando gradualmente hasta "flujo pleno", mientras que el flúor se reduce gradualmente y se corta cuando el flujo de (hidrógeno-oxígeno) es el conveniente. El flúor es altamente conveniente y es el oxidante fundamental, pero es muy difícil de manejar y reacciona violentamente con la mayoría de los componentes orgánicos.

## 2.7 CÁMARAS DE COMBUSTIÓN PARA COHETES

### 2.7.1 EVAPORACIÓN Y COMBUSTIÓN DEL PROPULSOR

Normalmente los propulsores líquidos se inyectan a través de las toberas de combustible y oxidante en el extremo de la cabeza de un combustor cilíndrico, que termina en una forma algo semiesférica. Los chorros de combustible, al abandonar los orificios o ranuras cónicas del inyector, respectivamente, pronto se rompen en pequeñas gotas de distintas dimensiones. La transmisión de calor desde los gases calientes de la combustión aumenta la temperatura de las gotas hasta sus puntos de rocío, y la evaporación a partir de su superficie, proporciona una región de vapor combustible alrededor de las gotas cuando disminuyen de tamaño mientras fluyen a través del combustor. La difusión del vapor fuera de las gotas de combustible y del oxidante, proporciona mezclas combustibles que reaccionan y forman productos calientes que difunden a través de las películas de combustible y vapor oxidante para calentar y vaporizar las gotas. Así tanto la transferencia de calor como de masa ocurren simultáneamente en tanto que la velocidad de los gases y gotas cambian durante su progreso a través del combustor.

Los propulsores entran en la cabeza del combustor con velocidades más altas que la velocidad del gas, que es nula en este punto, y se atenúan hasta la velocidad del gas por la resistencia aerodinámica. Sin embargo la velocidad del gas aumenta continuamente, y después de que las gotas alcanzan la velocidad del gas ambiente, la resistencia aerodinámica originada por el aumento de la velocidad del gas aumenta la velocidad de las gotas hasta que se evaporan y se queman. Un estudio hecho por R.J Priem y M.F. Heidmann, de este proceso se ha realizado con un chorro pulverizado ideal de cinco tamaños de gotas, caracterizándose el chorro por tener un radio medio ponderado de gota ( $r$ ) de 75 micras y una desviación geométrica típica de 2.3. Esta desviación típica indica un chorro pulverizado en donde el 68.3% de la masa está en gotas que oscilan entre 32 y 172.5 micras. El número de gotas de cada uno de los cinco tamaños representa el 20% de la masa total.

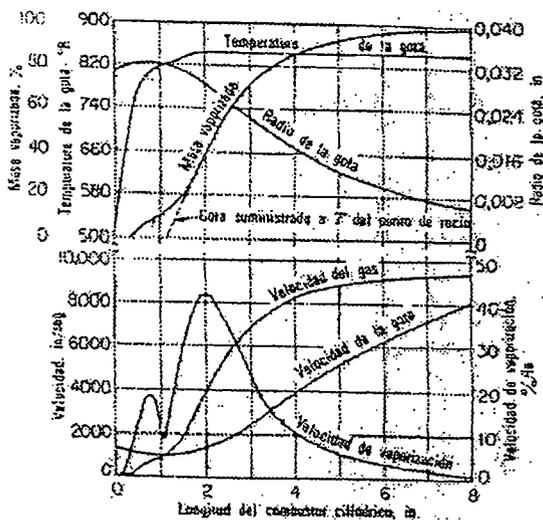
**TABLA No.7**

#### **DIMENSIONES Y NÚMERO DE GOTAS**

Radio de las gotas (micras)	25	50	75	120	225
Número de gotas	1332	207	54	13	2

El análisis supone una distancia despreciable antes de que se formen las gotas o que la longitud de la cámara de combustión (Fig. N° 45), se aumenta algo para incluir este efecto. La temperatura de las gotas sube hasta el punto de rocío en el que la velocidad de adición de calor es igual al de vaporización. El incremento de la temperatura de la gota origina un aumento de su tamaño y después la velocidad de evaporación lo disminuye. A fin de proporcionar el tiempo para el calentamiento de la gota, alrededor de 2.8 cm se añadía al combuster de 17.5cm de largo. Por otro lado, se necesita el 25% de la longitud total de 20cm para calentar la gota media a su punto de rocío, siendo necesarios 20cm para la evaporación del 99%.

Las velocidades del gas y de la gota media ponderada (Fig. N°45) son iguales a 2.8cm de longitud, en donde la velocidad de evaporación es mínima debido al efecto sobre la transmisión de calor de un número de Reynolds relativo de cero. Por lo tanto para cada tamaño de gotas hay dos máximos en la velocidad de vaporización.



**Fig. No.45. Historias típicas de gotas de heptano.** Presión del gas 21,1 kg/cm<sup>2</sup>; T del gas, 2778 °K; T inicial de las gotas, 278 °K; tamaño inicial, 0.076 mm; velocidad inicial, 3048 cm/s. (R.J Priem y M.F Heidmann, Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket-engine Combustion Chambers, Nasa Tech. Rept., R-67, 1960)

La evaporación del chorro pulverizado ideal de heptano de cinco tamaños de gotas (Fig. 46) indica que existe una mayor dificultad de evaporación para las gotas de mayor tamaño. Las longitudes relativas del combuster para obtener el 99% de evaporado son las siguientes:

**TABLA No.8**  
**RADIO DE LAS GOTAS Y LONGITUD DEL COMBUSTOR**

<b>Radio de las gotas.</b> (micras)	<b>25</b>	<b>50</b>	<b>75</b>	<b>120</b>	<b>225</b>
<b>Longitud relativa del</b> <b>Combustor (mm)</b>	<b>0.86</b>	<b>2.79</b>	<b>5.33</b>	<b>9.91</b>	<b>25.4</b>

Sin embargo el chorro pulverizado total requiere solamente el 75% de la longitud del combustor (de 100 cm) para la gota de 225 micras. La velocidad de vaporización del chorro pulverizado total tiene dos picos 37% y 33% por pulgada a longitudes del combustor de 5 y 15 mm.

Para alcanzar la temperatura húmeda de cada tamaño de gota se requiere aproximadamente un 20% de la longitud del combustor para el 99% de evaporación disminuyendo al aumentar el tamaño de la gota. La curva de velocidad para el tamaño más pequeño de la gota está muy próxima a la velocidad del gas, en tanto las dimensiones de las gotas mayores crecen más allá de la velocidad del gas. El número de Weber dado por la ecuación:

$$We = (V_{gas} - V_{gota})^2 \frac{d\rho}{\sigma} \quad (2.90)$$

El número de Weber oscila entre 2 y 100 aproximadamente para las gotas más pequeñas y para las más grandes respectivamente. Con tiempo suficiente en estado permanente, las gotas se romperán con números de Weber más mayores de 10. Ésta posibilidad puede reducir la longitud del combustor, puesto que sólo las gotas mayores (radios de 225 micras) fuera de las 1608 limitan la masa total vaporizada en éste análisis.

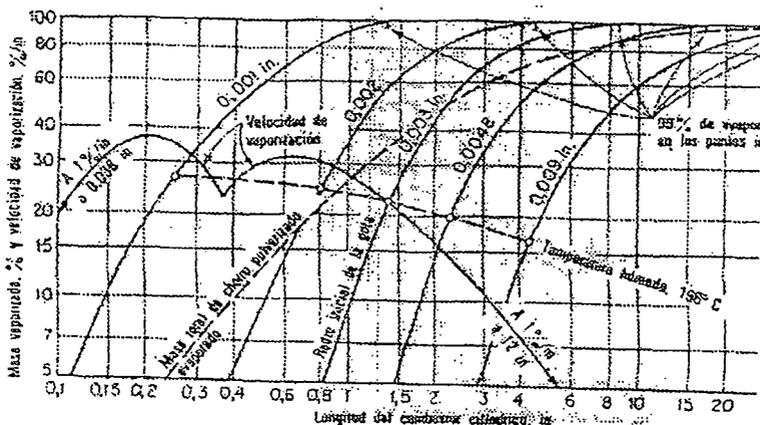


Fig. No.46. Historias típicas de las gotas de una pulverización idealizada de heptano (R.J. Priem y M.F. Heidmann, Propellant Vaporization as a Desing Criterion for Rocket Engine Combustion Chambers, NASA Tech. Rept., R-67, 1960.

### 2.7.2 COMBUSTOR CILINDRICO CON TOBERA CONVERGENTE.

Una tobera cónica conectada a un combustor cilíndrico restringe el flujo que escapa del combustor, y mantiene la presión conveniente en el combustor cuando se suministra y reacciona la cantidad de propulsor deseada. La tobera convergente fija también la temperatura de salida y la velocidad, que es sónica a ésta temperatura, para las condiciones normales del combustor.

Éste análisis se limita a los tres tamaños mayores de gotas, puesto que las gotas más pequeñas se evaporan completamente en el combustor cilíndrico (Fig. N° 46). Las temperaturas de las gotas líquidas suben hasta el punto de rocío en la primera mitad del proceso de combustión, y bajan de temperatura cuando la velocidad del gas aumenta y la presión estática disminuye a lo largo de la tobera. Cuantas más pequeñas son las gotas, más rápidamente cae su temperatura a lo largo de la tobera.

La curva de masa vaporizada para las gotas de 225 micras de radio es más alta para la zona de un combustor cilíndrico que se extiende desde 25.4 cm. a 39.4 cm. que en la tobera, porque la temperatura y presión de vapor de las gotas son más elevadas que en la tobera, y favorecen la vaporización. Sin embargo, la diferencia de velocidad compensa éste efecto de vaporización en la longitud de 39.4 cm. y la curva de vaporización es superior que la de la zona del combustor que se extiende hasta el final de la tobera.

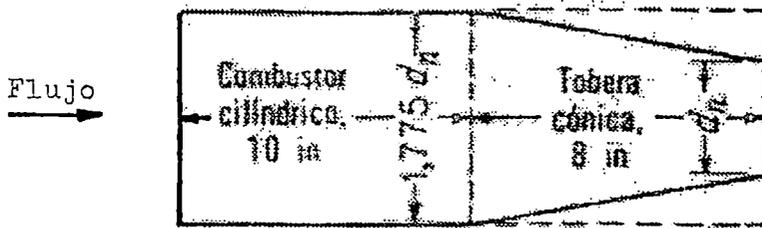


Fig. No.47.

### Combustor cilíndrico y Tobera cónica convergente

El efecto del aumento de la velocidad del gas en la tobera cónica da lugar a unas velocidades apreciablemente más altas para las gotas y el gas, aumento más rápidamente las velocidades de las gotas más pequeñas que las de las grandes. La velocidad del gas a la salida de la tobera se calcula para que sea 117 m/s. Además el número de Weber a la salida de la tobera se calcula para que sea 18000 para las gotas de 225 micras de radio, aumentando la tendencia de romperse éstas gotas más que en un combustor cilíndrico de 45.7 cm.

### 2.7.3 SALIDA DE GASES POR LAS TOBERAS CONVERGENTES.

Una tobera convergente subsónica es un canal que se estrecha en la dirección del movimiento del flujo. Consideremos un proceso reversible (sin rozamiento) de la salida adiabática de un gas por una tobera unida a un depósito de gas de gran volumen (fig. N° 48).

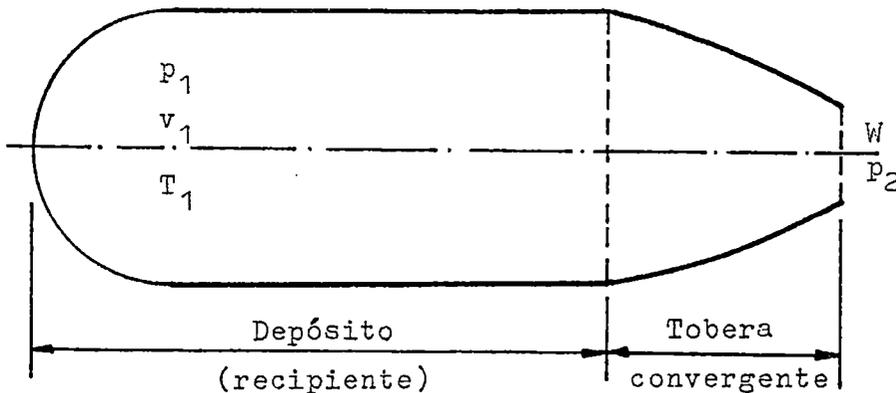


Fig. No.48.

### Tobera convergente subsónica

El volumen del depósito se considera tan grande, que la salida del gas por la tobera durante los intervalos de tiempo que se considerase no ocasiona ninguna disminución apreciable de la presión del gas del depósito. Los parámetros del gas en el depósito son  $(P_1, V_1, T_1)$ , y la presión a la salida de la tobera  $(P_2)$ . Vamos a considerar que la presión del gas a la salida de la tobera  $(P_2)$  sea igual a la presión del medio circundante al que sale el gas. Entonces la velocidad a que sale el gas de la tobera será:

$$W_2 = \sqrt{2(h_1 - h_2) + W_1^2} \quad (2.91)$$

Donde:

$W_1$  = Velocidad del gas a la entrada de la tobera.

$W_2$  = Velocidad del gas a la salida de la tobera.

$P_1$  = Presión del gas a la entrada de la tobera.

$V_1$  = Volumen específico del gas a la entrada de la tobera.

Para determinar el salto de entalpías  $(h_1 - h_2)$ , se debe utilizar el diagrama  $(h, s)$ . También la velocidad de salida del gas por la tobera puede calcularse por la siguiente fórmula:

$$W_2 = \sqrt{2 \int_{p_2}^{p_1} v dp + W_1^2} \quad (2.92)$$

Donde la integral  $\int_{p_2}^{p_1} v dp$  se calcula por los datos experimentales de la dependencia:  $p_1 v_1$ , para la isoentrópica.

La magnitud  $(W_2)$  puede determinarse fácilmente, valiéndose fácilmente, valiéndose de la ecuación (2.92) para el caso de la corriente diabática reversible de un líquido no compresible, para éste caso :  $v = f(p)$ , en la ecuación (2.92) puede sacarse fuera de la integral la magnitud  $(v)$ ; entonces esta ecuación adquiere la siguiente forma

$$W_2 = \sqrt{2v(p_1 - p_2) + W_1^2} \quad (2.93)$$

Para calcular  $(W_2)$  para un gas perfecto, considerando que para la adiabática se tiene:

$$pv^k = \text{constante} \quad (2.94)$$

Entonces:

$$v_2 = \frac{p_1^{1/k}}{p_2^{1/k}} v_1 \quad (2.95)$$

Sustituyendo este valor de ( $v_2$ ) en la ecuación (2.92) e integrando, obtenemos la velocidad de salida del gas de la tobera.

$$W_2 = \sqrt{2 \left( \frac{k}{k-1} \right) p_1 v_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + w_1^2} \quad (2.96)$$

Si la velocidad del flujo a la entrada de la tobera ( $W_1$ ) puede despreciarse por su pequeñez, en comparación con ( $W_2$ ), entonces:

$$W_2 = \sqrt{2 \left( \frac{k}{k-1} \right) p_1 v_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.97)$$

Analizando ésta ecuación se ve que la velocidad de salida del gas de la tobera será mayor, cuanto menor sea la relación de presiones  $\left(\frac{p_2}{p_1}\right)$ . El volumen de gas que sale por la tobera en la unidad de tiempo es:

$$V = v_2 \times G \quad (2.98)$$

Donde:

$V_2$  = volumen específico del gas de la sección de la salida de la tobera.

$G$  = gasto a través de la tobera.

Por otra parte, este valor de ( $v$ ) puede determinarse como:

$$V = A \times W \quad (2.99)$$

Donde:

$A$  = Área de la sección de salida de la tobera.

El gasto a través de la tobera:

$$G = \frac{AW}{v_2} \quad (2.100)$$

Pero:

$$p_1 v_1^k = p_2 v_2^k \quad (2.101)$$

Expresando convenientemente el valor de ( $v_2$ ):

$$\frac{1}{v_2} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{1}{k}} \frac{1}{v_1} \quad (2.102)$$

Entonces:

$$G = \frac{AW}{v_1} \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{1}{k}} \quad (2.103)$$

Remplazando el valor de (W) de la ecuación (2.97) en la ecuación (2.103) tenemos:

$$G = A \sqrt{2 \left(\frac{k}{k-1}\right) \left(\frac{p_1}{v_1}\right) \left[ \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.104)$$

La ecuación anterior que hemos obtenido relaciona entre sí el gasto en masa de un gas perfecto de la corriente adiabática reversible que pasa por la tobera, con el área de la sección de salida de dicha tobera (A) y con las magnitudes:  $p_1$ ,  $v_1$ ,  $p_2$ . Valiéndonos de esta ecuación puede resolverse también el problema inverso, es decir, hallar el área que debe tener la sección de salida de la Tobera (A) para conseguir un gasto dado (G) de gas a través de dicha tobera para unos parámetros determinados del gas a la entrada de la Tobera y a la salida de ella.

Haciendo:  $\psi = p_2/p_1$ , la dependencia entre  $\psi$  y G se ve en la figura No. 49.

La comparación de la dependencia descrita:  $G = f(\psi)$ , según la ecuación (2.104), con los datos experimentales acerca de la salida de gases por Toberas, puso de manifiesto un hecho curioso: para valores de  $\psi$  desde 1 hasta el valor correspondiente al  $G_{m\acute{a}x.}$ , los resultados del cálculo por la ecuación (2.104) coinciden con los datos

experimentales (parte derecha de la Fig. No. 49). Para valores de  $\psi$  entre cero y el gasto máximo, se descubrió lo siguiente: La disminución de la presión del medio detrás de la Tobera no influía de modo alguno en el gasto de gas a través de la Tobera, el gasto ( $G$ ) permanecía constante para todo este intervalo de variaciones de (hasta llegar a cero  $\psi = 0$ ).

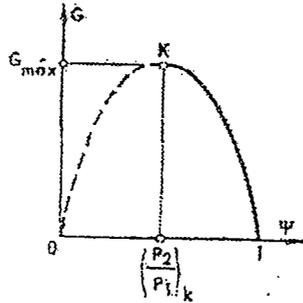


Fig. No.49.

Dependencia entre los parámetros  $\psi$  y  $G$

#### 2.7.4 TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE (TOBERA DE LAVAL):

Cuando un gas fluye por un ducto, cualquiera que sea la sección de este, será válido la ecuación:

$$G = \frac{AW}{v} \quad (2.105)$$

Donde:

$G$  = Gasto constante del gas en masa.

$A$  = Área de la sección del ducto.

$W$  = Velocidad del Gas.

$v$  = Volumen específico del gas.

Según la ecuación de continuidad del flujo cuando el régimen de la corriente es estacionario, el gasto de gas será igual a cualquier sección del flujo, es decir:

$$\frac{AW}{v} = \text{constante} \quad (2.106)$$

Tomando Logaritmos:

$$\ln A + \ln W - \ln v = \text{constante} \quad (2.107)$$

Derivando la ecuación (2.107), tenemos:

$$\frac{dA}{A} = \frac{dv}{v} - \frac{dW}{W} \quad (2.108)$$

Esta es la ecuación de continuidad en forma diferencial.

$$WdW = -vdp \quad (2.109)$$

La ecuación (2.109) es correcta para la corriente sin rozamiento; la escribiremos de la siguiente forma:

$$\frac{dW}{W} = -\frac{v}{W^2} dp \quad (2.110)$$

Para una ecuación adiabática reversible ( $s = \text{constante}$ ), de acuerdo con la ecuación (2.111).

$$-\frac{v}{p} \left( \frac{\partial p}{\partial v} \right)_s = k \quad (2.111)$$

Se puede escribir así:

$$\frac{dv}{v} = -\frac{dp}{kp} \quad (2.112)$$

Sustituyendo las ecuaciones (2.110) y (2.112) en la ecuación (2.108), se obtiene:

$$\frac{dA}{A} = \frac{kp v - W^2}{kp W^2} dp \quad (2.113)$$

$$\alpha = \sqrt{kp v} \quad (2.114)$$

Teniendo en cuenta la ecuación (2.114), la ecuación (2.113) se transforma en:

$$\frac{dA}{A} = \frac{a^2 - W^2}{kp W^2} dp \quad (2.115)$$

Donde:  $a = \text{Velocidad local del sonido}$ ; o lo que es lo mismo:

$$\frac{dA}{A} = \frac{1}{kp} \left( \frac{1}{M^2} - 1 \right) dp \quad (2.116)$$

Donde:

$M = W/a$  número de Mach.

$W$  = Velocidad de la corriente del gas.

$a$  = Velocidad Local del sonido.

$M < 1$  = Velocidad subsónica ( $W < a$ )

$M > 1$  = Velocidad supersónica ( $W > a$ )

La ecuación (2.116), relaciona la variación del área de la sección transversal del ducto (cuando la corriente es adiabática sin rozamiento y no realiza trabajo) con la variación de la presión en el flujo y con el valor del número Mach.

Sustituyendo en la ecuación (2.115),  $dp$  por su valor reducido de la ecuación (2.109), obtenemos una ecuación que relaciona la variación del área de la sección del canal con la variación de la velocidad del flujo y con el número Mach.

$$(M^2 - 1) \frac{dW}{W} = \frac{dA}{A} \quad (2.117)$$

De la ecuación (2.116), se deduce que, si las velocidades de la corriente son subsónicas ( $M < 1$ ), el estrechamiento del canal ( $dA < 0$ ) corresponde a un descenso en la presión del flujo a lo largo del canal ( $dp < 0$ ), es decir, el caso de una Tobera convergente ordinaria, la ecuación (2.117) muestra que en este caso ( $M < 1$ ), al estrecharse el canal, la velocidad del flujo, como era de esperar, aumenta ( $dW > 0$ ).

Pero, siendo la corriente subsónica, el canal se ensancha ( $dA > 0$ ) la velocidad del flujo disminuye ( $dW < 0$ ) y la presión del flujo a lo largo del canal aumenta ( $dp > 0$ ). Los canales divergentes que se usan para retardar el flujo subsónico, es decir, para transformar la energía cinética del flujo en energía potencial del gas comprimido, se llaman difusores.

Analizando las ecuaciones (2.116) y (2.117), para una velocidad supersónica ( $M > 1$ ), la corriente en un canal divergente ( $dA > 0$ ) transcurre con disminución de la presión a lo largo del flujo ( $dp < 0$ ) y con aumento de la velocidad ( $dW > 0$ ), y al contrario, el flujo supersónico en un canal convergente ( $dA < 0$ ) se retarda ( $dA < 0$ ), y su presión aumenta ( $dp > 0$ ).

Por lo tanto los perfiles de la Tobera y del difusor "cambian sus papeles" cuando se trata de un flujo supersónico, es decir, la tobera supersónica es un conducto divergente, y el difusor supersónico es un conducto convergente, los resultados de este análisis se ven en la Tabla No. 9.

De este análisis resulta evidente que es, lo que hay que hacer para seguir acelerando el flujo, el cual a  $p_{med.} \leq p^*$  adquirió a la salida de la tobera convergente la velocidad del sonido.

$p_{med.}$  = Presión del medio circundante.

$p^*$  = Presión crítica a la salida.

**TABLA No.9**

**PERFIL PARA LOS CANALES PARA DISTINTOS REGÍMENES DE FLUJO**

TIPO DE FLUJO	FORMA DEL DUCTO	
	TOBERA (aceleración del flujo, caída de la presión a lo largo del flujo).	DIFUSOR (retardo del flujo, aumento de la presión a lo largo del flujo).
Flujo subsónico: $M < 1$	Convergente	Divergente
Flujo supersónico: $M > 1$	Divergente	Convergente

Para esto la Tobera debe perfilarse de tal forma, que el canal se estreche hasta que la presión en él sea igual a la presión crítica de salida  $p^*$ , ya que en esta sección la velocidad del flujo se hace igual a la velocidad local del sonido. Detrás de esta sección el conducto debe hacerse divergente, el flujo pasará la velocidad del sonido y seguirá acelerándose en la parte divergente de la Tobera. De esta manera para acelerar el flujo se aprovechará todo el salto de presión, desde la presión a la entrada de la tobera ( $p_1$ ) hasta la presión del medio circundante  $p_{med.} < p^*$ , y no solo la parte de este salto desde ( $p_1$ ) hasta ( $p^*$ ), que se efectúa en la Tobera convergente subsónica.

Esta Tobera combinada, constituida por una parte convergente y otra divergente, fue propuesta por el Ingeniero Sueco Laval en los años 1880, para obtener velocidades supersónicas de salida del gas. Por esto las Toberas de este tipo llevan el nombre de LAVAL.

El corte longitudinal de una Tobera de Laval se muestra en la Fig. No. 50. En esta misma gráfica se representa la gráfica de la distribución de velocidad del flujo y de la velocidad local del sonido a lo largo de la Tobera.

El cálculo de la parte convergente de la Tobera de Laval se hace exactamente igual que para una tobera convergente subsónica ordinaria.

El área de la sección mínima de la Tobera será:

$$A_{mín.} = \frac{G v_{mín}}{a} \quad (2.118)$$

Donde:

G = Gasto

a = Velocidad del Sonido.

$v_{mín}$  = Volumen Específico Mínimo

La velocidad del gas a la salida de la Tobera de Laval se halla por las ecuaciones siguientes:

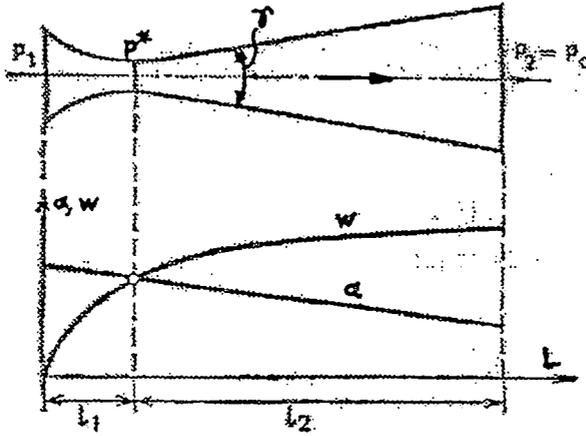


Fig. No.50.

**Tobera Convergente-Divergente (de Laval)**

$$W_2 = \sqrt{2(h_1 - h_2) + W_1^2} \quad (2.119)$$

Despreciando la velocidad del gas al ingreso a la Tobera:  $W_1 = 0$

$$W = \sqrt{2(h_1 - h_2)} \quad (2.120)$$

Y, si se considera el gas perfecto, por las siguientes ecuaciones:

$$W_2 = \sqrt{2 \left( \frac{k}{k-1} \right) p_1 v_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + w_1^2} \quad (2.121)$$

Despreciando la velocidad del gas a la entrada de la Tobera: ( $W_1 = 0$ )

$$W_2 = \sqrt{2 \left( \frac{k}{k-1} \right) p_1 v_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.122)$$

El área de la sección de salida de la Tobera se determina por:

$$A_{sat} = \frac{G v_2}{W} \quad (2.123)$$

El volumen específico del gas en la sección de salida de la Tobera ( $v_2$ ), para el caso de un gas perfecto, puede hallarse por la ecuación de la adiabática, partiendo de los valores conocidos de:  $p_1, v_1, p_2$ .

$$v_2 = \left( \frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{1}{k}} v_1 \quad (2.124)$$

La longitud de la parte convergente de la Tobera, lo mismo que la de cualquier tobera subsónica ( $L_1$ ), se toma lo más pequeña posible. En cuanto a la parte divergente supersónica, que generalmente tiene forma cónica, su longitud se elige de manera que el ángulo de abertura de la Tobera ( $\tau$ ) no supere los ( $11^\circ$  a  $12^\circ$ ), si los ángulos de la Tobera son mayores, se presenta el peligro de que el flujo se separe de las paredes de las Toberas.

La Tobera de Laval se calcula de tal modo, que la presión en la sección de salida ( $p_2$ ), sea igual a la presión del medio circundante ( $p_{med}$ ). El régimen de funcionamiento de la Toberas en que la presión del medio difiere de la presión calculada ( $p_2$ ), se llama no calculado.

Del análisis que acabamos de hacer se puede concluir que la Tobera convergente-divergente de LAVAL supersónica, es la que mejor se adapta para los motores cohete, ya que estos generalmente son supersónicos.

### 2.7.5 HISTORIA DE DISTINTOS CHORROS PULVERIZADOS DE PROPULSORES EN UN COMBUSTOR CILÍNDRICO:

Anteriormente se han estudiado distintos propulsores (como los de la tabla No.10) considerando las condiciones de trabajo y factores de diseño para el heptano (Fig. No.

45), salvo las temperaturas iniciales del propulsor solamente se han considerado los siguientes tamaños de gotas:

Gotas Pequeñas: radio = 25 micras

Gotas Medianas: radio = 75 micras

Gotas Grandes: radio = 225 micras

Las formas de todas las curvas de historia (Fig. No. 45) son semejantes, con la excepción de que las curvas del heptano cruzan las curvas del amoniaco. Las curvas de velocidad de vaporización total son semejantes a los del heptano, presentándose el pico máximo más cerca del inyector del propulsor con oxígeno y flúor, más lejos con hidracina y heptano, y el del amoniaco entra las dos curvas anteriores. Además se ha encontrado un número de Weber máximo de 1000 aproximadamente para gotas más grandes.

#### **2.7.6 COMO AFECTAN LOS FACTORES DE TRABAJO SOBRE LAS HISTORIAS DEL CHORRO PULVERIZADO:**

Para este estudio sólo se ha empleado el heptano, la variación del tamaño medio de gota ( $r_m$ ) de 25 a 75 y hasta 225 micras, produjo una distancia más corta para evaporar las gotas más pequeñas, teniendo las curvas de masa vaporizada y la velocidad de vaporización aproximadamente, la misma forma para los tres tamaños. La longitud requerida para evaporar un porcentaje dado es proporcional a  $(r_m)^{1.45}$ , y la velocidad máxima de vaporización es inversamente proporcional a este factor.

La variación de la desviación geométrica típica del chorro pulverizado (variación de distribución del tamaño de la gota) desde 1 a 2.3 hasta 3.6 indica que el tanto por ciento del chorro vaporizado cerca del inyector del propulsor aumenta al aumentar la desviación típica, debido al número mayor de gotas pequeñas que existen con desviaciones típicas mayores. Además las longitudes relativas de las cámaras necesarias para obtener una evaporación del 99% son 1.4 y 8 respectivamente, para las desviaciones típicas anteriores, y los tres chorros tendrían alrededor del 50% de evaporado a la misma longitud de unos 5.8 cm.

**TABLA No.10**  
**PULVERIZACIÓN DE PROPULSORES TÍPICOS OBTENIDOS DEL ANÁLISIS DE**  
**VAPORIZACIÓN DE UN COMBUSTOR CILÍNDRICO**

Propulso r	Temperatura Inicial del Propulsor (°C)	Temperatur a Húmeda (°C)	PRESIÓN DE Vapor a la Temperatura Húmeda (kg/cm <sup>2</sup> ) (absoluto)	Longitud h Longitud Vap.	Orden en tiempo para evaporar el 90%	Orden en Velocidad de Vaporizació n mayor	Velocida d en cm/s a 25.4 cm de Longitud
Heptano	4.4	196.1	9.35	1/5	2	5	21.971
Hidracin a	4.4	203.9	11.60	1/12	4	4	18.669
Amoniac o	-51.1&	31.1	14.41	1/16	3	3	20.574
Oxígeno	-195.6&&	-143.3	19.33	1/10	1	2	24.130
Flúor	-195.6&&	-151.1	17.93	1/10	1	1	24.130

& Punto de Ebullición Normal.

&& Punto de Ebullición Normal del Nitrógeno (N<sub>2</sub>).

&&& Orden 1 significa una longitud de recorrido más corta y la velocidad de Vaporización más alta.

La variación de la velocidad inicial de la gota ( $V_o$ ) desde 1500 a 3000 hasta 6000 cm/s indica que la longitud necesaria requerida para evaporar un porcentaje dado del chorro pulverizado es proporcional a  $(V_o)^{0.75}$ . La velocidad de vaporización máxima se obtiene con la ( $V_o$ ) más baja, siendo más alto el segundo pico que el primero. Los puntos mínimos de estas curvas de velocidad, donde las velocidades del gas y de las gotas son iguales, tienen una disminución de velocidad de vaporización y se presentan a longitudes mayores con un aumento de  $V_o$ .

Un aumento de la presión en la cámara desde 10.5 a 21 hasta 42 kg/cm<sup>2</sup> aumenta la velocidad de vaporización. Además la longitud de la cámara para un alto porcentaje evaporado es inversamente proporcional a  $(p)^{0.66}$ .

Las grandes relaciones de contracción de área de la cámara cilíndrica al área de salida de la Tobera cónica, restringen el flujo fuera del combustor y dan lugar a

velocidades del gas más bajas y a tiempos de residencia mayores. Para un intervalo de relaciones de contracción de 1.35 a 3.15 hasta 12.6 la masa vaporizada en una cámara larga es mayor con las relaciones más pequeñas. Sin embargo para relaciones mayores, el aumento del tiempo de residencia invierte este resultado. Para las condiciones de este análisis, la longitud del combustor cilíndrico requerido para evaporar un alto porcentaje del chorro pulverizado es proporcional a la (relación de contracción)<sup>0.44</sup>.

Aumentando la Temperatura inicial del líquido se disminuye el tiempo necesario para calentar las gotas a la Temperatura del punto de rocío, principalmente para los porcentajes de vaporización bajas.

### 2.7.7 CARACTERÍSTICAS DE FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR COHETE Y VAPORIZACIÓN DEL PROPULSOR:

La velocidad característica de un cohete ( $C^*$ ) se define mediante la siguiente ecuación:

$$C^* = \frac{P_c A_{th} g_c}{W} \quad (2.125)$$

Donde: ( $P_c \times A_{th}$ ) es la fuerza imaginaria, basada en la presión de combustión y en el área de la garganta de la Tobera, que aceleraría el peso ( $W$ ) de los productos de la combustión en un segundo desde cero hasta la velocidad ( $C^*$ ). Para propulsores líquidos, la velocidad característica ideal ( $C_i^*$ ), se basa en las fracciones de oxidante y combustible evaporados:  $O'$  y  $F'$  respectivamente. Así pues:

$$(C_{exp}^*)_{O'/F'} = \frac{P_c A_{th} g_c}{O' W_0 + F' W_F} \quad (2.126)$$

Experimentalmente:

$$(C_{exp}^*)_{O/F} = \frac{P_c A_{th} g_c}{W_0 + W_F} \quad (2.127)$$

Combinando estas ecuaciones y despejando  $(C_{exp}^*)_{O/F}$

$$(C_{exp}^*)_{O/F} = (C_i^*)_{O'/F'} \left( \frac{O' W_0 + F' W_F}{W_0 + W_F} \right) \quad (2.128)$$

Los valores ideales de ( $C^*$ ) variarían con los propulsores y también con la relación ( $O/F$ ), y se calculan suponiendo equilibrio químico durante la expansión. La

relación de la  $(C^*)$  experimental con la evaporación parcial para la  $(C^*)$  ideal con 100% de evaporación, es una expresión de rendimiento en  $(C^*)$  ( $\eta$ ), que puede usarse para la interpretación de los datos experimentales. Así:

$$\eta = \frac{(C_i^*)_{O'/F'}}{(C_i^*)_{O/F}} = \frac{O' W_0 + F' W_F}{W_0 + W_F} \quad (2.129)$$

El efecto de la vaporización incompleta del combustible y del oxidante y de la  $(O/F)$  sobre el rendimiento en  $(C^*)$  para el sistema propulsor  $H_2 - O_2$ , indica que se rebaja menos con la vaporización incompleta del combustible que con la del oxidante. Esto es favorable, puesto que los dos oxidantes, Flúor y Oxígeno, se evaporan más rápidamente que los combustibles considerados. Sin embargo, el  $H_2$  se vaporiza antes que cualquier otro propulsor.

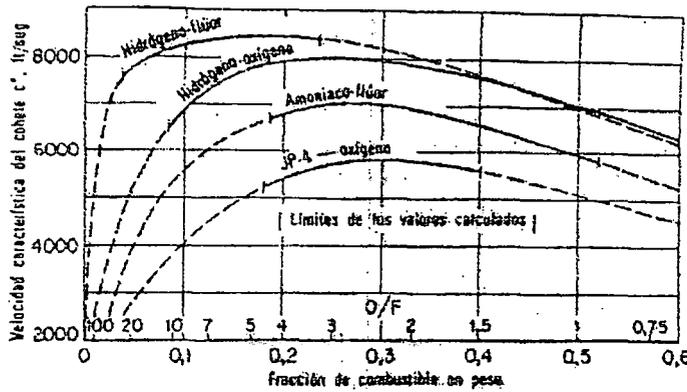


Fig. No.51.

Variación de  $C^*$  ideal con la relación de Mezcla (Fuente: NASA, Technical report-R.J Priem y M.F. Heidman, 1960)

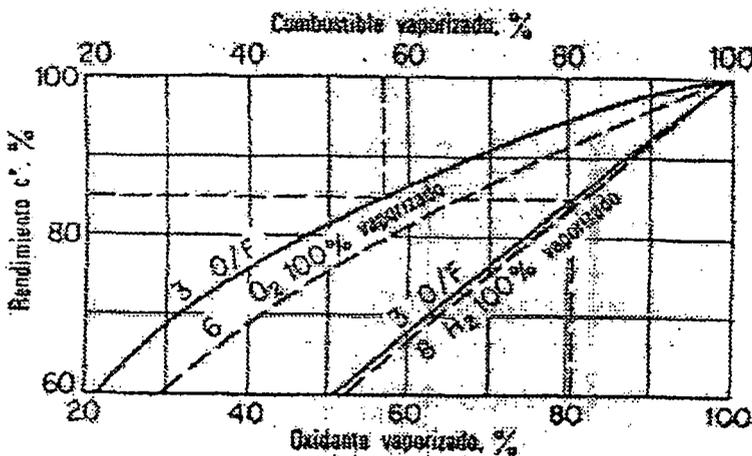


Fig. No.52. Efectos relativos de la vaporización sobre el rendimiento  $(C^*)$ . (FUENTE: Propellant vaporization as a design criterion for rocket-Engine Combustion Chambers- Nasa-Technical Reports-R-67 por R.J. Priem y M.F. Heidman-1960)

### 2.7.8 LONGITUD DEL COMBUSTOR (CÁMARA DE COMBUSTIÓN):

Se ha determinado un factor de correlación de la longitud efectiva del combustor ( $L_{ef}$ ), a partir de las longitudes necesarias para vaporizar el 90% de la masa total del chorro pulverizado en función de los distintos diseños y condiciones de operación. Además se ha desarrollado la siguiente relación:

$$L_{ef} = \frac{L_c}{A_{cont.}^{0.44}} + \frac{0.83 \ln\left(\frac{p}{300}\right)^{0.66}}{A_{cont.}^{0.22} \times S^{0.33} (1 - T_{red})^{0.4} \left(\frac{r_m}{0.003}\right)^{1.45} \left(\frac{V_0}{1200}\right)^{0.75}} \quad (2.130)$$

Donde:

$$A_{cont} = \frac{A_c}{A_n} = \text{Relación de contracción}$$

$$T_{red} = \frac{T}{T_{critica}}$$

$$S = \frac{v_n}{L_n} = \text{Factor de forma de la tobera}$$

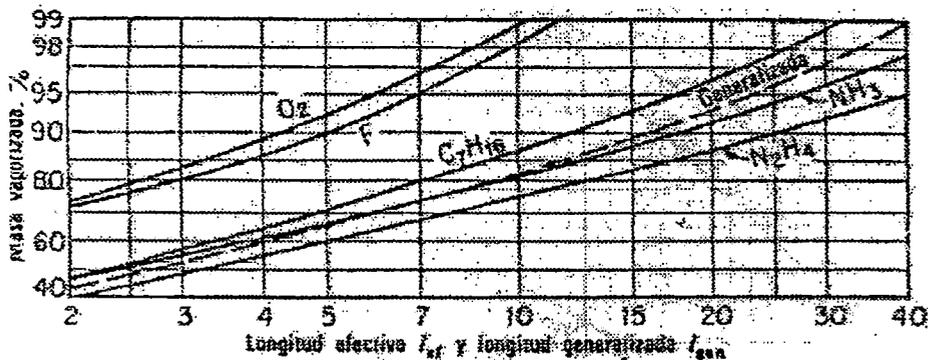


Fig. No.53.

**Valores medios de longitud de combustor para una desviación típica del chorro pulverizado líquido de 2.3**

Se ha determinado una longitud generalizada de combustor ( $L_{gen}$ ) introduciendo funciones del calor latente ( $\lambda$ ) y del peso molecular ( $M$ ) como factores que multiplican a la expresión de ( $L_{ef}$ ).

$$L_{gen} = L_{ef} \left( \frac{140}{\lambda} \right)^{0.8} \left( \frac{100}{M} \right)^{0.35} \quad (2.131)$$

La ecuación anterior indica que los propulsores que tienen calores de vaporización y pesos moleculares bajos (tales como el H<sub>2</sub>) son convenientes para reducir las longitudes del combustor o para aumentar la fracción de propulsor vaporizado en un combustor dado.

### 2.7.9 COMO DETERMINAR EL RADIO MEDIO DE LA GOTA (R<sub>m</sub>)

La distribución de un chorro pulverizado, caracterizado por una distribución típica geométrica de 2.3 corresponde a la obtenida con un inyector de mezcla por choque y también describe en la obtenida en la mayoría de los motores cohete. Además los datos experimentales del motor dan relaciones entre el diámetro del orificio del inyector y el radio de gota medio (r<sub>m</sub>) para el heptano con diferentes tipos de surtidores. La relación siguiente:

$$r_m \propto \left( \frac{\sigma \mu}{\rho} \right)^{0.25} \quad (2.132)$$

Permite calcular (r<sub>m</sub>) para cualquier propulsor (X) distinto del heptano (h)

Así pues:

$$(r_m)_x = (r_m)_h \left( \frac{\sigma_x}{\sigma_h} \right) \left( \frac{\mu_x}{\mu_h} \right) \left( \frac{\rho_h}{\rho_x} \right) \quad (2.133)$$

El procedimiento normal para determinar (r<sub>m</sub>) es suponer que cada propulsor se vaporiza al mismo porcentaje que el rendimiento de combustión conveniente.

Entonces:  $\frac{O'}{F'} = \frac{O}{F}$  y  $\frac{O' W_0 + F' W_F}{(W_0 + W_F)}$ , iguala a la fracción evaporada y también el

Rendimiento C\*. La longitud efectiva para el porcentaje conveniente vaporizado para el combustible y oxidante se determina a partir de la Fig. No. 53. Entonces (r<sub>m</sub>) se determina a partir de las longitudes efectivas de combustión para ambos propulsores.

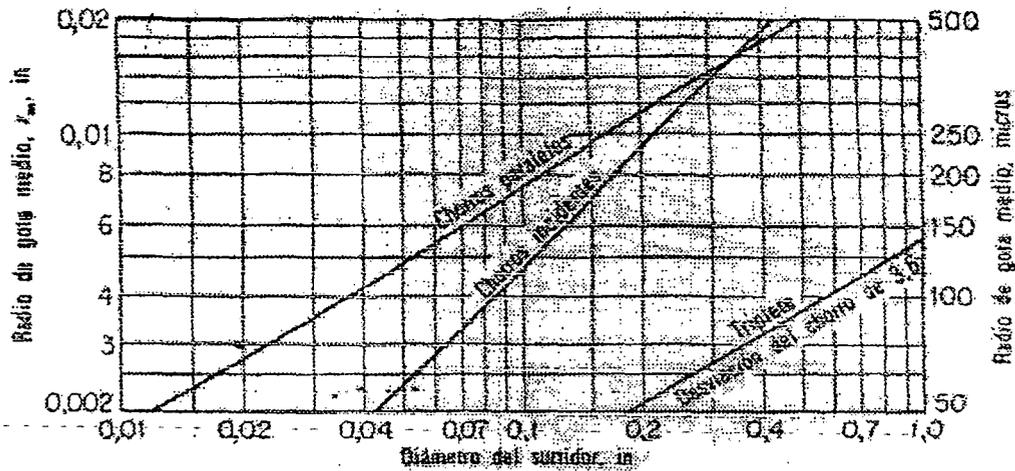


Fig. No.54.

Tamaño de gota ( $r_m$ ) en función del diámetro del surtidor ( $d_j$ ) para tres tipos de pulverizaciones

### 2.7.10 PRINCIPALES CARACTERÍSTICAS DE LOS COHETES:

Cuando un cohete es lanzado en dirección vertical, está sometido a una fuerza neta, que es igual al empuje del chorro de gases menos el peso del cohete, cuando se inicia el vuelo. El peso del cohete va disminuyendo a medida que se va consumiendo el combustible y el comburente, y esto aumenta el empuje neto, en tanto que la resistencia del aire disminuye dicho empuje. Utilizando los principios conocidos tenemos: Fuerza = Masa x Aceleración

$$F = m \times a \quad (2.134)$$

$$\frac{d^2s}{dt^2} = \frac{dV}{dt} = \text{Aceleración} \quad (2.135)$$

Entonces:

$$dV = a dt = \left( \frac{F}{\text{masa}} \right) dt \quad (2.136)$$

Además, debido a la gravedad:

$$-dV = g_c dt \quad (2.137)$$

En un instante (t) cualquiera:

$$\text{MASA} = \frac{W - mt}{g_c} \quad (2.138)$$

Donde:  $W$  = Peso bruto de despegue o lanzamiento del cohete.

$m$  = Caudal en masa del propulsor descargado.

$$\int_0^V (NETA) dV = \int_0^t \left[ \frac{g_c F}{W - mt} - g_c \right] dt \quad (2.139)$$

Despreciando la resistencia del aire y los cambios de aceleración debidos a la variación de la gravedad con la altitud, tenemos:

$$\text{VELOCIDAD} = \frac{g_c F}{m} [\text{Ln } w - \text{Ln}(W - mt)] - gt \quad (2.140)$$

Además:

$$S = \int_0^t V dt \quad (2.141)$$

Introduciendo la expresión de la velocidad e integrando se llega a la siguiente ecuación, para calcular la altitud a la que llega el cohete:

$$\text{ALTITUD} = \frac{g_c F}{m^2} \left[ mt \text{Ln} W + (W - mt) [\text{Ln}(W - mt) - 1] - W (\text{Ln} W - 1) - \frac{g_c t^2}{2} \right] \quad (2.142)$$

### 2.7.11 RENDIMIENTO DE PROPULSIÓN DE LOS COHETES:

Como ya sabemos el cohete transporta el combustible y el agente oxidante. Ambos propulsores pueden ser líquidos presurizados mediante algún medio inerte con temperatura y presión crítica bajos (tal como el  $N_2$ ), para mantener la presión deseada sobre los constituyentes. O bien los constituyentes se bombean a una presión superior a la deseada en la cámara de combustión, con el fin de obtener una buena pulverización y combustión.

La combustión tiene lugar a presión constante, y los productos se expansionan adiabática y reversiblemente a través de la Tobera hasta la presión atmosférica, y abandonan el cohete con una elevada energía cinética (velocidad), entonces:

$$\text{Rendimiento Térmico aparente del cohete} = \frac{(V_{sal})^2 m_p}{2g_c Q_p} \quad (2.143)$$

Donde:

$m_p/g$  = Masa de los productos reactantes por unidad de tiempo (kg/s)

$V_{sal}$  = Velocidad de salida de los gases por la Tobera (m/s)

$Q_p$  = Calor de combustión de los reactantes por unidad de tiempo (bajo las condiciones del calorímetro):

Realmente, si el Trabajo de compresión adiabática y reversible de los reactantes hasta la presión de combustión se sustrae del trabajo total, el rendimiento térmico ideal será el del proceso Brayton que tenga la misma relación de presiones.

La potencia de propulsión será igual al producto de la fuerza de reacción por la velocidad del cohete:

$$\text{Potencia de Propulsión} = \frac{m_p V_{sal} V_{cohete}}{g_c} \quad (2.144)$$

El rendimiento de propulsión del cohete es la relación del trabajo de propulsión a la energía cinética total suministrada. La energía cinética total suministrada ha de ser igual al trabajo de propulsión más la energía cinética remanente en los gases eyectados. Por lo tanto:

$$\text{Rendimiento de Propulsión} = \frac{\frac{m_p V_{sal} V_{cohete}}{g_c}}{\frac{m_p V_{sal} V_{cohete}}{g_c} + \frac{m_p (V_{cohete} - V_{sal})^2}{2g_c}}$$

$$\text{Rendimiento de Propulsión} = \frac{2}{\frac{V_{cohete}}{V_{sal}} + \frac{V_{sal}}{V_{cohete}}} \quad (2.145)$$

Este rendimiento es nulo en la iniciación del vuelo, crece hasta el 100% cuando la velocidad del cohete y la del chorro son iguales y disminuye a partir de ese valor, tendiendo a cero cuando la velocidad del cohete tiende a infinito.

El rendimiento térmico del cohete es el cociente de la suma de la energía cinética ( $E_c$ ) y la energía potencial ( $E_p$ ) del cohete en un instante genérico, al calor total de reacción hasta dicho instante, Así:

$$\text{Rendimiento térmico Global} = \frac{(E_c + E_p)_{\text{cohete}}}{\text{Total } Q_p} \quad (2.146)$$

Este rendimiento es nulo en la indicación del vuelo y crece hasta el final del quemado del propulsor, pero evidentemente nunca alcanza el 100%.

## 2.8 COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO:

### 2.8.1 ECUACIONES BÁSICAS DE LOS COHETES DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO

Este capítulo se refiere expresamente a la performance y cálculos de los cohetes de combustible líquido, y se recomienda el uso de estas ecuaciones para el diseño básico de los cohetes de combustible químico líquido:

La característica esencial de un cohete puede ser entendida mediante un examen del cohete en una región remota del espacio, donde las fuerzas resultantes de la resistencia atmosférica y la atracción gravitacional pueden ser despreciadas. En la Fig. No. 55, en algún tiempo ( $t$ ) el cohete tiene una masa ( $M$ ) y se mueve con una velocidad ( $V$ ).

Después de un determinado tiempo, la masa y la velocidad serán:

$(M + \Delta M)$  y  $(V + \Delta V)$ , siguiendo las reglas del cálculo. Por el principio de la conservación de la materia, la masa eyectada será  $(-\Delta M)$ , (suponiendo que,  $\Delta M$  es negativa, cuando la masa decrece con el tiempo). El término ( $V_e$ ) denota la velocidad de salida de los productos de la combustión (relativa al cohete). No estando presentes fuerzas externas, entonces no cambia el momentum, y:

$$MV = (M + \Delta M) \cdot (V + \Delta V) + (V - V_e) \cdot (-\Delta M)$$

Donde los términos de segundo orden son despreciables, la ecuación fundamental del movimiento del cohete se obtiene de:

$$M \Delta M = -V_e \cdot \Delta M \quad (2.147)$$

Para Propulsores líquidos, ( $V_e$ ) es usualmente constante. Si la masa de un cohete es ( $M_0$ ) y la velocidad ( $V_0$ ), la ecuación No. 7.1 puede ser integrada de la siguiente manera:

$$V - V_0 = V_e \cdot \ln\left(\frac{M_0}{M}\right) \quad (2.148)$$

De acuerdo a la ecuación No. 2.148, cuando la masa del cohete cambia (decrece) desde ( $M_0$ ) a ( $M$ ), la velocidad también cambia (se incrementa) desde ( $V_0$ ) a ( $V$ ).

El aumento del cambio de velocidad es directamente proporcional a ( $V_e$ ). La Fig. No. 56, es un diagrama de la ecuación No. 2.148

Nota: La ecuación No. 2.148, es independiente del tiempo. En una región remota del espacio (espacio libre), la velocidad ganada es independiente de la relación de que tipo de propulsante sea quemado.

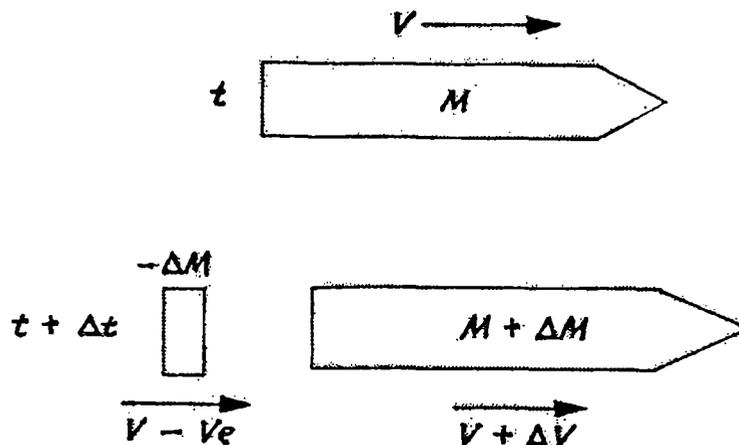


Fig. No.55.

#### Esquema para la Formulación del Vuelo de un Cohete Líquido

Retornando a la ecuación No. 2.147 dividiendo entre el intervalo de tiempo ( $dt$ ), tenemos:

$$M \frac{dV}{dT} = V_e \left( -\frac{dM}{dt} \right) \quad (2.149)$$

El miembro de la izquierda es el producto de la masa del cohete y aceleración, y el miembro de la derecha se refiere a la fuerza actuante sobre el cohete, usualmente se llama empuje:

$$EMPUJE = V_e \left( -\frac{dM}{dt} \right) \quad (2.150)$$

El empuje es positivo cuando el cociente diferencial es positivo, esto es cuando la masa del cohete (M) decrece con el tiempo. Cuando (Ve) está en unidades de metros por segundo y la relación de masa sobre tiempo decrece en unidades de kilogramos por segundo, el empuje debe expresarse en Newton (N), mediante la siguiente definición:

$$N = m \times \frac{kg}{s^2}$$

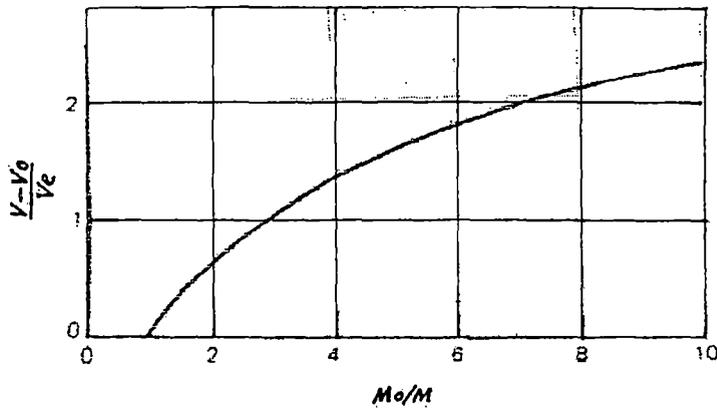


Fig. No.56.

**Representación gráfica de la ecuación No. 2.148, Velocidad - Masa para un cohete no sujeto a fuerzas externas**

Nota: La parte derecha de la ecuación No. 2.149, es el producto de la masa (-dM) y la aceleración de esta desde cero, en la cámara de combustión, hasta (Ve) durante un intervalo de tiempo (dt).

### 2.8.2 VUELO VERTICAL PROPULSADO:

La Fig. No. 57, ayuda a comprender la siguiente terminología y notación:

$M_o$  = Masa total del cohete en el momento del arranque.

$M_p$  = Masa del propulsante en el momento del arranque.

$V$  = Velocidad del Cohete, positivo hacia arriba.

$Z$  = Elevación del cohete por encima de la plataforma de lanzamiento, positivo hacia arriba.

$M_{bo}$  = Masa del cohete al terminar de quemar el propulsante.

$Z_{bo}$  = Elevación del cohete al terminar de quemar el propulsante.

$V_{bo}$  = Velocidad del cohete al terminar de quemar el combustible.

$V_c$  = Velocidad del cohete durante el periodo de vuelo por deslizamiento o inercia, (cuando se termina todo el combustible).

Antes del arranque, tenemos el tiempo ( $t$ ) y la velocidad ( $V$ ) igual a cero. La altitud por encima del punto de lanzamiento se denota por ( $Z$ ). La masa total del cohete antes del arranque es ( $M_o$ ), entonces:

$$M_o = M_p + M_s + M_e + M_{pl} \quad (2.151)$$

Donde:

$M_p$  = Masa del propulsante.

$M_s$  = Masa de la estructura.

$M_e$  = Masa del motor cohete y accesorios.

$M_{pl}$  = Masa de la carga útil

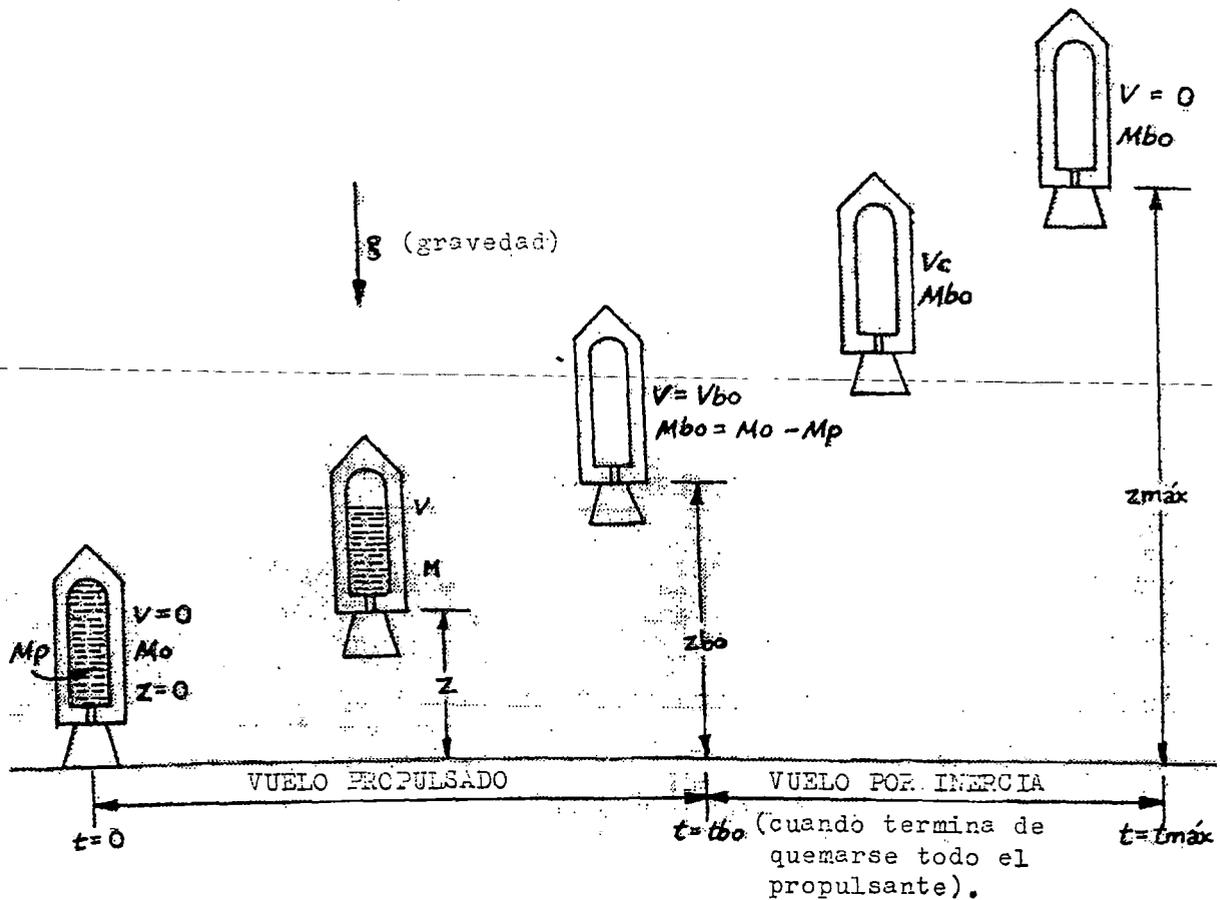


Fig. No.57.

### Cohete en vuelo vertical

El tiempo durante el tiempo propulsado es ( $t_{bo}$ ). En el instante en que termina de quemarse el propulsante, la altitud, velocidad y masa del cohete son:  $Z_{bo}$ ,  $V_{bo}$  y  $M_{bo}$ , respectivamente. Después que termina de quemarse el propulsante del cohete, se ve sometido a la influencia de la fuerza de deceleración de la gravedad y finalmente prosigue el resto del tiempo de vuelo por inercia hasta llegar a ( $t_{m\acute{a}x}$ ), donde la altitud es ( $Z_{m\acute{a}x}$ ). Tenemos 2 magnitudes, la altitud máxima y el tiempo requerido para alcanzarlo, son de mayor interés.

Durante el vuelo propulsado el cohete está sujeto a 3 fuerzas:

$$M \frac{dV}{dT} = \text{Empuje} - \text{Fuerza de arrastre} - \text{Peso} \quad (2.152)$$

El arrastre y el peso actúan en sentido opuesto al empuje. El empuje se calcula según la ecuación No. 2.150, si  $\text{Peso} = M \times g$

Donde:

$$g = g_0 \left( \frac{R}{R + Z} \right)^2 \quad (2.153)$$

$g$  = Aceleración de la Gravedad Local.

$g_0$  = Aceleración de la gravedad en la superficie.

$R$  = Radio del planeta.

---


$$\text{Fuerza de Arrastre} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_d \cdot A \quad (2.154)$$

Donde:

$\rho$  = Densidad local atmosférica.

$C_d$  = Coeficiente de arrastre, que depende del perfil del cohete y del Número de Reynolds.

$A$  = Área Frontal

Toda la ecuación No. 2.152, puede ser integrada en forma cerrada. Se requiere la integración numérica, tomando pequeños incrementos de tiempo y procediendo etapa por etapa para de esta manera calcular los cambios en ( $V$ ) y ( $Z$ ). Sin embargo la fuerza de arrastre depende del tamaño y perfil del cohete. La ecuación No. 2.152, puede ser integrada para el caso general. Nosotros deseamos una ecuación para los cohetes en general, y puede simplificarse la ecuación No. 2.152 de la siguiente manera:

$$M \frac{dV}{dt} = -Ve \frac{dM}{dt} - Mgo \quad (2.155)$$

Pero despreciando el arrastre y la variación de la atracción gravitacional local (estas aproximaciones se muestran para cada caso). Introducimos 2 nuevos parámetros para los cohetes:

$$\pi = \text{Relación de masas del propulsante} = M_p/M_o \quad (2.156)$$

$$\beta = \text{Relación de quemado} = - (1/M_p) \cdot (dM/dt) \quad (2.157)$$

La relación de masas del propulsante es simplemente la fracción de la masa del propulsante a la masa total del cohete antes del arranque. La relación de quemado es la fracción inicial de la masa de propulsante quemando por unidad de tiempo, por ejemplo:  $\beta=0.056$  (1/s) significa que 5.6% de  $M_p$  será quemado cada segundo. La masa del cohete es ahora una función del tiempo:

$$M = M_0 - \beta \cdot M_p \cdot t \quad (2.158)$$

La ecuación No. 2.155 puede ahora ser integrada para dar:

$$V = V_e \cdot \ln\left(\frac{M_0}{M}\right) - g_0 \cdot t$$

$$Z = \frac{V_e}{(\pi\beta)} [(1 - \pi\beta\tau)\ln(1 - \pi\beta\tau) + \pi\beta\tau] - \frac{1}{2} g_0 t^2 \quad (2.159)$$

Al final del quemado:

$$t = 1/\beta \quad y \quad M = M_0 - M_p$$

Sustituyendo estos valores en la ecuación No.2.159.

$$V_{bo} = V_e \cdot \ln\left(\frac{1}{1-\pi}\right) - \frac{g_0}{\beta} \quad (2.160)$$

$$Z_{bo} = \frac{V_e}{\beta} \cdot \left[ \left(\frac{1}{\pi} - 1\right) \cdot \ln(1 - \pi) + 1 \right] - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{g_0}{\beta^2}\right) \quad (2.161)$$

Son la velocidad y altitud al finalizar de quemar el combustible.

### 2.8.3 VUELO VERTICAL POR INERCIA (POR DESLIZAMIENTO):

Luego de finalizar el tiempo de quemado, el cohete se desliza por inercia, y:

$$dV/dt = -g \quad (2.162)$$

Si  $g$  es igual a  $g_0$  en la superficie (valor de la aceleración de la gravedad en la superficie), entonces integrando:

$$Z_{m\acute{a}x} = \frac{Ve^2}{2go} \cdot \left[ \text{Ln} \left( \frac{1}{1-\pi} \right) \right]^2 + \frac{Ve}{\beta} \cdot \left[ 1 + \frac{1}{\pi} \cdot \text{Ln}(1-\pi) \right] \quad (2.163)$$

Y:

$$t_{m\acute{a}x} = \frac{Ve}{go} \cdot \text{Ln} \frac{1}{(1-\pi)} \quad (2.164)$$

El tiempo requerido para alcanzar la máxima altitud, es independiente de la relación de quemado  $\beta$ ; cuando la variación de la aceleración local por la gravedad se ignora. Si la variación local en (g) es considerada un valor aproximado, la ecuación del movimiento durante el tiempo de deslizamiento es:

$$\frac{dV}{dt} = V \frac{dV}{dZ} = -go \left( \frac{R}{R+Z} \right)^2$$

El cual integrado da:

$$V^2 = Vbo^2 + 2 \cdot goR^2 \cdot \left[ \frac{1}{R+Z} - \frac{1}{R+Zbo} \right] \quad (2.165)$$

Haciendo:  $V = 0$  obtenemos la altura máxima:

$$Z_{m\acute{a}x} = \left[ \frac{1}{\frac{1}{R+Zbo} - \frac{Vbo^2}{2goR^2}} \right] - R \quad (2.166)$$

El tiempo para alcanzar la máxima altitud puede ser encontrado haciendo:  $V = dZ/dt$ , en la ecuación No.2.165, e integrando entre ( $Zbo$ ) y  $Z_{m\acute{a}x}$ . El resultado será el tiempo de vuelo por inercia (deslizamiento), el cual será adicionado a ( $tbo$ ) para obtener  $T_{m\acute{a}x}$ .

Las ecuaciones para:  $Vbo, Zbo, M\acute{a}x$  y  $t_{m\acute{a}x}$ , implica a ( $\pi$ ) en una difícil manera. Para facilitar los cálculos manuales, las muchas expresiones que incluyen a ( $\pi$ ) son tabulados al final de esta Tesis (Anexo A-1). Por ello es recomendable que al leer se examinen bien estos índices de la influencia separada de los 2 parámetros de los cohetes ( $\beta$ ) y ( $\pi$ ). Esto es evidente según la ecuación No.2.163 que para el caso de  $g = go$  durante el periodo de vuelo por inercia (deslizamiento),  $Z_{m\acute{a}x}$  se incrementa con ( $Ve$ ). Ello es esperado ya que la ecuación No.2.166 requiere espacio de un mismo rumbo. Para alcanzar alta altitud, es deseable el uso de una combinación de Propulsantes que nos den grandes valores de ( $Ve$ ).

La relación de masa del propulsante, parámetro ( $\pi$ ), puede tomar todos los valores entre cero y uno. Sin embargo, igualando el empuje del cohete con el peso en el momento del arranque, ello se evidencia enseguida, ya que la relación de quemado ( $\beta$ ) tiene un práctico límite inferior:

$$\beta_{min} = \frac{g_0}{V_e \cdot \pi} \quad (2.167)$$

Si ( $\beta$ ) es menos que ( $\beta_{min}$ ), el cohete tiende a permanecer en la plataforma de lanzamiento hasta que la combustión reduce el peso del cohete a cualquier baja del empuje.

#### 2.8.4 LA VELOCIDAD DE ESCAPE:

Cuando el denominador de la ecuación No. 2.166 se hace cero, si la expresión para  $Z_{m\acute{a}x}$ . Que computa la variación de ( $g$ ) con la distancia desde el planeta, es cero,  $Z_{m\acute{a}x}$ . Puede hacerse infinito. Esto indica que el cohete puede escapar de la atracción gravitacional de la tierra hacia el espacio libre, ignorando la influencia de la atracción de otros cuerpos. La velocidad de quemado requerida para el escape será:

$$V_{bo_{escape}} = \frac{2 \cdot g_0 \cdot R^2}{R + Z_{bo}} \quad (2.168)$$

Para el escape desde la superficie de la tierra ( $Z_{bo} = 0$ ) siendo el radio interno de la tierra:  $R = 6.372$  km, el cohete o cualquier objeto proyectado verticalmente tiene que tener una velocidad igual a 11.190 m/s, ignorando las fuerzas de arrastre, el cual es solo efectivo durante los primeros pocos km de vuelo pero no es insignificante. Por otro lado si al término del quemado del propulsante ocurre en una altitud de un radio de la tierra, la velocidad de escape se reduce a 7.894 m/s.

#### 2.8.5 RESTRICCIONES EN ( $\beta$ ) Y ( $\pi$ ) IMPUESTO POR LAS ACELERACIONES:

La performance de un cohete en el vuelo vertical es influenciada por cuatro parámetros:

- $g_0$  = Aceleración gravitacional en la superficie terrestre.
- $V_e$  = Velocidad de la salida por la Tobera.

- $\beta$  = Relación de quemado.  
 $\pi$  = Razón de masa del propulsante.

A estos parámetros puede añadirse el radio del planeta R. La localización en el Universo fija el valor de  $g_0$ . La composición química de los Propulsores y sus proporciones en la mezcla reactante en el motor fijan ( $V_e$ ), el cual es calculado por los métodos de la Termodinámica y puede ser discutido momentáneamente. Esto permite hallar ( $\beta$ ) y ( $\pi$ ) en la disposición del diseño del cohete.

Ello no puede ser asumido cuando ( $\beta$ ) y ( $\pi$ ), pueden tomar en algunos casos valores nuestros elegidos. Consideraciones prácticas y requerimientos de seguridad imponen limitaciones en la mínima aceleración durante el arranque, para el lanzamiento desde la tierra y la máxima aceleración al finalizar de quemar el combustible. En el arranque la masa del cohete es grande, la fuerza neta actuante (empuje menos el peso), es pequeña. La velocidad inicial es cero, y la velocidad se incrementa suavemente con el tiempo y la altitud. Para lanzamiento desde la tierra, el cohete está a merced del viento (de la acción del viento). Cuando se inclina fuerza de la vertical, el empuje y el peso (fuerzas) forman un par que incrementa la inclinación. Estas consideraciones favorecen un bajo límite de aceleración de alrededor de 0.25 G en el arranque, esto es el empuje del motor debe ser como mínimo 1.25 veces el peso del cohete durante el arranque.

Al terminar de quemar el propulsante del cohete la masa es pequeña, y la fuerza neta actuante es grande, como es la aceleración. Para mantener la integridad estructural, proteger los instrumentos y salvaguardar la vida humana, el límite superior de la aceleración al finalizar la parte activa del vuelo es alrededor de 10G. Estos límites de la aceleración transcurren dentro del estado entorno a ( $\beta$ ) y ( $\pi$ ), como sigue:

Denotado la aceleración por ( $a$ ), desde la ecuación No.2.155 tenemos:

$$a = \beta \cdot V_e \cdot \left(\frac{M_p}{M}\right) - g_0 \quad (2.169)$$

La aceleración en el arranque, con:  $M = M_0$ , es:

$$a_0 = \beta \cdot \pi \cdot V_e - g_0 \quad (2.170)$$

Y si  $a_0$  debe ser no menor que  $0.25 g_0$

$$(\beta\pi_{min}) \cdot V_e = 1.25g_0 \quad (2.171)$$

Al finalizar de quemar el combustible,  $M = M_0 - M_p$ , y la aceleración es:

$$ab_0 = \beta \cdot \frac{\pi}{(1 - \pi)} \cdot Ve - g_0 \quad (2.172)$$

Con (abc) bajo tal como:  $10 g_0$

$$\left( \beta \cdot \frac{\pi}{1 - \pi} \right)_{\text{máx}} \cdot Ve = 11 \cdot g_0 \quad (2.173)$$

Para un valor detallado de  $(Ve)$ . Las ecuaciones No. 2.171 y No. 2.173 pueden ser graficados en un plano en coordenadas  $(\beta)$  versus  $(\pi)$ , como en la figura No. 58. Las líneas de  $Z_{\text{máx}}$  constante pueden reunirse trazando de afuera hacia adentro en la región operante admisible.

$$Ve = 3048 \text{ m/s}$$

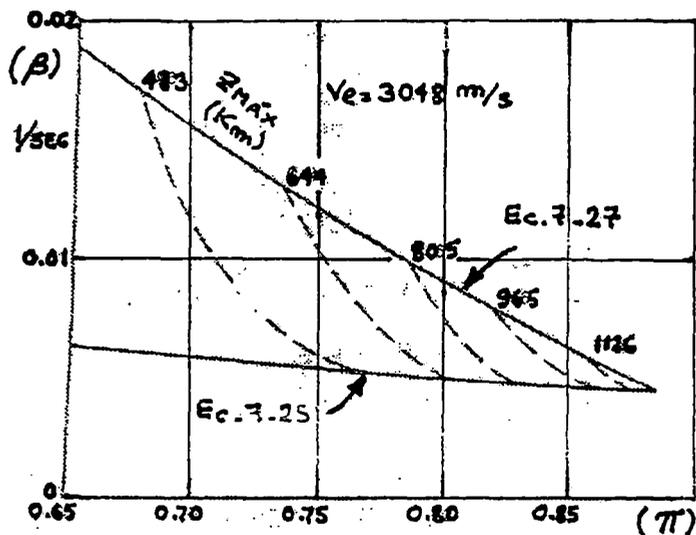


Fig.No.58.

### Relación entre la Razón de Masa del Propulsante y Relación de Quemado

Rango de Operación admisible para un cohete en vuelo vertical, que parte desde la Tierra, con una aceleración tal como  $0.25 G$  y al final del quemado del combustible tal como  $10 G$ .

La performance de mejor altitud ocurre en la intersección de las ecuaciones No.2.171 y 2.173 para este punto las coordenadas son:

$$\pi = 1 - \frac{a_0 + g_0}{ab_0 + g_0} \quad (2.174)$$

$$\beta = \frac{1}{Ve} \cdot \frac{(a_0 + g_0)(ab_0 + g_0)}{ab_0 - a_0} \quad (2.175)$$

Para un cohete disparado verticalmente desde la Tierra, de largo alcance, los valores  $Z_{m\acute{a}x}$  calculados por la ecuaci3n No. 2.163, asumiendo una aceleraci3n local igual a la aceleraci3n gravitacional en la superficie durante el largo periodo de vuelo por inercia (por deslizamiento), y el correspondiente ( $t_{m\acute{a}x}$ ), tiempo desde el arranque hasta alcanzar la m\acute{a}xima altitud, variando el valor de ( $Ve$ ) como sigue:

**TABLA No.11**  
**PAR\AMETROS DE UN VUELO VERTICAL**

$Ve$ (m/s)	$Z_{m\acute{a}x}$ (km)	$T_{m\acute{a}x}$ (s)
2440	800	542
3050	1250	677
3660	1800	812

### 2.8.6 LA VELOCIDAD DE SALIDA POR LA TOBERA:

El esquema de un motor cohete de combustible l\iquido se ve en la Fig. 59. El combustible y el oxidante son bombeados dentro de la c\amara de combusti3n, con una relaci3n de flujo constante (estable), en la c\amara de combusti3n de la presi3n ( $P_c$ ) y la Temperatura es ( $T_c$ ), pasando luego a trav\es de una Tobera convergente divergente (Tobera de Laval), y el flujo en la secci3n de salida de la Tobera adquiere una presi3n de ( $P_e$ ), temperatura ( $T_e$ ), y una velocidad ( $Ve$ ), relativa a la Tobera.

Para un volumen de control, que intercepta los reactantes entrando en la c\amara de combusti3n, la ecuaci3n estable para el flujo de energ\ia para la combusti3n adiab\atica a presi3n constante es:

$$H_r = H_p(T_c)$$

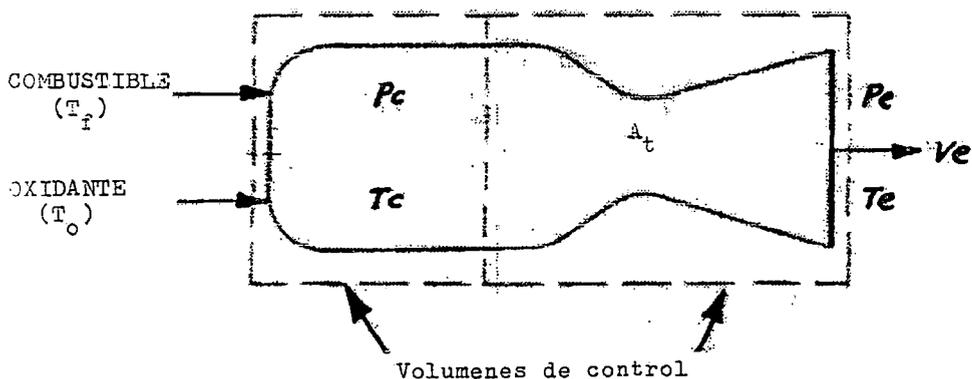


Fig.No.59.

### Motor Cohete quemado propulsores líquidos

Para la Fig.59. Anterior se cumple:

$$Hr = H_p(T_c); \text{ donde:}$$

$Hr$  = Entalpía de los Reactantes.

$Hp$  = Entalpía de los Productos

Tomando un volumen de control en la figura No. 59 que se extiende desde la cámara de combustión al área de salida de la Tobera, la ecuación de la energía para el flujo estable y para el flujo adiabático puede ser escrita como:

$$h(T_c) = h(T_c) + \frac{1}{2}V_e^2 \quad (2.176)$$

Despreciando la velocidad en la cámara de combustión, pero asumiendo con esto un pequeño error. La velocidad de salida ( $V_e$ ) por la Tobera será:

$$V_e = \sqrt{2[h(T_c) - h(T_e)]} \quad (2.177)$$

Puesto que:  $V_e/2$  es la energía de los productos de la mezcla de gases en una unidad básica, la entalpía debe ser estable en términos y unidades similares.

Alternativamente, podemos escribir para ( $V_e$ ):

$$V_e = 2 \cdot \frac{\sum n_i [h_i(T_c) - h_i(T_e)]}{\sum n_i \cdot m \cdot w_i} \quad (2.178)$$

En la ecuación No.2.178,  $n_i$  y  $mW_i$ , denotan el número de moles y el correspondiente peso molecular para los productos de los gases, y los términos de entalpía son estables en términos de moles.

Con  $(T_c)$  conocido, el problema es calcular  $(T_e)$ , y puede ser realizado de tres maneras, como lo vimos en acápites anteriores. La ecuación simplificada será:

$$T_e = T_c \cdot \frac{(P_e)^{\frac{k-1}{k}}}{P_c} \quad (2.179)$$

Asumiendo que la relación de calores específicos ( $K$ ) es constante. Un refinamiento de la ecuación No.2.179 es:

$$T_e = T_c \cdot \frac{(P_e)^{\frac{km-1}{km}}}{P_c} \quad (2.180)$$

Donde:

$K_m$  es un valor promedio de  $(k)$  y los valores de  $(T_c)$  y  $(T_e)$  se sacan de la ecuación No. 2.179.

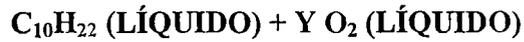
El cálculo exacto de  $T_e$  se basa en la condición de cambio de entropía cero entre la cámara de combustión y la sección de salida de la Tobera, esto es:

$$S(P_c, T_c) = S(P_e, T_e) \quad (2.181)$$

Esta ecuación puede ser resuelta para  $(T_e)$  por el Método discutido en secciones anteriores.

TABLA No.12

## RESULTADOS PARA PROPULSORES (KEROSENO/OXÍGENO LÍQUIDO)



$Y = \text{Moles de } O_2 / \text{Moles de combustible}, P_c = 30 \text{ atm}, P_e = 1 \text{ atm}, V_e \text{ (m/s)}$

		ECUACIÓN 2.178		ECUACIÓN 2.179		ECUACIÓN 2.180	
Y	Tc	Te	Ve	Te	Ve	Te	Ve
12.40	4682	2732	2797	2699	2821	2703	2818
13.95	5130	3118	2832	3089	2852	3091	2851
15.50	5518	3472	2846	3446	2864	3448	2862
17.05	5269	3280	2767	3252	2786	3254	2785
18.60	5043	3108	2695	3078	2715	3080	2713

TABLA No.13

## RESULTADOS PARA PROPULSORES (HIDRÓGENO LÍQUIDO/OXÍGENO LÍQUIDO)

$H_2 \text{ (líquido)} + Y \cdot O_2 \text{ (oxígeno) Moles de } O_2 / \text{Moles de } H_2$

$P_c = 20 \text{ atm}, P_e = 1 \text{ atm}, V_e \text{ (m/s)}$

		ECUACIÓN No. 2.178		ECUACIÓN No. 2.180	
Y	Tc	Te	Ve	Te	Ve
0.7	4271	2654	2886	2684	2861
0.6	4541	2858	3066	2886	3041
0.5	4851	3096	3289	3122	3265
0.4	4215	2586	3358	2626	3318
0.3	3484	2030	3405	2080	3349
0.25	3071	1716	3418	1783	3341

¿Qué tipos de resultados producen estos tres métodos?. La pregunta no tiene respuestas generales de curso. La Tabla No. 12 de algunos resultados de cálculo para ( $T_e$ ) y ( $V_e$ ) por tres métodos para una combinación de propulsores: (keroseno / oxígeno líquido), y la Tabla No. 13 nos indica los resultados para (hidrógeno líquido / oxígeno líquido) por dos métodos. Claramente se ve, que todos los tres métodos dan resultados muy cercanos unos del otro. Usando la Ecuación No.2.180, ( $km$ ) puede ser

derivada como una simple suposición aritmética. La Temperatura en la cámara de combustión ( $T_c$ ) y velocidad ( $(V_e)$ ), alargan sus valores pico en la relación de mezcla química correcta es decir ( $Y = 15.5$ ). Por otro lado, en los cálculos de la Tabla No. 13( $T_c$ ), son los picos en la mezcla química correcta ( $Y = 0.5$ ), pero ( $V_e$ ) picos con ( $Y = 0.3$ ); usando la ecuación No.2.181.

### 2.8.7 CANTIDAD DE FLUJO DE MASA REQUERIDA:

El rango normal de presión en la cámara de combustión es de 20 a 30 atmósferas. La presión en la sección de salida de la Tobera es de 1 atm ó menos. Con relaciones de presión de esta magnitud, la corriente gases a través de la Tobera alargan la velocidad acústica en la sección de la garganta. La relación de flujo de masa puede ser calculada por principios de la mecánica de los fluidos:

$$M = \cdot A_t \cdot P_c \cdot \sqrt{\frac{MW}{R}} \cdot T_c \quad (2.182)$$

Donde:

$M$  = Es la relación del flujo de masa.

$A_t$  = Área de la sección de la garganta de la Tobera

$P_c$  = Presión en la Cámara de Combustión

$T_c$  = Temperatura en la Cámara de Combustión.

$R$  = Constante Universal de los gases.

$MW$  = Peso Molecular

$\Gamma$  = Es la relación del calor específico en función de k.

$$\Gamma = \sqrt{K} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (2.183)$$

El cual no es una función de k, puesto que:

$$M = \beta \cdot M_p \quad (2.184)$$

Las ecuaciones No.2.182 y No.2.184 proveen unas relaciones entre: la masa del propulsante ( $M_p$ ), la relación de quemado ( $\beta$ ), y la relación de flujo de masa ( $M$ ). Alternativa, la relación del flujo de masa a lo largo de la Tobera puede ser determinada

por descubrimiento de las condiciones de la presión y temperatura en la garganta de la Tobera. Para la relación de flujo de masa tenemos:

$$M = \rho_t \cdot A_t \cdot V_t \quad (2.185)$$

Donde:

$\rho_t$  = Densidad del gas en la garganta.

$V_t$  = Velocidad del gas en la garganta

La velocidad en la garganta tiene que ser la velocidad acústica; que para un gas ideal ó mezcla de gases ideales es:

$$V_t = V_{acústica} = \frac{\sqrt{K \cdot R \cdot T_t}}{MW} \quad (2.186)$$

Donde:

$T_t$  = Temperatura absoluta en la garganta.

La velocidad de la corriente será ( $V_s$ ):

$$V_s = \sqrt{2 \cdot [h(T_c) - h(T_t)]} \quad (2.187)$$

Y la condición a ser satisfecha es:

$$V_s = V_t \quad (2.188)$$

Esto puede ser cumplido en un intervalo promedio registrado de rutina. Arrancando con la presión en la garganta ( $P_t$ ), en el promedio del rango admisible tenemos:

$$P_t = (P_c + P_e)/2$$

Y calculando la correspondiente temperatura en la garganta ( $T_t$ ) desde la relación exacta para flujo isoentrópico:

$$S(P_c, T_c) = S(P_t, T_t)$$

Después ( $V_s$ ) y ( $V_t$ ) son calculados y comparados. Cuando un gas se mueve a lo largo de la Tobera, la velocidad de la corriente se incrementa (si allí no existe un

choque frontal de área), y la velocidad local acústica decrece. Esto nos provee la lógica con lo cual se hace directa la investigación para la presión y temperatura en la garganta.

### 2.8.8 EMPUJE E IMPULSO ESPECÍFICO:

Con la relación del flujo de masa ( $M$ ) y la velocidad de salida ( $V_e$ ) conocidos, el empuje producido por este motor cohete será:

$$\text{Empuje} = M \cdot V_e \quad (2.189)$$

Expresado en unidades de fuerza.

El impulso específico ( $I_{sp}$ ), es el valor de la fuerza de empuje desarrollado por unidad de masa de propulsante quemado por unidad de tiempo, esto es:

$$I_{sp} = \frac{\text{Empuje}}{M} = V_e (N/Kg/S) \quad (2.190)$$

En el sistema de unidades Inglesas:

$$I_{sp} = \frac{\text{Empuje}}{M} = \frac{V_e}{g_c} (lbs - f/lbs - m/sec) \quad (2.191)$$

NOTA: El impulso específico es algunas veces expresado en el Sistema de Unidades Inglesas en unidades de segundos. Esto es impropio y resulta de la sustitución de la aceleración local gravitacional ( $g$ ) por la constante dimensional  $g_c$ .

### 2.8.9 ALGUNOS DATOS IMPORTANTES PARA EL VUELO VERTICAL:

Las siguientes tablas No. 14 y No. 15, nos muestran algunos resultados de los cálculos para un cohete de combustible líquido de las siguientes características:

$$M_o = 13,605 \text{ kg}$$

$$M_p = 12,245 \text{ kg}$$

$$A_t = 0.056 \text{ m}^2$$

$$P_c = 20 \text{ atm}$$

$$P_e = 1 \text{ atm}$$

Las tablas muestran dos sistemas, uno usado combustible (kerosene/oxígeno líquido), o sea ( $C_{10}H_{22}/O_2$ ), y el otro con (Hidrógeno líquido  $H_2/O_2$  líquido). En ambas tablas,  $g$  es constante durante el periodo de combustión, pero varía durante el periodo de vuelo por inercia (por deslizamiento). En la Fig. No. 60 son graficados las performances de altitud versus las relaciones equivalentes.

Se debe notar que el sistema de combustible (kerosene/oxígeno) produce máxima altitud con una mezcla químicamente correcta, mientras que el sistema (Hidrógeno/Oxígeno) continúa ganando espacio en máxima altitud con la mezcla conveniente progresiva rica en Hidrógeno.

Estos cálculos tienen que ser llevados continuamente a un gráfico para mejor observación, y es una cuestión de enorme significado en las predicciones de vuelo de cohetes, para una mezcla particular de quemado (combustible/oxígeno) en una cámara de combustión específica. Desgraciadamente la termodinámica no es suficiente en absoluto para buscar una respuesta adecuada a todas las interrogantes, y tampoco en esta materia, teniendo que recurrir a la cinética química. El problema de la determinación de la relación de quemado es desde el principio demasiado complicado para ser resuelto con las bases de conocimiento parcial presente de las relaciones de reacción. Las predicciones de vuelo de cohetes deben ser confirmados por vía experimental. Sin embargo nuestra habilidad para extrapolar cohetes de corta performance a largos sistemas parece salir adelante.

**TABLA No.14**  
**COHETE DE: KEROSENO/OXÍGENO LÍQUIDO**  
**( $C_{10}H_{22}/O_2$ )**

Relación: Moles de $O_2$ , Moles de Combustibles	Tbo (s)	Vbo (m/s)	Zbo (km)	Z máx. (km)	Empuje (KN)
20.15	191	3928	179	1131	162
18.60	195	4029	188	1199	162
17.05	200	1438	198	1278	162
15.50	205	4257	209	1368	163
13.95	206	4228	208	1347	161
12.40	205	4164	203	1303	160
10.85	203	4066	195	1231	159

**TABLA No.15**  
**COHETE DE: HIDRÓGENO LÍQUIDO / OXÍGENO LÍQUIDO**  
**( $H_2/O_2$ )**

Relación: Moles de $O_2$ Moles de $H_2$	Tbo (s)	Vbo (m/s)	Zbo (km)	Z máx. (km)	Empuje (KN)
0.2	297	4905	318	2006	140
0.3	291	4993	322	2090	144
0.4	282	4957	314	2045	146
0.5	274	4887	303	1967	147
0.6	257	4551	263	1642	146
0.7	242	4274	233	1409	146

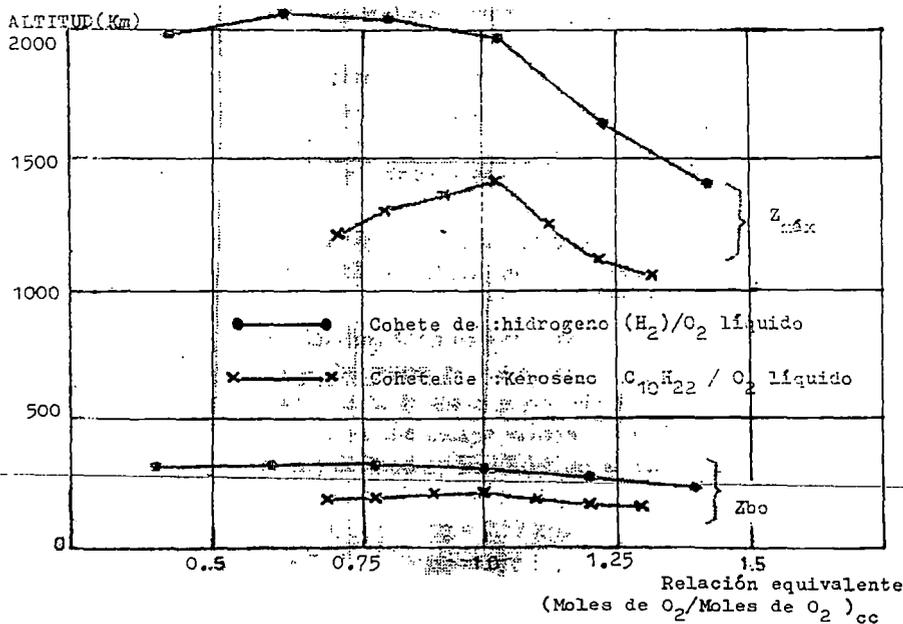


Fig.No.60.

## Altitud vs. Relación Equivalente

Performance en altitud de dos cohetes disparados verticalmente desde la tierra.

$M_o = 13.605 \text{ kg}$ ,  $M_p 12.245$ , ( $z = 0.9$ ),  $at = 0.056 \text{ m}^2$ ,  $pc = 20 \text{ atm}$ ,  $pe = 1 \text{ atm}$ ,  $Z_{bo}$  calculado con  $g$  constante,  $Z_{m\acute{a}x}$ . Calculando con  $g$  variable.

## 2.8.10 RETRO-COJETES

Un retrocohetes desacelera de un vchulo espacial. La notaci3n es ilustrada en la fig. No. 61. En algun punto durante el periodo de vuelo por inercia, la posici3n del cohete antes de llegar a la superficie es ( $Z_s$ ), la velocidad es ( $V_s$ ), ( $z$ ) es medido positivo hacia arriba, y la altitud, y la positiva es positiva de arriba hacia abajo. La velocidad ( $V_{ig}$ ) y la altitud ( $Z_{ig}$ ) en el instante de ignici3n del motor del retrocohetes vienen designados por:

$$V_{ig}^2 = V_s^2 + 2g_0(Z_s - Z_{ig}) \quad (2.192)$$

Si la variaci3n local de la aceleraci3n gravitacional es ignorada, se expresa por:

$$V_{ig}^2 = V_s^2 + 2g_0 \times R^2 \times \left[ \frac{1}{R + Z_{ig}} - \frac{1}{R + Z_s} \right] \quad (2.193)$$

Cuando la variación local es incluida.  $R$  es el radio del planeta.

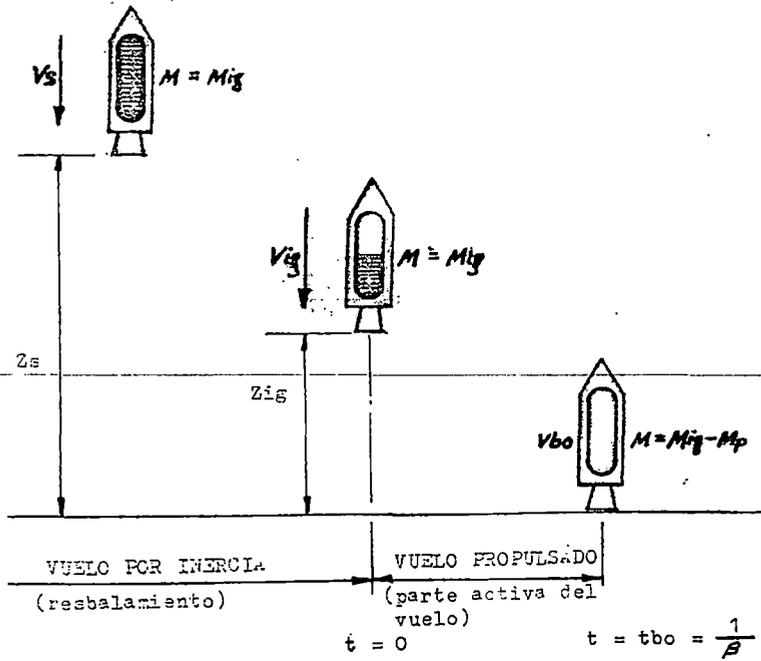


Fig. No. 61

### Esquema y notación e un retro-cohete

Durante el vuelo propulsado, el movimiento está gobernado por la ecuación:

$$M \frac{dV}{dt} = Mg_0 + Ve \frac{dM}{dt} \quad (2.194)$$

Al ignorar el arrastre y asumiendo  $g = g_0$ , como una aproximación. Definimos ( $\pi$ ) y ( $\beta$ ) de la siguiente manera:

$$\pi = \frac{M_p}{M_{ig}} \quad \text{y} \quad \beta = -\frac{1}{M_p} \times \frac{dM}{dt} \quad (2.195)$$

Integrando la ecuación No.2.194, tenemos lo siguiente:

$$V_{ig} = V_{b_0} - Ve \times \ln(1 - \pi) - \frac{g_0}{\beta} \quad (2.196)$$

$$Z_{ig} = \frac{V_{ig}}{\beta} - \frac{1}{2} \times \frac{g_0}{\beta^2} - \frac{Ve}{\beta} \times \left[ \left( \frac{1}{\pi} - 1 \right) \times \ln(1 - \pi) + 1 \right] \quad (2.197)$$

Donde:

$V_{b_0}$  = Es la velocidad del vehículo en contacto con el piso, inmediatamente cuando se ha terminado de quemar todo el propulsante.

$Z_s$  y  $V_s$ , tiene que ser asignados de acuerdo a las condiciones de cada problema.

La ecuación No.2.192 ó 2.193 definen la relación entre (Zig) y (Vig), por lo tanto, las ecuaciones No.2.196 y No.2.197 dan las relaciones entre ( $\beta$ ) y ( $\pi$ ) para: (Zig, Vbo) ó (Vig, Vbo).

En la ignición, el vehículo y su contenido son expuestos a unas repentinas sacudidas, y algún límite superior debe ser impuesto en la aceleración en la ignición ( $a_{ig}$ ), dado por:

$$a_{ig} = \beta \times \pi \times Ve - g_0 \quad (2.198)$$

Tomando positivo. Cuando la aceleración en la ignición tiende a hacerse un parámetro de control en el proceso de desaceleración, cuando la posible variación en ( $\beta$ ) y ( $\pi$ ), son definidos por el par ( $a_{ig}$ , Vbo).

La Figura No. 62 ilustra un alunizaje "en la luna", para que un cohete con  $Ve=3048$  m/s y tocando hacia abajo con la superficie Lunar a la velocidad de  $Vbo = 3.05$  m/s. En la Luna  $g_0 = 1.62$  m/s<sup>2</sup>.

La ecuación No.2.193 muestra y representa la velocidad de aproximación. Si allí no existiera un retro-cohete, el vehículo puede chocar en el alunizaje con aproximadamente 2340 m/s, que es la velocidad de escape desde la Luna. La ignición debe ocurrir en algún punto de la línea definida por la ecuación No.2.193 como, se muestra, Si:

$$\begin{array}{ll} a_{ig} = 1 \text{ G} & , \quad Zig = 237 \text{ km} \\ a_{ig} = 2 \text{ G} & , \quad Zig = 116 \text{ km} \\ a_{ig} = 3 \text{ G} & , \quad Zig = 76 \text{ km} \end{array}$$

Nota:

$Ve=3048$  a/s (velocidad en el momento de la ignición del retrocohete).

$Vbo= 3.05$  a/s (velocidad final con la que toca la superficie Lunar).

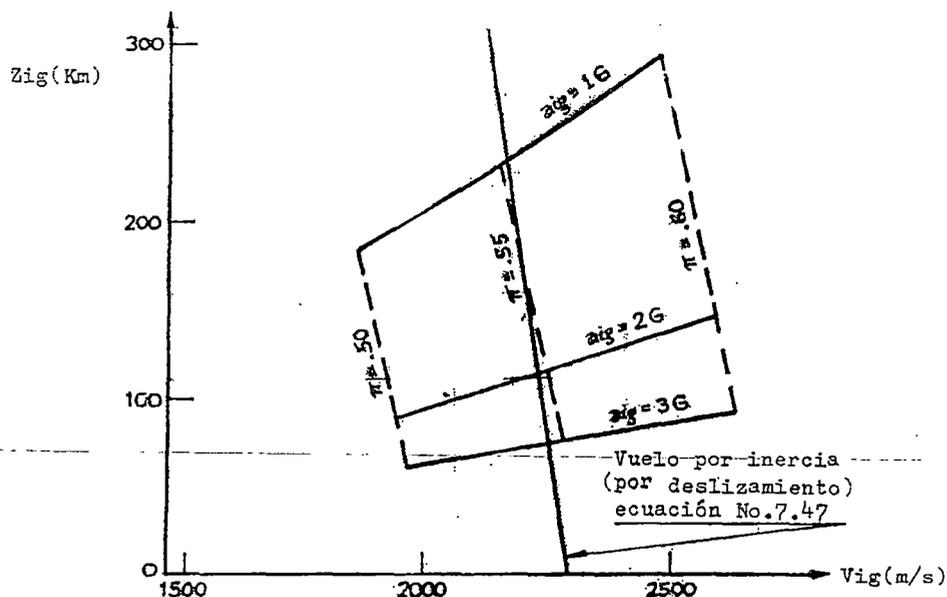


Fig. No. 62

Un alunizaje suave en la luna para un retro-cohete con:

$$V_e = 3048 \text{ a/s y } V_{bo} = 3.05 \text{ a/s}$$

Como la ignición es retardada, la ignición incrementa la aceleración.

Notar en la fig. 62 que la línea para  $(\pi = 0.55)$  virtualmente coincide con la ecuación No. 2.193, como consecuencia, la relación de quemado ( $\beta$ ) es fijada por ( $a_{ig}$ ) desde la ecuación No. 2.198:

$$\beta = \frac{a_{ig} + g_0}{\pi \times V_1}$$

Que para ( $a_{ig} = 1 \text{ G}$ ), da por ejemplo:

$$\beta = \frac{9.8 \times 1.62}{0.55 \times 3048} = 0.0068 \text{ (1/s)}$$

Correspondiente a un tiempo de quemado de:  $= 1/0.0068 = 147$  segundos. Si ( $a_{ig}$ ) se incrementa, la relación de quemado también, y el tiempo de quemado decrece.

Alguna apreciación para la división de segundo tiempo requerido por un desembarco suave en la luna puede ser obtenida desde un simple cálculo. Cerca de la luna, la velocidad y altitud después de vuelo por inercia varía de acuerdo a:

$$\frac{d(vs)}{d(Zs)} = -\frac{g_0}{V_s} = \frac{1.62 \text{ m/s}^2}{2286 \text{ m/s}} = 0.71$$

De acuerdo a la ecuación No.2.196, para un cohete dado, esto es, para fijar valores de los tres parámetros del cohete: ( $\pi$ ), ( $\beta$ ) y ( $v_e$ ):

$$d(vig) = d(vbo)$$

En este medio si la ignición es demorada o avanzada en un km, la velocidad al tocar la superficie ( $V_{bo}$ ), puede cambiar por 0.71 m/s, que es grande comparado con los 3 m/s, es deseable este orden de magnitud para ( $V_{bo}$ ). Notar que cuando el movimiento se adelanta a una velocidad de 2286 m/s, el vehículo viaja a 1km en 0.44 segundos. Al programar una determinada velocidad para tocar el suelo lunar, este instante para la ignición, puede ser corregido en el espacio de menos de un medio segundo.

La ecuación No.2.192 relaciona la altitud encima de la superficie de la luna y la velocidad para un objeto en libertad sobre la superficie de la luna, sometido solo a la influencia de la fuerza de atracción de la luna. Si el cohete tiene que ser disparado desde la tierra y hacer aproximado a la luna para un alunizaje suave, entonces la ecuación No.2.201 (ver más adelante), es más aproximada como una relación intermedia de altitud y velocidad.

### 2.8.11 MISIONES DE LA TIERRA A LA LUNA

Las técnicas y ecuaciones desarrolladas en las secciones previas de este capítulo pueden ser aplicadas para un vuelo extenso del cohete desde la tierra a la luna. Si se incluye el Viaje de retorno el problema es más ambicioso, el cual puede ser tratado con los métodos explicados líneas más adelante. La mecánica orbital puede ser sustancialmente simplificada al hacer el análisis más manejable. La performance de los cohetes de 2 etapas es examinada brevemente.

Considere la siguiente pregunta: ¿ para un motor cohete y combinación de propulsante dado, cual debe ser la masa mínima de propulsante requerida para colocar una carga útil dada en la luna? . Como una respuesta puntual, la pregunta no tiene respuesta, ello debido a que es demasiado general. Para un objeto, el máximo tiempo

de tránsito para el vuelo puede ser especificado, así para nuestro primer examen de calcular el tiempo de vuelo hagamos el siguiente razonamiento.

El movimiento real de un objeto proyectado desde la tierra a la luna es un movimiento absolutamente complicado. Nosotros podemos simplificar el sistema de la tierra a la luna, asumiendo que ambos permanecen estacionarios durante el viaje, e ignorado la rotación de la tierra (la rotación de la tierra puede ser utilizada, de curso, el avance que puede ser ganado es discutido al final de este capítulo). Con referencia a la Fig. No. 63, nosotros asumimos que la tierra y la luna están separados por 386,160 km, y que puede ser usado los siguientes dimensiones astronómicas

**TABLA No.16**  
**GRAVEDAD Y RADIOS DE LA TIERRA Y LA LUNA**

Cuerpo Celeste	Gravedad en la Superficie	Radio del cuerpo celeste
Tierra	$g_{0e} = 9.8 \text{ m/s}^2$	$Re = 6436 \text{ km}$
Luna	$g_{0m} = 1.62 \text{ m/s}^2$	$Rm = 1737 \text{ km}$

Cuando la tierra y la luna permanecen estacionarios, el punto donde las atracciones gravitacionales son iguales y directamente opuestas, es decir el punto de "gravedad cero", puede ser calculado:

$$g_{0e} \times \frac{(Re)^2}{X} = g_{0m} \times \frac{(Rm)^2}{D - X} \quad (2.199)$$

Donde: x es medido desde el centro de la tierra. La distancia al punto de "gravedad cero", queda aproximadamente a 54.1 veces el radio de la tierra. Ignorando las fuerzas de arrastre encontradas durante el paso durante la atmósfera terrestre, la ecuación para la línea recta de movimiento desde la tierra a la luna esta dado por:

$$V \frac{dV}{dX} = -g_{0e} \times \frac{(Re)^2}{X} + g_{0m} \times \left( \frac{Rm}{D - X} \right)^2 \quad (2.200)$$

Donde:

V = Es la velocidad en dirección a la luna.

Integrado la ecuación anterior se obtiene:

$$V(m/s) = \left[ 126 \times 10^6 \left( \frac{0.012}{60 - R} + \frac{1}{r} - 0.021 \right) + V^2_{zg} \right]^{1/2} \quad (2.201)$$

Donde:

R = Distancia desde el centro de la tierra, expresado en radios de la tierra.

Vzg = Velocidad en el punto de gravedad cero en (m/s)

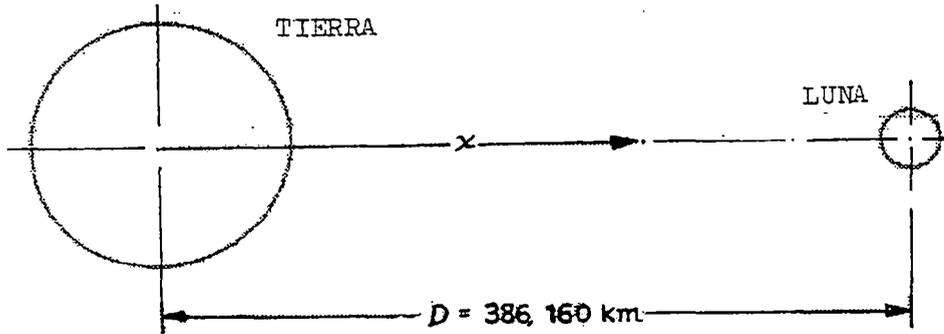


Fig. No. 63

#### Un arreglo simplificado de la tierra y la luna estacionarias

Un objeto disparado verticalmente desde la superficie de la tierra y apuntado a la luna con una velocidad de 11,100 m/s, tiene a tratar de alargar justamente el punto de gravedad -cero y permanecer allí indefinidamente. Si le demos un empujo a la luna, puede chocar con la superficie lunar en el desembarco a 2, 260 m/s. La variación de (v) con el (log), puede ser ajustado para  $V_{zg} = 0$  en la ecuación No.2.201, esto se grafica en la fig. No. 64. Ahora supongamos que el tiempo de vuelo está dado por:

$$\text{Tiempo de vuelo} = Re \times \int_1^{5973} \frac{dr}{v} \quad (2.202)$$

La ecuación No.2.202 ignora las pequeñas correcciones, aquellas que surgen desde la aceleración de vuelo cerca de la tierra y desaceleración de vuelo cerca de la luna. Estas correcciones suman a minutos demás, ello es asumido cuando el tiempo de vuelo es medido en días. La ecuación No.2.202, nos provee el valor para varios (Vzg), el cual es fundamentado por la evaluación de la integral para varios valores de (Vzg) y empleando un sistema de rutina para cambiar (Vzg), así aquella integral converge en el valor requerido (el uso de Vzg) con un parámetro en la ecuación No .2.201 es muy útil. También es interesante descubrir el valor requerido para Vzg desde algún tiempo de vuelo dado.

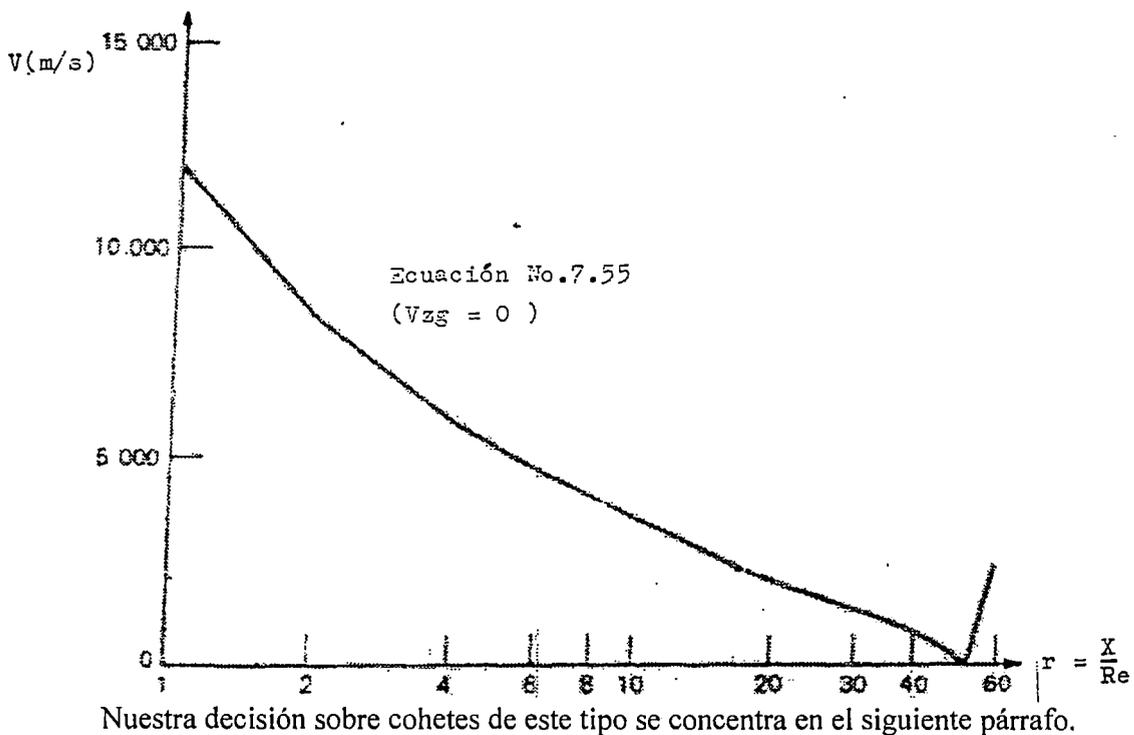
Un cohete de una simple etapa no puede llegar a la luna con el propulsante ahora utilizado. El máximo valor para  $(V_e)$  es alrededor de 3660 m/s con un tiempo de quemado de 120 seg, la carga de propulsante requerido para llegar a 11,100 m/s, la velocidad de quemado puede ser calculado desde la ecuación No.2.160 que repetiremos aquí:

$$V_{b_0} = V_e \times \ln\left(\frac{1}{1-\pi}\right) - \frac{g_{0e}}{\beta}$$

Y retornar de afuera siendo  $(\pi = 0.965)$ . Esto permite levantar en un 3.5% la masa del motor cohete, tanque de combustible, estructura y carga útil. Igualmente si un cohete puede ser construido con esa distribución de masa. La aceleración del quemado es prohibitiva, tal como se muestra:

$$a_{b_0} = \left(\frac{\pi}{1-\pi}\right) \times \beta \times V_e - g_{0e} = 85G \quad (2.203)$$

Una misión de la tierra de la luna, requiere por lo menos un cohete de dos etapas.



Nuestra decisión sobre cohetes de este tipo se concentra en el siguiente párrafo.

Fig.No.64

**Variación de la velocidad con la posición vertical de un cohete con lanzamiento vertical justo desde el punto de "gravedad cero"**

### 2.8.12 COHETES DE DOS ETAPAS

La parte activa del vuelo (vuelo propulsado) por una vía de un cohete de 2 etapas se esquematiza en la fig. No.65. Los máximos y mínimos tiempos de vuelo, especificados son parte de un problema, pueden ser trasladados dentro de las curvas de vuelo por la inercia, como sigue. Para alcanzar la luna dentro del tiempo requerido puntual, el quemado de la segunda etapa puede ocurrir dentro de la “ventana”, nótese lo costoso de la velocidad perdida que puede ocurrir en el intermedio de la primera etapa de quemado y la ignición de la segunda etapa (durante el vuelo propulsado, la velocidad y la altitud siguen aproximadamente una relación lineal. La pendiente (declive), sin embargo no puede ser igual al mismo tiempo para las dos etapas). Para el caso del esquema de la fig.No.65, la segunda etapa del quemado del cohete ocurre fuera de la ventana, luego el vehículo tienden a arribar a la luna lentamente pero si es alcanzada allí con todo.

La fig.65, describe uno de los aspectos más dificultosos del problema nombrado, descubriendo una combinación de etapas, aquellos quieren lanzar el cohete dentro de la ventana, y descubren que la distribución de propulsante en masa de por medio en las dos etapas requiere la mínima cantidad total. Esto es ilustrativo al examinar el incremento en la velocidad de quemado, que puede ser determinado con armazón. Supóngase por ejemplo, que un cohete de simple etapa tiene la siguiente distribución de masa en el arranque:

$M_{p1}$  = Carga útil = 900kg

$M_s$  = Estructura y motor = 2700 kg

$M_p$  = Propulsante = 14,400 kg

$M_o$  = Peso total = 18000 kg

Supongamos (adelantándonos un poco), que:  $V_e = 3048$  m/s, y que la aceleración en el arranque es fijado en 0.25 G. siendo:

$$\pi = \frac{14,400}{18,000} = 0.8$$

$$\beta = \frac{a_0 + g_0}{\pi V_e} = 0.00503(1/s)$$

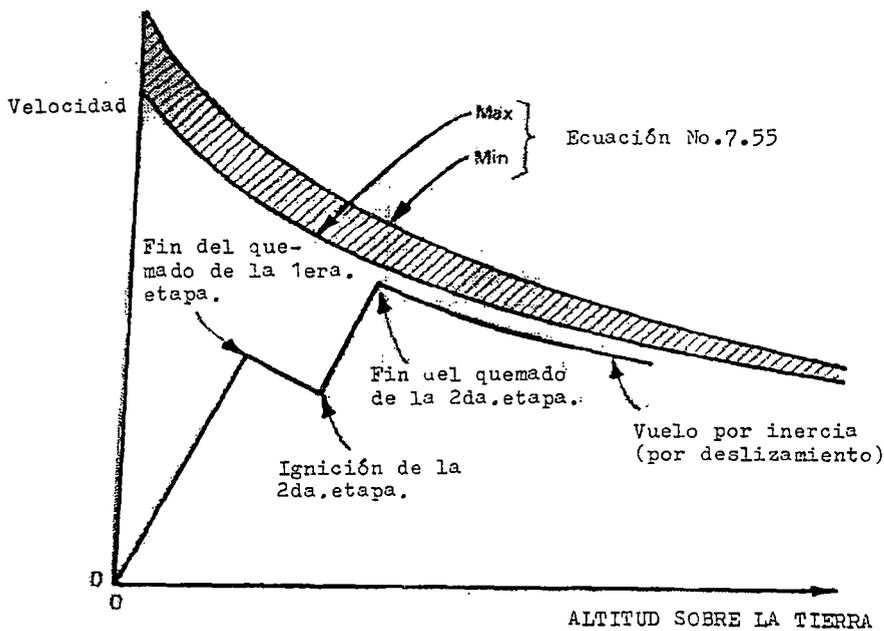


Fig. No. 65

### Vuelo impulsado de un cohete de dos etapas

Al final de la combustión la aceleración puede ser:

$$a_{b0} = \beta \times \left( \frac{\pi}{1 - \pi} \right) \times Ve - g_{0e} = 5 \times 25G$$

Y la velocidad al final de la combustión será:

$$V_{b0} = Ve \times \ln \left( \frac{1}{1 - \pi} \right) - \frac{g_{0e}}{\beta} = 2957m/s$$

Ahora permitamos que iguales masas sean divididos en medio de 2 etapas (ver la fig. No.66).

TABLA No. 17

### CARACTERÍSTICAS DE COHETES DE 2 ETAPAS

	I ETAPA	II ETAPA	
Mpl	?	900 KG	
Ms	?	?	TOTAL = 2700 kg
Mp	?	?	TOTAL = 14,400 kg
M0	18,000	?	

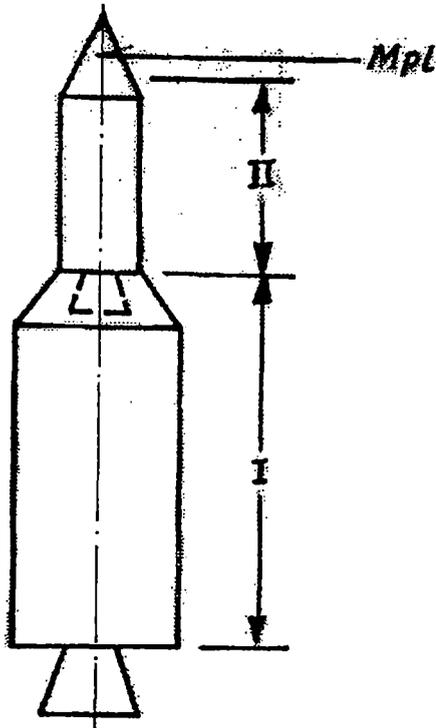


Fig. No. 66

Esquema de un cohete de dos etapas (las etapas son identificadas con números romanos y enumerados en el orden del quemado)

El motor cohete en las 2 etapas produce una  $V_e = 3048$  m/s, la aceleración en el arranque es de nuevo:  $0.25G$ , y en la segunda etapa la aceleración de la combustión es de  $5.25G$  (con estos requerimientos, compare la performance promedio de un cohete de simple etapa y de otro de dos etapas, es más significativo).

Luego son 4 los espacios en blanco arriba dejados:

$$M_{sI}, \quad M_{sII}, \quad M_{pI} \text{ y } M_{pII}$$

Nosotros necesitamos 4 ecuaciones. Las dos primeras son:

$$M_{sI} + M_{sII} = 2,700$$

$$M_{pI} + M_{pII} = 14,400$$

Las otras dos pueden ser:

$$\frac{M_{pI}}{M_{sI}} = \frac{M_{pII}}{M_{sII}} = \frac{14,400}{2,700}$$

Esto es, la relación (masa de Propulsores/ masa de la estructura), es idéntico para ambas etapas (un tratamiento más sofisticado de la distribución de masas es discutido en un momento) .La performance de un cohete puede ser calculada ahora.

La variación de la velocidad de combustión de la segunda etapa es con la masa del propulsante de la segunda etapa es mostrada en la figura No. 67 donde se observa una curva aplanada, sugiriendo que esta distribución de masas no es crítica, es mínimo cohete o para este cohete en particular. La distribución de masas, aquella al terminar la segunda etapa, la velocidad de combustión es como sigue:

**TABLA No.18**  
**MASAS PARA UN COHETE DE DOS ETAPAS**

	I ETAPA	II ETAPA
Mp1	2984	900
Ms	2371	1067
Mp	12645	1755
Mo	18000	2984

Notar que la carga útil de la primera etapa es igual a la masa de la segunda etapa en el momento de ignición de la segunda etapa. La velocidad de combustión de la segunda etapa es calculada desde la suma de los incrementos de velocidad de cada etapa:

$$V_{boII} = \Delta V_I + \Delta V_{II} - g\Delta t$$

Donde:

$\Delta t$ = Es el intervalo de tiempo en medio de la primera etapa de quemado y la ignición de la segunda etapa, el cual puede ser despreciado en los cálculos.

En la fig. No.67. Para un cohete de 2 etapas tenemos:

**TABLA No.19**  
**VALORES DE  $\pi$ ;  $\beta$  Y  $\Delta V$  PARA UN COHETE DE 2 ETAPAS**

	I ETAPA	II ETAPA
$\pi$	0.703	0.588
$\beta$	0.00573	0.0141 (1/S)
$\Delta V$	1987	2006 (m/s)
	$Vbo_{II} = 3993$ (m/s)	

Los incrementos de velocidad de las 2 etapas son casi idénticos. Ello puede ser explicado, son exactamente iguales, (propulsante/estructura) es el mismo para ambos etapas.

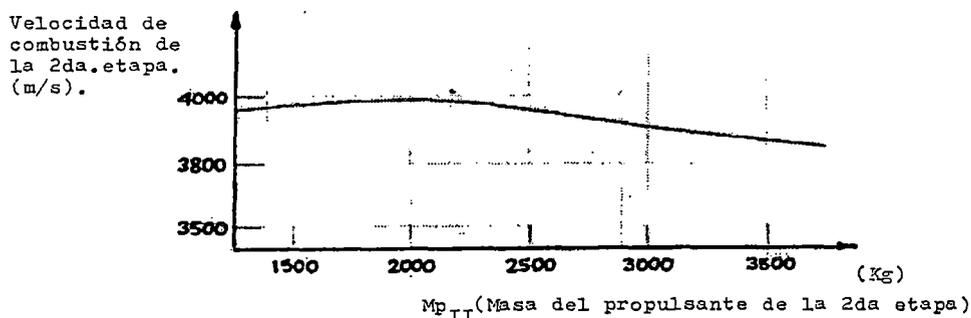
Un tratamiento más sofisticado de la distribución de masas en un cohete multietápico toma en cuenta el hecho aquel en que la masa del propulsante es proporcional al volumen del propulsante y por ende al cubo de alguna longitud representativa, mientras la masa estructural, es aproximadamente proporcional al área de la de la sección transversal de los miembros y por tanto al cuadrado de alguna longitud representativa. Consecuentemente:

$$\frac{M_p}{M_s} \approx L^3/L^2 \approx L \approx M_p/3$$

Para cuestiones de diseño, lo siguiente es razonable:

$$\frac{M_p}{M_s} = \frac{M_p^{1/3}}{6.5} \quad (2.204)$$

Donde:  $M_p$  está en kg



**Fig. No. 67**

**Variación de la velocidad de combustión de la segunda etapa**

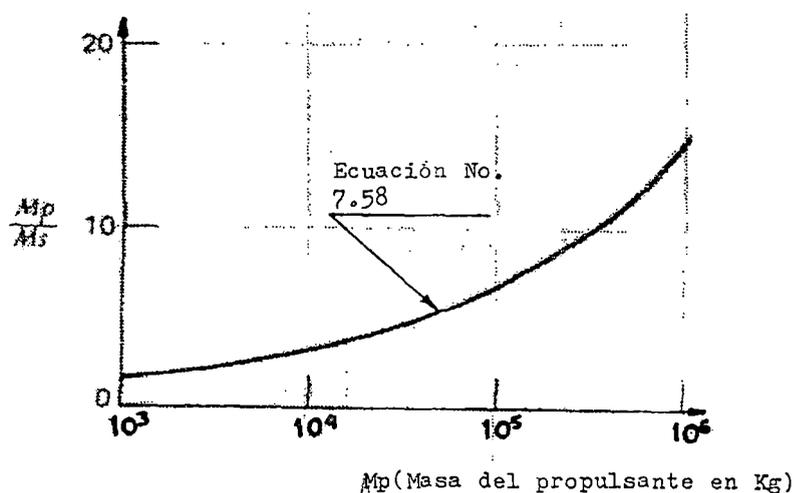


Fig. No. 68

### Variación de la relación (mp/ms) con la masa del propulsante (Mp)

En la fig. No .68 se gráfica la ecuación No.2.204, revela el adelanto de los cohetes largos, entonces la masa de la estructura requerida por la unidad de propulsante decrece cuando la masa se incrementa. Sin embargo el factor 6.5 en la ecuación No.2.204 no es firme, el valor propio depende del diseño del cohete, de su perfil y tamaño.

Cuando la ecuación No.2.204, se emplea para calcular la distribución de masas de un cohete multietápico, el procedimiento completo puede convertirse en un proceso demasiado complicado, mucho más que el ejemplo antes mencionado. Se debe efectuar pruebas y considerar un error aproximado para buscar una óptima distribución de masas.

Este breve examen de un cohete de 2 cohetes de 2 etapas se realizó ilustrado el incremento de la velocidad de combustión al finalizar el vuelo, en este caso, un incremento desde 2957 hasta 3993 m/s.

### 2.8.13 GRAVEDAD DE RETORNO Y ÓRBITAS CICULARES

En la práctica, para misiones de la tierra a la luna, el vehículo espacial debe realizar una órbita circular alrededor de la tierra. En el instante en que el vehículo pasa directamente por el otro lado de la tierra, la velocidad es elevada. El vehículo parte desde una órbita circular y viaja a la luna a través de una trayectoria semi-elíptica.

Este tipo de movimiento se denomina como una transferencia tipo "HOHMANN". Esto tiene la ventaja de aprovechar la velocidad tangencial de la

tierra, con una magnitud de 470 m/s en el ecuador. La fig. No. 69 nos muestra el esquema de la órbita circular y la transferencia semielíptica tipo Hohmann hacia la luna.

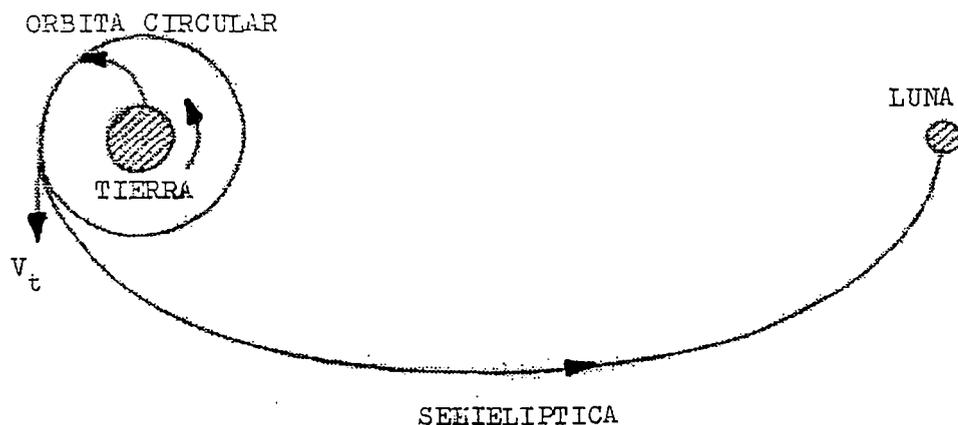


Fig. No .69.

### Transferencia tipo HOHMANN desde la tierra hacia la luna

Sin embargo la transferencia tipo Hohman generalmente requiere el mínimo consumo de energía, los cálculos son extremadamente más complicados que aquellos para la simple trayectoria de la línea recta discutidos anteriormente. La velocidad de la órbita ( $V_{co}$ ), y la altitud de la órbita sobre la superficie de la tierra ( $Z_{co}$ ), son descritos por:

$$V_{co} = R_e \times \left( \frac{g_0}{R_e + Z_{co}} \right)^{1/2} \quad (2.205)$$

El cual es obtenido por la ecuación de la atracción gravitacional terrestre, y la fuerza subiendo desde la aceleración centrípeta. Sin embargo, en orden a ubicar un vehículo en órbita circular, el cohete debe de realizar una vuelta de gravedad, como se ilustra en la fig. No .70 en vez de la aceleración de la ecuación No. 2.154, el movimiento durante la parte activa del vuelo es gobernando por:

$$M \frac{dV}{dt} = V_e \frac{dM}{dt} - M g_0 \times \cos \theta \quad (2.206)$$

Donde:

$\theta$  = es el ángulo entre la dirección de vuelo y la vertical

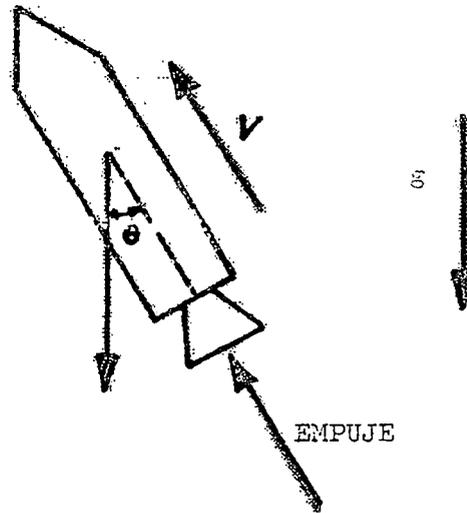


Fig. No.70

### Vuelo propulsado actuando la gravedad de retorno

El movimiento es ahora bi-dimENSIONAL, y la ecuación N°2.206, debe ser integrada numéricamente en ambas dimensiones, desde la variación del ángulo  $\Theta$  con la posición y/o tiempo, dato no conocido. EL mayor problema es decidir dónde va a empezar a actuar la gravedad de retorno durante la parte activa de vuelo en orden al deslizamiento dentro de una órbita circular con  $(V_{co})$  y  $(Z_{co})$ , valores estos que satisfacen la ecuación No.2.205, después de la combustión, el primer término de la ecuación No.2.206 cae fuera, pero el factor  $\text{Cos } \Theta$  persiste durante el periodo de vuelo por inercia (por deslizamiento).

#### 2.8.14 RESUMEN SOBRE LA GRAVEDAD DE RETORNO Y ÓRBITAS CIRCULARES

1. Durante el vuelo ascendente, el crecimiento en altitud y velocidad del cohete depende de:

- a)  $(g_0)$ = La aceleración gravitacional en la superficie del planeta local.
- b)  $(V_1)$ = La velocidad de salida (medida relativo al cohete), en la sección de salida de la tobera.
- c)  $(\pi)$ = La relación de la masa del propulsante a la masa total de la etapa, en la ignición.
- d)  $(\beta)$ = La relación de quemado de la masa.

2. La velocidad  $(V_1)$ , depende de los reactantes, de la mezcla de reactantes, de la presión en la cámara de combustión y de la geometría de la tobera.

3. Las relaciones grandes de quemado reducen la cantidad de energía gastada en el esfuerzo para llevar consigo el propulsante no quemado.

4. Las relaciones grandes de quemado producen grandes aceleraciones, para operaciones seguras las aceleraciones deben ser limitadas.

5. El problema de la determinación de la mínima masa de propulsante requerida para una Misión de la tierra a la luna puede ser estudiada en dos niveles de complejidad:

a) Un aterrizaje con estrellamiento

b) Un aterrizaje suave.

Y en otros dos nuevos subniveles:

c) Con tiempo de retardo de ignición cero entre las etapas.

d) Con tiempo de retardo de ignición finita entre etapas.

Y aun en dos nuevos subniveles:

e) Cuando la relación de masas: (propulsante/estructura), es igual para todas las etapas.

f) Cuando la relación de masas: (propulsante/estructura), se calcula de acuerdo a la ecuación No.2.204.

La misión puede ser realizada con cohetes de 1 o 2 etapas admitiendo que  $(V_e)$  asuma valores grandes y presentando valores inalcanzables.

Un hecho interesante en el problema que nos guía la búsqueda del propulsante mínimo es el hecho de que la lógica no es muy clara..

## 2.9 COHETES DE COMBUSTIBLE SOLIDO

### 2.9.1 COMBUSTIBLES SOLIDOS Y POLVORAS - INTRODUCCION

En este punto se examinan los siguientes aspectos de la combustión de los combustibles sólidos y pólvoras:

-La temperatura de la llama adiabática.

-Los combustibles sólidos como propulsores de cohetes.

-Las pólvoras como propulsores:

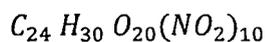
Las pólvoras y combustibles sólidos en forma de polvo fundido, pueden descomponerse de tres maneras: La combustión ocurrirá cuando esto se queman en presencia del aire. La mayoría de las pólvoras se queman tranquilamente, con poca llama y humos. Cuando son quemados en un espacio confinado, en ausencia de oxígeno el quemado es explosivo. La descomposición tiene lugar en la superficie de los granos de la pólvora, la capa de descomposición se mueve a alguna velocidad a través del recorrido dentro del cuerpo de la pólvora. El polvo fundido se comportara de manera similar. La presión en el recipiente crece rápidamente causando un efecto explosivo. La detonación es más rápida que la explosión, tanto como la explosión es más rápida que la combustión. La detonación es violenta, la masa total de la pólvora se descompone casi instantáneamente.

La explosión ocurre en motores cohete y en los cañones de los fusiles. La detonación es esencial para propósitos de explosión. En cañones la detonación romperá la cámara de la pólvora.

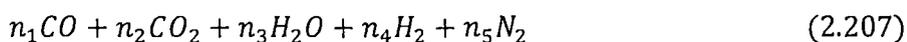
Las pólvoras y los combustibles sólidos fundidos pueden producir una presión muy alta en virtud de su gran densidad, comparado con los reactantes gaseosos.

### 2.9.2. LA TEMPERATURA DE LA LLAMA ADIABATICA

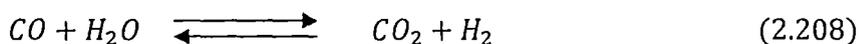
Para describir la rutina que se puede emplear para calcular la temperatura en los productos gaseosos, que siguen a una combustión adiabática de una pólvora en un espacio confinado, examinaremos lo que ocurre cuando se quema la celulosa decanitrato:



Nótese primeramente que: 63 átomos de oxígenos pueden requerirse para oxidar todo el carbón e hidrogeno, para obtener  $CO_2$  Y  $H_2O$ , pero solamente se dispone de 40 átomos de oxígeno. En vista de esta deficiencia, el producto de la mezcla de gases puede ser representado con exactitud por:



Y el equilibrio químico se mantiene por la reacción 1 llamada "GAS DE AGUA"



Para un volumen constante de combustión adiabática, la ecuación de energía para la temperatura (T) de la llama es:

$$U_{pólvora} = U_p(T) \quad (2.209)$$

Debido a la alta densidad de la pólvora que se asumió era de 1 gr/cm<sup>3</sup>, a menos que se especifique de otra manera, comparado con el aire, la masa del aire en los reactantes debe ser ignorada. A la energía interna de la pólvora puede ser asignada a un número consiste con los valores para los gases de las tablas, usando la definición termodinámica para el calor estándar de formación para la celulosa decanitrato.

$$\Delta h_f^\circ = (h_{pólvora} - 24h_c - 15h_{H_2} - 20h_{C_2} - 5h_{N_2})_{298} \quad (2.210)$$

De tablas:

$$\Delta h_f^\circ = -2,803.000 \text{ KJ/Kmol}$$

Insertando el valor de la entalpia apropiada en la ecuación (2.210)

$$h_{pólvora} (298) = 11,226.000 \text{ KJ/Kmol.}$$

Para los sólidos:  $u = h$ , porque los términos (pv) son pequeños, de aquí que la ecuación de la energía:

$$11226000 = U_p(T) \quad (2.211)$$

Puede remplazar a la ecuación (2.209). Para el número de moles que ocurre en la energía interna de la mezcla de productos, tenemos 5 ecuaciones:

$$n_1 + 2n_2 + n_4 = 40$$

$$n_1 + n_2 = 24$$

$$n_1 + n_4 = 15$$

$$n_5 = 5$$

$$K = \frac{n_2 \times n_3}{n_1 \times n_4} \quad (2.212)$$

Las tablas dan la ecuación que aseguran un valor para k para una (T) asumida. Eliminando tres de los cuatro números de los moles desconocidos por sustitución en la ecuación de acción de masas, resulta una ecuación simple cuadrática, y el cálculo de la composición de equilibrio es simple. Nótese que el número de los moles total (N) será.

$$N = n_1 + n_2 + n_3 + n_4 + n_5 = 24 + 15 + 5 = 44$$

Es constante, independiente de la composición. También la composición es independiente de la presión, puesto que la (p).no. ocurre en la ecuaciones (2.212).El número total de moles es constante porque no hay cambio en el número de moles en la ecuación (2.208). Resolviendo la ecuación la ecuación (2,209) por el esquema que alcanza un intervalo medio, discutido en el apéndice, la temperatura de la llama es 3225k y las fracciones morales son:

$$X_{C_0} = 0.420$$

$$X_{C_{O_2}} = 0.126$$

$$X_{H_2} = 0.103$$

$$X_{H_2O} = 0.238$$

$$X_{N_2} = \frac{0.114}{1.001}$$

La presión total correspondiente se puede estimar a partir de la ecuación ideal de los gases:

$$P = \frac{NRT}{V}$$

Suponiendo que se quema 1 mol de pólvora, entonces N es igual a 44 moles, la masa de la pólvora es 1098 gramos y ocupa un volumen de 1098 cm<sup>3</sup> suponiendo que la pólvora ocupa 1/10 del volumen del recipiente antes de la ignición (considerando como una carga de 0.1), entonces el volumen del recipiente será:

$$V = 10 \times 1098 = 10980 \text{ cm}^3 \text{ y}$$

$$P = 1060 \text{ atm, usamos:}$$

$$R = 82.057 \frac{\text{cm}^3 \text{ atm}}{\text{molK}}$$

Esa presión predicha es suficientemente alta para garantizar un cálculo alternativo usando la ecuación de co-volumen:

$$P = \frac{RT}{v - b} \quad (2.213)$$

Donde: v = es el volumen por el mol

$$v = \frac{V}{N} = \frac{10980}{44} = 250 \frac{\text{cm}^3}{\text{mezcla de mol}}$$

El valor de (b) puede ser aproximado pesando los (bi) para cada gas por su fracción molar:

$$b = \sum X_i b_i \quad (2.214)$$

Tomando los valores de ( $b_i$ ) del apéndice:

**TABLA No. 20**  
**FRACCIONES MOLARES DE ALGUNOS GASES**

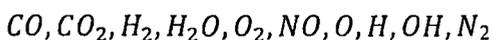
GAS	$b_i(\text{cm}^3/\text{mol})$	$x_i$	$x_i b_i$
CO	31	0.420	13.02
CO <sub>2</sub>	31.3	0.126	3.94
H <sub>2</sub>	21.7	0.103	2.24
H <sub>2</sub> O	18.7	0.238	4.45
N <sub>2</sub>	30	0.114	3.42

$$\text{Total} = 27.1 \frac{\text{cm}^3}{\text{mezcla de mol}}$$

$$y: P = 1060(\text{atm}) \times \left( \frac{250}{250-27.1} \right)$$

$$P = 1190 \text{ atm.}$$

Presumiblemente este segundo valor es mejor aproximación que el número anterior si se repite el cálculo de la temperatura de la llama para una mezcla totalmente disociada que contienen:



La nueva temperatura se encontrara dentro de uno por ciento (1%) de 3225) °K. La razón para coincidencia es el efecto de inhibición de una alta presión en las reacciones de disociación.

Cuando la cantidad de oxígeno en la molécula de pólvora alcanza, o excede la cantidad requerida para oxidar completamente todo el C y el H a CO<sub>2</sub> y H<sub>2</sub>O el producto de la mezcla de gases puede ser representado para las siguientes especies: CO, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>

El método descrito para la celulosa decanitrato puede ser aplicado a cualquier pólvora para la cual se conoce el calor de formación.

### 2.9.3 COMBUSTIBLES SOLIDOS COMO PROPULSANTES DE COHETES

Las pólvoras, fundidas, dentro de una vaina sólida, son empleados como combustibles de cohetes. Al igual que los combustibles, líquidos, la descomposición produce una mezcla gaseosa a alta presión y temperatura, el cual desarrolla una fuerza de reacción de empuje que fluye a través de una tobera convergente- divergente. Hay una diferencia significativa entre los combustibles líquidos y sólidos que son usados en cohetes. En motores cohete de combustible líquido la velocidad del flujo de gas a través de la tobera está controlado por la velocidad a la cual el combustible y el oxígeno son bombeados dentro de la cámara de combustión (uno de los mayores problemas en el diseño de motores cohete de combustible líquido es hermanar la relación de quemado y las relaciones de bombeo. Este problema no ha sido discutido, porque su solución conduce al análisis dentro del campo de la cinética de reacción). En un motor cohete de combustible sólido, la velocidad de la descomposición depende de la composición del combustible, la geometría del molde y la presión y temperatura prevista en la cámara de combustión.

La fig.Nº71., Ilustra un motor cohete de combustible sólido con el combustible moldeado dentro de un cilindro, el cual se quema como si fuera un cigarrillo cuando se prende sobre la cara totalmente expuesta.

Examinando la performance de un motor debemos considerar dos velocidades de flujo:  $m_g$ , la relación de la masa de flujo de gas continuo a través de la tobera, y  $m_d$ , la relación de la masa de la descomposición del combustible. De la ecuación (2.182), tenemos:

$$\dot{m}_g = \Gamma A_t p_c \sqrt{\frac{MW}{RT_c}} \quad (2.215)$$

Donde:

$A_t$  = Área de la sección transversal en la garganta de la tobera.

$MW$  = Peso molecular de los gases.

$T_c$  = Temperatura de la cámara de combustión.

$\Gamma$  = Función de la relación del calor específico del gas (ver ecuación 2.182).

$p_c$  = Presión en la cámara de combustión.

Como descubrimos en la sección previa,  $T_c$  no está influenciada por  $p_c$ , para combustibles con deficiencias de oxígeno. Consecuentemente si se asume que  $T_c$  es virtualmente constante, entonces la relación del flujo de masa, en la parte de la tobera del motor es directamente proporcional a la presión, (la ecuación 2.215) se aplica al sistema de flujos que alcanzan la velocidad acústica en alguna sección  $A_t$ , lo cual es cierto para motores de combustible sólido).

La relación de descomposición de masa puede formularse como:

$$\dot{m}_d = \rho A v_s \quad (2.216)$$

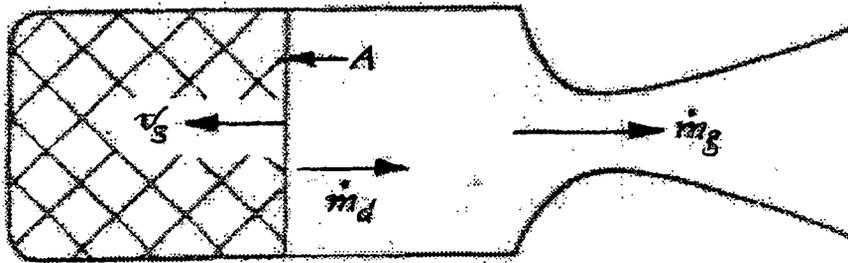


Fig. No. 71

### Cohete de combustible sólido

Donde:

$\rho$  = Densidad del combustible fundido.

$A$  = Superficie sobre la cual la composición tiene lugar.

$v_s$  = Relación (cm/s, por ejemplo), a la cual la zona de descomposición se mueve dentro del combustible moldeado, en el dirección normal a  $A$ .

Se encontró experimentalmente la relación de regresión superficial ( $v_s$ ), para correlacionarlo con la presión de la cámara de acuerdo a:

$$v_s = a p_c^n \quad (2.217)$$

Donde:

$a, n$  = Son aproximada constantes, sus magnitudes son fijadas por la composición del combustible y por consiguiente pueden ser ajustados alterando los ingredientes totales como: Pólvora, ligante, aditivos, etc. que van dentro de la masa fundida.

Claramente para la operación de un motor cohete estable debemos tener que:

$$\dot{m}_g = \dot{m}_d \quad (2.218)$$

La Fig. N°.72., ilustra dos posibilidades que pueden surgir. En la fig.No.72.a, la operación es inestable si  $n > 1$  en la ecuación (2.217). Si la presión se eleva por encima del valor asociado con la intersección, que es el punto de operación deseado, la relación descomposición se incrementara más rápidamente que la velocidad que la velocidad del flujo del gas y el motor (teóricamente) explotara. Por otro lado en la figura No.72a, si la presión descende de bajo de la intersección, el resultado será un decremento estable en la velocidad de descomposición y la reacción superficial (teóricamente) cesar. Cada  $n < 1$  como en la Fig.No.72b., la operación será estable.

La manufactura de combustible de pólvora solida moldeada es un gran sub-tecnología. Los propelentes pueden ser producidos con ( $n$ ) valores que cubren el rango de 0.2 a 0.7 y con velocidades de regresión superficial que pueden variar ampliamente, para la mayoría de cohetes ( $v_s$ ) cae en el rango de 0.25 a 1.5 m/s.

Los combustibles sólidos tiene algunas ventaja distintiva cuando se les compra con combustibles criogénicos, tales como oxígeno líquido e hidrógeno líquido. La facilidad de almacenaje por largos periodos es una ventaja obvia, mientras que los combustibles líquidos son bombeados a velocidades estables y por consiguiente produce empuje constante, las pólvoras pueden ser moldeados a una variedad de formas, tal que la superficie del combustible que se descompone, ( $A$ ) en la ecuación (2.218), no es necesariamente constante, pero puede cambiar con el tiempo en algún aspecto predeterminado.

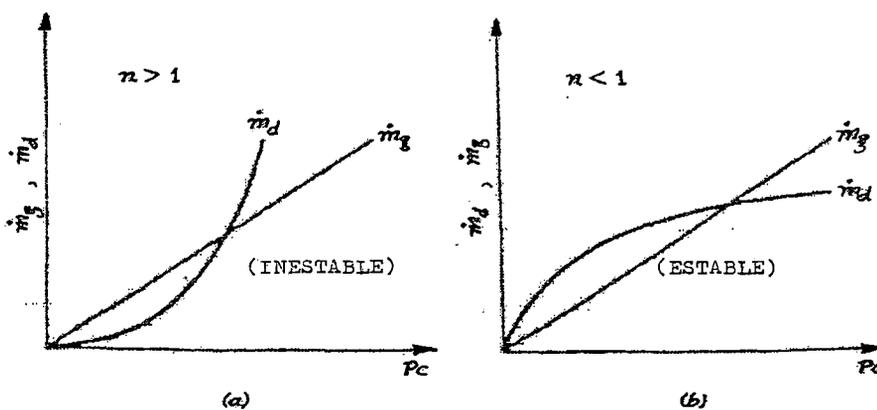


Fig.No.72.

**Cohete de combustible sólido (mostrando el comportamiento de un motor estable e inestable, dependiendo del valor de  $n$ , en la ecuación (2.219))**

La fig.No.73 es un ejemplo, cuando el combustible moldeado está en un cilindro profundo, y la superficie de descomposición se extiende sobre la superficie más interna según se indicó. (A), se incrementara con el tiempo así como el empuje. Se disponen de una variedad de perfiles (empuje-tiempo), sin embargo para alcanzarlos el área superficial propuesta debe ser encendida rápida y exactamente, (de lo contrario no se garantiza los cálculos).

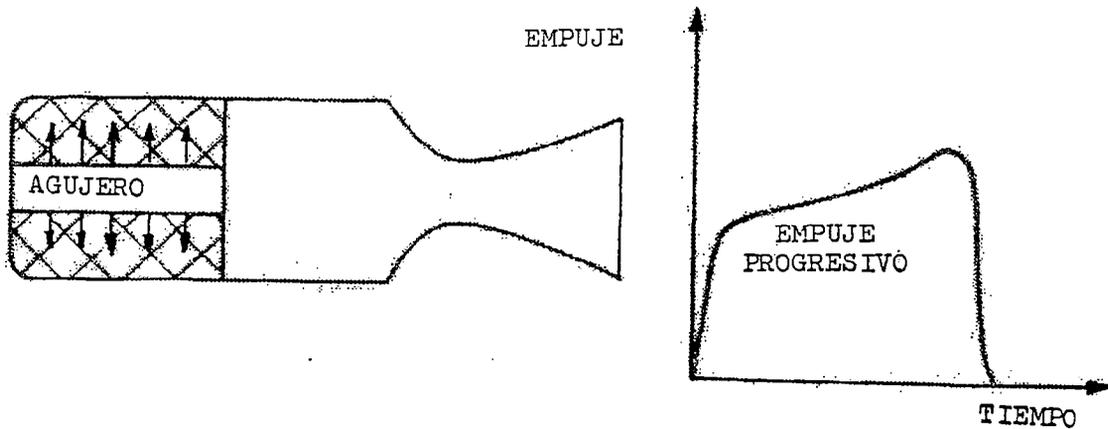


Fig.No.73

#### Motor cohete de combustible sólido, y su curva (empuje-tiempo) asociado

#### 2.9.4 POLVORA COMO PROPULSANTES

Las pólvoras han sido usadas durante centurias para propulsar proyectiles de cañones y fusiles. La larga historia no ha eliminado la necesidad de información empírica sobre las características de descomposición de una pólvora, cuando las predicciones exactas sobre la trayectoria de vuelo del misil hacia el objetivo no se cumplen exactamente. La balística interna es concertada con el movimiento de un proyectil según se mueva en el tubo del cañón, aquí examinaron el problema son simplificaciones.

Un proyectil se mueve bajo la acción de presión en su superficie y las fuerzas que actúan entre el proyectil y el tubo del cañón. Consideremos primeramente la presión que los gases producen por descomposición de la pólvora expulsada. En la Fig. No 74.a., una partícula de gas con masa ( $m$ ) y velocidad( $c$ ), se mueve hacia un pistón estacionarlo con superficie ( $A$ ), a una distancia ( $l$ ) desde la parte final del cilindro. Si la colisión con el pistón es perfectamente elástica, el cambio de momentum de la partícula será:  $2mc$ .

Si hubiera  $N$  partículas en el cilindro, entonces podemos asumir que una tercera parte se mueve normalmente hacia el pistón, esto es, no hay dirección preferida, una circunstancia sustentada por la observación es que la presión en la superficie interna entre el cilindro y el

pistón es uniforme en todas partes. El número de partículas que colisionan con el pistón estacionario por unidad de tiempo es:

$$\frac{N}{3} \times \frac{c}{2L}$$

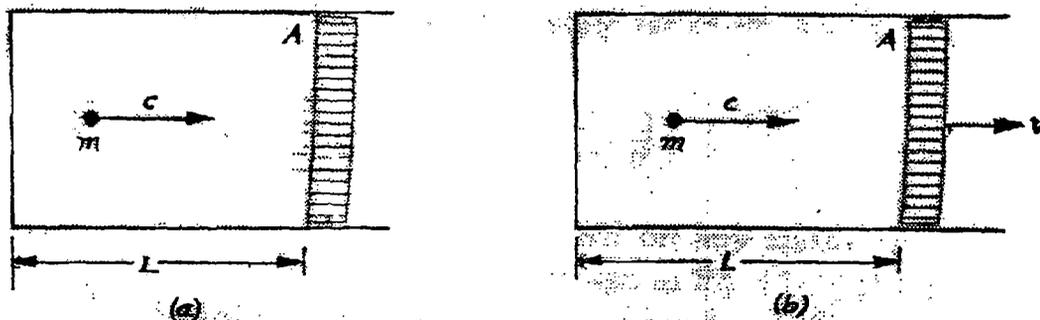


Fig.No.74 a) Pistón estacionario

b) Pistón en movimiento

Tal que el cambio de momentum en el gas por unidad de tiempo es:

$$\frac{1}{3} N m c^2 \frac{1}{L} \quad (2.219)$$

Esta es también la fuerza que ejerce el gas sobre el pistón, dividido por el área A. Tenemos a la vez la presión ejercida por el gas sobre el pistón:

$$P = \frac{1}{3} \frac{N m c^2}{V} \quad (2.220)$$

Donde:

$V = A \cdot L$  = Es el volumen del cilindro. La ecuación (2.220), se puede considerar un triunfo de la teoría cinética.

Puesto que:  $PV = NRT$ , la velocidad de la partículas se puede encontrar de:

$$c = \sqrt{3 \frac{RT}{MW}}$$

Donde:

R= Es la constante universal de los gases=8.314KJ/kmol.K.

MW= Es el peso molecular del gas.

Entonces:

$$c = 158 \sqrt{\frac{T}{MW}} \left(\frac{m}{s}\right) \quad (T \text{ en } K) \quad (2.221)$$

a 3000 °K, por ejemplo las velocidades son:

**TABLA No. 21**

**PESO MOLECULAR Y VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN PARA ALGUNOS GASES**

GAS	MW	c (m/s)
$H_2$	2	6000
$H_2O$	18	2000
$CO$	28	1600
$CO_2$	44	1300

En Una mezcla de gases como todas las partículas están a la misma temperatura, entonces la ecuación (2.221) se aplica para cada gas .Consideremos ahora la fig. No.74b., una situación diferente donde el pistón se mueve hacia derecha con velocidad (v).El análisis que aquí damos debe ser revisado minuciosidad. Primero examinemos el cambio de momentum que resulta de la colisión de un partículas con masa (m) que se mueve con velocidad (c) normal al pistón medido con respecto a la pared del cilindro. Para un observador que se mueve con el pistón esa partícula parece que se aproxima con velocidad (c-v) y revota con la misma velocidad, puesto que la colisión es elástica. El observador registra para cada colisión el colisión el cambio de momentum:

$$2m(c - v) \quad (2.222)$$

Para un observador estacionarlo, la partícula parece aproximarse al pistón con velocidad (v) y puesto que ambos observadores deben reportar el mismo cambio de momentum, en la carcasa estacionaria de referencia, la partícula rebota con velocidad (c-2v). Puesto que el pistón está en movimiento hay una transferencia de trabajo entre el gas y el pistón y un cambio de

energía del gas. La energía del gas es totalmente cinética. Como se vio anteriormente el número de partículas que colisionan con el pistón en movimiento en el intervalo de tiempo (dt) es:

$$\frac{N}{3} \times \frac{c}{2L} dt$$

y en ese intervalo de tiempo:

$$\text{Decrecimiento de la energía cinética} = \frac{N}{3} \times \frac{c}{2L} \frac{m}{2} [c^2 - (c - 2v)^2] dt$$

$$\text{Decrecimiento de la energía cinética} = \frac{1}{3} N m c^2 \frac{v}{L} \left(1 - \frac{v}{c}\right) \quad (2.222_a)$$

El trabajo hecho por el gas sobre el pistón, w, durante el intervalo de tiempo ( dt ) es:

$$W = p \times A \times v \times dt \quad (2.223)$$

Donde:

$p$  = presión que el gas ejerce sobre el pistón.

Igualando el decrecimiento de la energía cinética con la transferencia de trabajo, usando la ecuación (2.220), tenemos:

$$p = P \left(1 - \frac{v}{c}\right) \quad (2.224)$$

Aquí:

$P$  = Es la presión estática que debería ser registrada en cualquier superficie estacionaria (donde el pistón se mueve hacia dentro, el signo de la ecuación (2.224) cambia de menos a más), puesto que la velocidad en la boca del tubo en revólveres y cañones puede ser del orden de 1000 m/s, el factor de corrección (v/s) puede ser sustancial y debe entrar en un cuidadoso análisis del movimiento del proyectil en el del cañón.

Como ejemplo ilustrativo si se das siguiente condiciones:

Masa de la bala = 43.5 gr.

Masa de la pólvora = 12.9 gr.

Longitud del tubo del cañón = 0.762m.

Sección transversal del área del cañón = 3.22 cm<sup>2</sup>.

La pólvora es decanitrato de celulosa, según la sección 2.9.2. En rifles reales el cañón contiene una ranura helicoidal interna que le da giro y estabiliza el comportamiento del proyectil durante el vuelo libre, después que este abandona el cañón, se requiere de una fuerza  $F$  para arrancar el movimiento de la bala, y se necesita una fuerza algo menor  $F'$  para vencer la fricción entre la bala y el cañón. Estos ítems serán ignorados.

Para completar el esquema del problema necesitamos especificar el factor de carga ( $\Delta$ ):

$$\Delta = \frac{\text{Volumen inicial de la pólvora}}{\text{Volumen de la cámara de la pólvora}}$$

Y debemos especificar de alguna manera la característica del quemado de la pólvora. Se puede escoger el factor de carga entre 0 y 1. Puesto que la masa de la pólvora es fija al igual que su volumen, así el ( $\Delta$ ) fija el volumen de la cámara de la pólvora. Durante el movimiento en cualquier instante, la presión estática detrás de la bala se calcula a través de la ecuación:

$$P = \frac{RT}{\frac{V}{N} - b} \quad (2.225)$$

En la cual:

$V$  = volumen ocupado por los gases de la pólvora.

$V$  = volumen de la cámara de la pólvora + volumen del cañón detrás de la bala – volumen de la Pólvora aun no quemada.

$N$  = Numero de moles del gas.

$b$  = Co-volumen (según la ecuación (2.214)).

Al igual que las características de quemado de la pólvora, la disposición más simple es asumir que  $n=0$ , en la ecuación (2.217), con ( $a$ ) en esa ecuación constante; la relación de quemado será constante. Sin embargo podemos imaginar que la relación de quemado es susceptible de manipuleo. Una pólvora finamente dividida con una relación grande de área superficial/volumen, puede esperarse que se quemé más rápidamente que la misma pólvora con una relación menor.

La Fig. No. 75. Ilustra las variaciones en el tiempo para la presión estática P, la relación de presiones:  $p/P$  (2.224), la velocidad de la bala ( $v$ ) para  $\Delta = 0.6$ , y un tiempo de quemado total de 1/1000 segundos.

La velocidad en la boca del cañón es alrededor de 800 m/s. La forma en que P emerge con el tiempo es característica de los cálculos balísticos internos. La forma de la curva cambiara si la relación de quemado es una función de P. El cálculo procede de dividir el tiempo de quemado en un numero de intervalos de igual tamaño (el efecto de los intervalos iguales sobre los resultados necesitan ser investigado).

Durante el periodo de quemado la presión estática P cambiara según el resultado del quemado y del movimiento de la bala, los cálculos muestran algún aspecto de quemado progresivo discutido anteriormente, excepto que para un motor la posición del pistón es función del tiempo, mientras que un revolver el objetivo es determinar la posición de la bala en función del tiempo. Con la bala momentáneamente estacionaria la ecuación de la energía será:

$$U_p(T) - U_p(T + \Delta T) = Q \quad (2.226)$$

Donde:

$U_p$  = Denota la energía interna de los gases de combustión

$Q$  = Energía extraída (relevada)

$$Q = f \times M_p \times U_{Pólvara} \quad (2.227)$$

Donde: f denota la fracción de la masa de la pólvora inicial  $M_p$ , el cual se quema en el intervalo de tiempo  $\Delta t$ , produciendo un cambio de temperatura  $\Delta T$ , cuando el proyectil se mueve, la ecuación de la energía será:

$$U_p(T) - U_p(T + \Delta T) = p \times A \times v \times \Delta t \quad (2.228)$$

Como (p) calculado desde la ecuación (2.224), ( $v$ ) denota la velocidad de la bala y ( $A$ ) denota la sección transversal del área del tubo del cañón. Nótese que en la ecuación (2.226), los términos de energía están asociados con las masas diferentes del gas, mientras que en la ecuación (2.228), la masa del gas es idéntica para ambos términos. Para un tubo de cañón horizontal, el cambio de velocidad de la bala se deriva de:

$$M_b \Delta v = (p - p_{atm}) A \Delta t \quad (2.229)$$

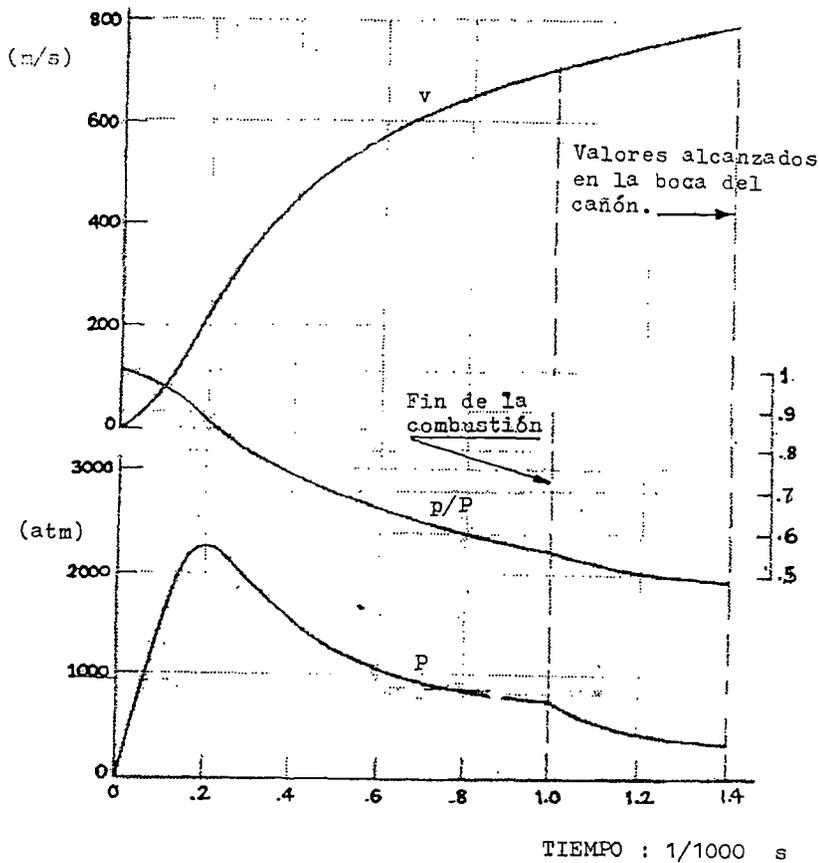


Fig. No. 75

### Cálculos del disparo de un cañón, $D = 0.6$ , Tiempo de quemado 1/1000 segundos

Donde:  $P_{atm}$  denota la presión ambiental, y  $M_b$  denota la masa de la bala. Nótese que el gas no se expande isoentrópicamente cuando la bala se mueve. Esta es una consecuencia de la ecuación (2.224). Cuando un gas es comprimido y luego expandido a su volumen original por un pistón que se mueve a una velocidad infinita, el trabajo requerido para la compresión no se recupera durante la expansión, y el gas es más caliente al final del golpe de la expansión. El gas no realiza un ciclo.

El factor de carga puede ser alterado, para una masa de pólvora fija, cambiando el volumen de la cámara de pólvora. El tiempo de quemado puede ser alterado para la misma pólvora cambiando el tamaño de los granos de la pólvora. Los efectos separados de esos parámetros sobre la variación de la presión estática con el tiempo se ilustra en la figuras No. 76 y 77. Las curvas están diseñadas solamente para el periodo de quemado.

Incluyendo el  $C_o$  - Volumen, el factor (b) incrementa la presión estática calculada, como en la ecuación (2.225), mientras que la inclusión de la velocidad decrece la presión (p), que actúa

sobre el pistón como en la ecuación (2.224), los efectos de esta última son más grandes que los del primero, como indican los números de la tabla No. 22.

Las velocidades en la boca del cañón en la primera columna están basados en la presión estática, calculado a partir de la ecuación ideal de los gases:  $PV = NRT$ , que actúa para mover la bala. En la segunda columna están incluidas, el factor de co-volumen y la corrección de la velocidad de la bala.

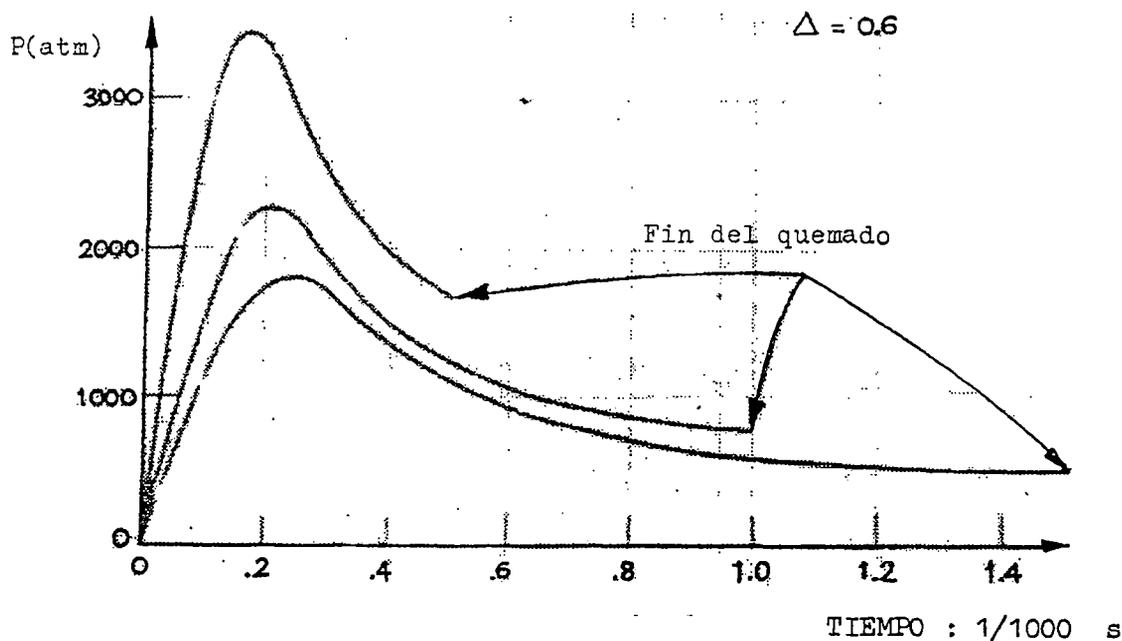


Fig. No. 76

Efecto del tiempo de quemado sobre la presión estática (p)

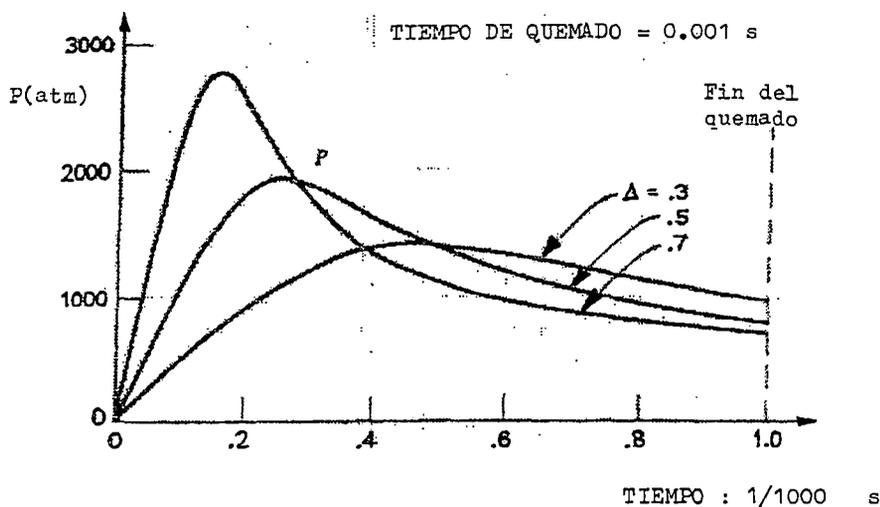


Fig. No. 77

Efecto del factor de carga sobre la presión estática (p)

**TABLA No. 22**  
**COMPARACIÓN DE LOS CÁLCULOS DE LA VELOCIDAD EN LA BOCA DEL**  
**CAÑÓN (m/s) FACTOR DE CARGA = 0.6**

Tiempo de quemado (segundos)	Ignorando el co- volumen y la velocidad de la bala	Incluyendo el co- volumen y la velocidad de la bala
0.0005	1030	856
0.00075	977	822
0.001	929	789
0.00125	884	758
0.0015	842	713

La Tabla No. 23, ilustra como la carga y el tiempo de quemado se combinan para producir diferentes velocidades en la boca del cañón y picos de presión. En cuanto se incrementa el tiempo de quemado, tanto la velocidad de la boca del cañón y el pico de presión, disminuyen para todos los factores de carga. De otro lado para un tiempo de quemado dado, la velocidad en la boca del cañón muestra un máximo, mientras que el pico de presión se incrementa lentamente con el incremento del factor de carga.

Un tiempo de quemado corto y una carga grande producirá la más alta velocidad en la boca del cañón, pero el precio que se paga es el alto pico de presión, con la posibilidad de daño al tubo del cañón y a la cámara de la pólvora.

### CAPÍTULO III

#### DISEÑO DE UN MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR LÍQUIDO

##### 3.1 DISEÑO DE UN COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO MONOPROPULSANTE (A BASE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO):

El presente diseño se basa en la descomposición del peróxido de hidrógeno  $H_2O_2$  concentrado (al 95% + 5% de agua) ,en oxígeno ( $O_2$ ) y vapor de agua sobrecalentado (a 972 °C) con la ayuda de un catalizador (dióxido de manganeso en pellets) los productos de la descomposición se expansionan en una tobera convergente-divergente y proporcionan el empuje necesario para que el cohete sea disparado desde su rampa de lanzamiento, para presurizar el peróxido de hidrógeno se utiliza un tanque de gas inerte (Nitrógeno a 200 bar) de presión con un reductor de presión de 200 bar a 25 bar.

DATOS INICIALES:

- Empuje esperado = 400 Kg.
- Tiempo de descomposición estimado = 36 segundos.
- Carga útil estimada = 20 Kg.
- Impulso específico = 120 kg.s/kg (probado experimentalmente)

##### 3.1.1 Flujo de masa necesario ( $G_\Sigma$ ):

$$G_\Sigma = \frac{E}{I_e} = \frac{400 \text{ Kg}}{120 \text{ Kg.s/Kg}} = 3.33 \text{ kg/s}$$

##### 3.1.2 Velocidad real de los gases a la salida ( $V_e$ ):

$$V_e = \frac{E \times G}{G_\Sigma} = \frac{400 \text{ Kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2}{120 \text{ Kg.s/Kg}} = 1178.38 \text{ m/s}$$

##### 3.1.3 Relación de presión de salida a la presión de ingreso ( $p_s/p_o$ ):

$$\frac{p_s}{p_o} = \frac{1 \text{ bar}}{20 \text{ bar}} = 0.05$$

De las tablas de relaciones isoentrópicas unidimensionales tenemos:

M	A/A*	p/po	$\rho/\rho_0$	T/To
2.6	2.9	0.05	0.118	0.425

### 3.1.4 Número de Mach teórico a la salida (Ms) :

$$M_s = 2.6$$

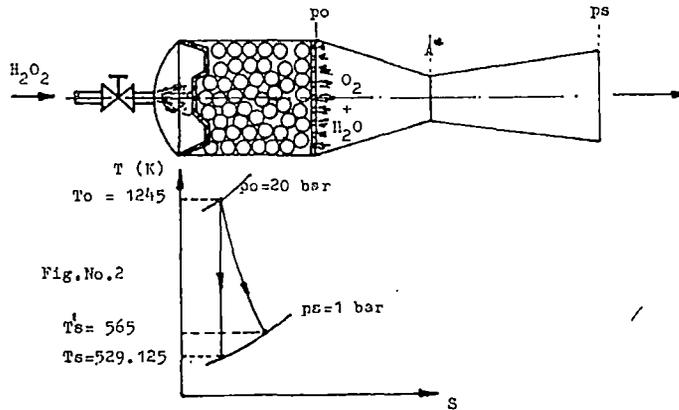


Fig. No. 78

Esquema del vaporizador con la tobera convergente-divergente y la expansión de los gases en el diagrama T-S

### 3.1.5 Temperatura teórica de los gases a la salida (Ts):

$$\frac{T_s}{T_o} = 0.425 \rightarrow T_s = 0.425 \times T_o = 0.425 \times 1245 = 529.125 \text{ K} = 256.125 \text{ }^\circ\text{C}$$

### 3.1.6 Velocidad teórica de los gases a la salida (Ws):

$$W_s = \sqrt{2 \times C_p (T_o - T_s)} = \sqrt{2 \times 1003.5 \times (1245 - 529.125)} = 1198.65 \text{ m/s}$$

### 3.1.7 Temperatura real de los gases a la salida (Ts'):

Eficiencia de expansión de la tobera:  $n_{exp} = 0.95$  (asumido)

$$n_{exp} = \frac{T_o - T_s'}{T_o - T_s} \rightarrow (T_o - T_s') = n_{exp} (T_o - T_s)$$

$$T_s' = T_o - n_{exp} (T_o - T_s) = 1245 - 0.95(1245 - 529.125) = 564.91875 \text{ K}$$

TABLA No. 23

**COMBINACIONES DE TIEMPO DE QUEMADO Y CARGA PARA OBTENER  
DIFERENTES VELOCIDADES Y PICOS DE PRESIÓN**

Tiempo de Quemado (segundos)	Carga ( $\Delta$ )				
	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
0.0005	813 (1) (2204) (2)	833 (2574)	846 (2981)	854 (3483)	857 (4133)
0.00075	791 (1684)	806 (1974)	815 (2303)	818 (2696)	821 (3224)
0.001	771 (1403)	782 (1649)	788 (1925)	789 (2282)	787 (2774)
0.00125	746 (1213)	757 (1427)	760 (1665)	759 (1960)	756 (2396)
0.0015	724 (1078)	732 (1513)	732 (1513)	730 (1807)	726 (2160)

(1) Velocidad en la boca del cañón en metros por segundos.

(2) Pico de presión en atmósferas.

$$T_{s'} = 565 \text{ K}$$

### 3.1.8 Velocidad real de los gases a la salida ( $W_{s1}$ ) :

$$W_{s'} = \sqrt{2 \times C_p (T_o - T_{s'})} = \sqrt{2 \times 1003.5 (1245 - 565)} = 1168.23 \text{ m/s}$$

### 3.1.9 Gasto másico por la tobera ( $G_{\Sigma}$ ):

$$G_{\Sigma} = \frac{E}{I_e} = 3.33 \text{ Kg/s} \quad (\text{Ya fue calculado anteriormente})$$

### 3.1.10 Empuje del motor cohete (E) :

$$E = \frac{G_{\Sigma}}{g} \times W_{s'} = \frac{3.33 \text{ Kg/s}}{9.81 \text{ m/s}^2} \times 1168.23 \text{ m/s} = 396.56 \text{ Kg}$$

### 3.1.11 Impulso específico ( $I_e$ ):

$$I_e = \frac{E}{G_{\Sigma}} = \frac{396.56 \text{ Kg}}{3.33 \text{ kg/s}} \times 119.09 \frac{\text{kg} \times \text{s}}{\text{s}}$$

### 3.1.12 Gasto específico de combustible ( $G_e$ )

$$G_e = \frac{G_{\Sigma} \times 3600}{E} = \frac{3600}{I_e} = \frac{3600}{119.09} = 30.23 \frac{\text{Kg}}{\text{Kg} \times \text{s}}$$

### 3.1.13 Relación peróxido de hidrógeno( $H_2O_2$ )/ nitrógeno ( $N_2$ ), $r_{(H_2O_2/N_2)}$

$$r_{\left(\frac{H_2O_2}{N_2}\right)} = \frac{V_{(H_2O_2)}}{V_{(N_2)}} = \frac{m_{(H_2O_2)}}{m_{(N_2)}} = 2.7 \quad (\text{Probado experimentalmente})$$

### 3.1.14 Tiempo de "combustión" (descomposición) esperado ( $t_c$ )

$$T_c = 36 \text{ s (dato inicial)}$$

### 3.1.15 Masa total de propulsante (Mp):

$$Mp = m_{(H_2O_2)} + m_{(N_2)} = t_c \times G_S = 36 \text{ s} \times 3.33 \text{ Kg/s} = 120 \text{ Kg}$$

### 3.1.16 Masa del peróxido de hidrógeno ( $m_{(H_2O_2)}$ ):

$$m_{(H_2O_2)} = 2.7 \times m_{(N_2)} \dots \dots (1)$$

Además

$$m_{(H_2O_2)} + m_{(N_2)} = 120 \text{ Kg} \dots \dots (2)$$

Remplazando la ecuación (1) en la ecuación (2):

$$2.7 \times m_{(N_2)} + m_{(N_2)} = 120 \text{ Kg}$$

$$3.7 m_{(N_2)} = 120 \text{ Kg}$$

$$m_{(N_2)} = \frac{120 \text{ Kg}}{3.7} = 32.45 \text{ Kg} \text{ (Masa del nitrógeno)}$$

$$m_{(H_2O_2)} = Mp - m_{(N_2)} = 120 \text{ Kg} - 32.45 \text{ Kg} = 87.55 \text{ Kg. ( masa del peróxido )}$$

### 3.1.17 Volumen que ocupa el peróxido de hidrógeno a 25 bar ( $V_{(H_2O_2)}$ ):

Peso específico del peróxido de hidrógeno:

$$\delta_{(H_2O_2)} = 1.445 \frac{\text{kg}}{\text{litro}} \times \frac{1 \text{ litro}}{1000 \text{ cm}^3} = 0.001445 \text{ Kg/cm}^3$$

$$V_{(H_2O_2)} = \frac{m_{(H_2O_2)}}{\delta_{(H_2O_2)}} = \frac{87.55 \text{ Kg}}{0.001445 \text{ Kg/cm}^3} = 60,588.235 \text{ cm}^3$$

Digamos:

$$V_{(H_2O_2)} = 60,600 \text{ cm}^3 = 60,6 \text{ litros (Peróxido de hidrogeno)}$$

### 3.1.18 Volumen del tanque de nitrógeno ( $V_{(N_2)}$ ):

$$(V_{(N_2)}) = \frac{V_{(H_2O_2)}}{2.7} = \frac{60,600 \text{ cm}^3}{2.7} = 22,444,444 \text{ cm}^3$$

Digamos:

$$(V_{(N_2)}) = 22,500 \text{ cm}^3 = 22.5 \text{ Litros}$$

### 3.1.19 Dimensiones del tanque de peróxido de hidrógeno:

Datos iniciales:  $D_i = 250 \text{ mm } \varnothing$  (diámetro interior).

$$V_{H_2O_2} = 60,600 \text{ cm}^3 \text{ Volumen del tanque}$$

Volumen de las 2 partes semiesféricas ( $V_{esfera}$ ):

$$V_{esfera} = \frac{4}{3} \times \pi \times r^3 = \frac{4}{3} \times \pi \times (12.5)^3 = 8181 \text{ cm}^3$$

Volumen de la parte cilíndrica central ( $V_c$ ):

$$V_c = V_{H_2O_2} - V_{esfera} = 60,600 \text{ cm}^3 - 8181 \text{ cm}^3 = 52,419 \text{ cm}^3$$

Longitud de la parte cilíndrica central (L):

$$V_c = \frac{\pi \times D_i^2}{4} \times L \rightarrow L = \frac{4 \times V_c}{\pi \times D_i^2} = \frac{4 \times 52,419 \text{ cm}^3}{\pi \times 25^2 \text{ cm}^2} = 106.79 \text{ cm}$$

$$L = 107 \text{ cm} = 1070 \text{ mm}$$

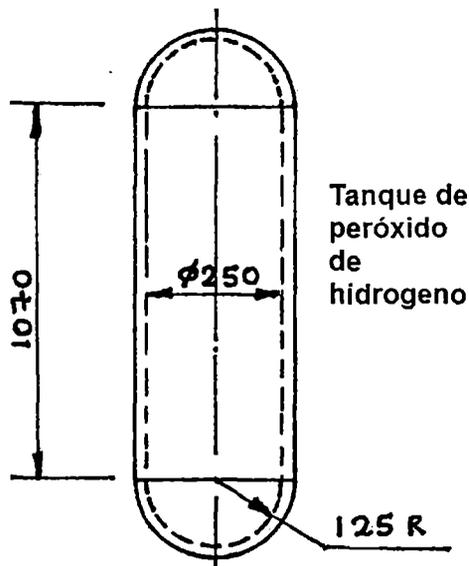


Fig. No. 79

Tanque de peróxido  
De hidrogeno

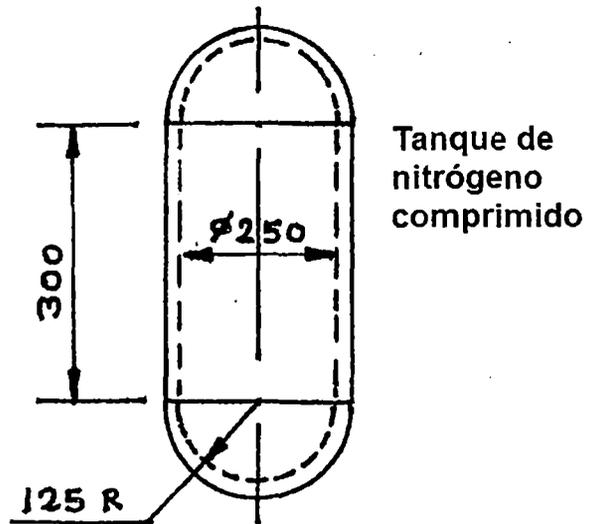


Fig. No. 80

Tanque de nitrógeno  
comprimido

### 3.1.20 Dimensiones del tanque de nitrógeno comprimido ( $N_2$ ):

Datos iniciales:  $D_i = 250 \text{ mm } \phi$  (diámetro interior)

$V_{N_2} = 22,500 \text{ cm}^3$  (Volumen del tanque)

- Volumen de las 2 partes semiesféricas ( $V_{esfera}$ )

$$V_{esfera} = \frac{4}{3} \times \pi \times r^3 = \frac{4}{3} \times \pi \times (12.5)^3 = 8181 \text{ cm}^3$$

- Volumen de la parte cilíndrica central ( $V_c$ ):

$$V_c = V_{N_2} - V_{esfera} = 22,500 \text{ cm}^3 - 8181 \text{ cm}^3 = 14,319 \text{ cm}^3$$

- Longitud de la parte cilíndrica central ( $L$ ):

$$V_c = \frac{\pi \times D_i^2}{4} \times L \rightarrow L = \frac{4 \times V_c}{\pi \times D_i^2} = \frac{4 \times 14,319 \text{ cm}^3}{\pi \times 25^2 \text{ cm}^2} = 29.17 \text{ cm} = 30 \text{ cm}$$

$L = 30 \text{ cm} = 300 \text{ mm}$

### 3.1.21 Dimensiones del generador de gases (vaporizador)

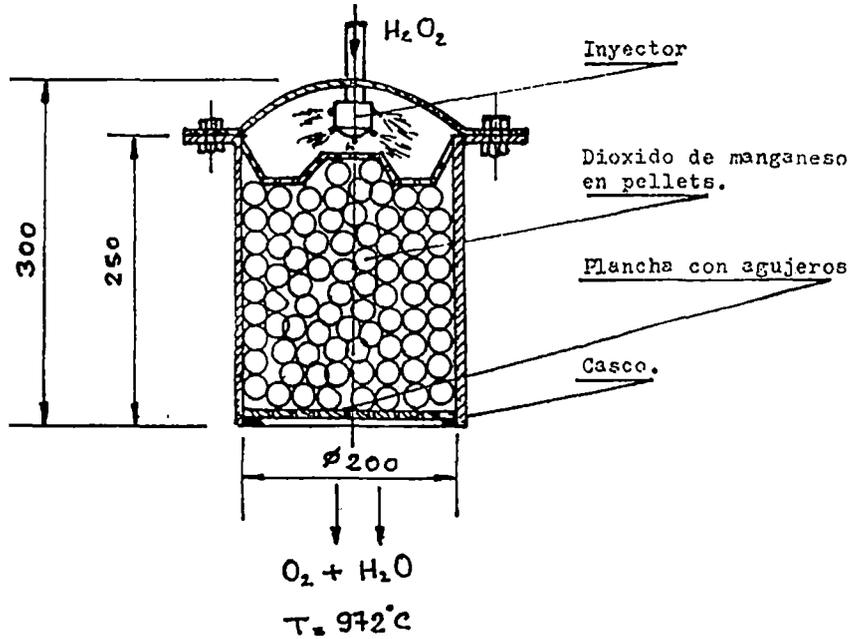


Fig.No.81. Dimensiones del generador de gases (vaporizador):

### 3.1.22 Diseño del tanque de nitrógeno comprimido :

Datos iniciales:  $p_i = 200 \text{ Kg/cm}^2$   
 $d_i = 25 \text{ cm } \phi$   
 $f.s. = 1.5$

- Cálculo del espesor de la plancha del tanque, considerando el esfuerzo tangencial:

$$t = \frac{p_i \times d_i}{2 \times \sigma_{ad}} \quad (1)$$

- Considerando una plancha de acero al carbono, SAE 1020

$S_y = 3374 \text{ Kg/cm}^2$

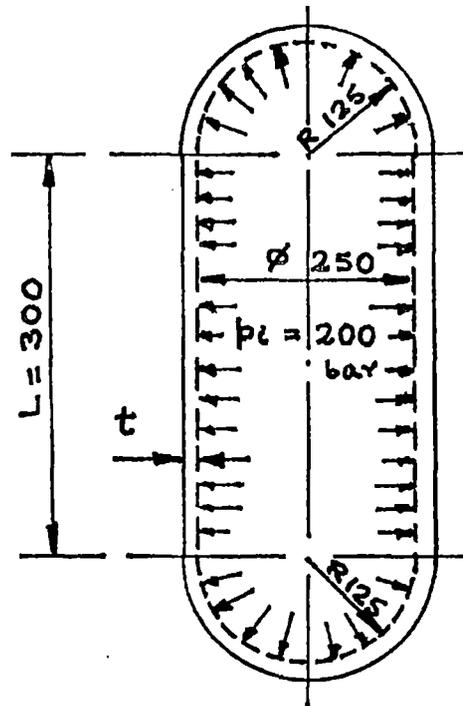


Fig. No. 82

## Tanque de nitrógeno comprimido

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{3374 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 2250 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{200 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 2250 \frac{\text{Kg}}{\text{cm}^2}} = 1.11 \text{ cm}$$

$$= 11.11 \text{ mm} = 1/2 \text{ pulg.}$$

$$= 12.7 \text{ mm.}$$

- Considerando una plancha de acero inoxidable AISI 316  
 $S_y = 2460 \text{ Kg/cm}^2$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{2460}{1.5} = 1640 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{200 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 1640 \text{ Kg/cm}^2} = 1.5244 \text{ cm} = 15.24 \text{ mm} = 5/8 \text{ pulg.} = 15.875 \text{ mm.}$$

- Considerando una plancha de duraluminio 7075 (T-6)

$$S_y = 5062 \text{ Kg/cm}^2$$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{5062 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 3375 \text{ Kg/cm}^2$$

Reemplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{200 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 3375 \text{ Kg/cm}^2} = 0.74 \text{ cm} = 7.4 \text{ mm} = 5/16 \text{ pulg.} = 7.9375 \text{ mm.}$$

- Considerando una plancha de aluminio puro 3003 - H14

$$S_y = 1476 \text{ Kg/cm}^2$$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{1476 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 984 \text{ Kg/cm}^2$$

Reemplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{200 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 984 \text{ Kg/cm}^2} = 2.54 \text{ cm} = 25.4 \text{ mm} = 1 \text{ pulg}$$

### 3.1.23 Diseño del tanque de peróxido de hidrógeno

(H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>):

Datos iniciales:  $p_i = 25 \text{ Kg/cm}^2$

$d_i = 25 \text{ cm } \phi$

$f.s = 1.5$

- Calculamos el espesor de la plancha del tanque, considerando el esfuerzo tangencial:

$$t = \frac{p_i \times d_i}{2 \times \sigma_{ad}} \quad (1)$$

- Considerando una plancha de acero al carbono, SAE 1020:

$S_y = 3374 \text{ Kg/cm}^2$

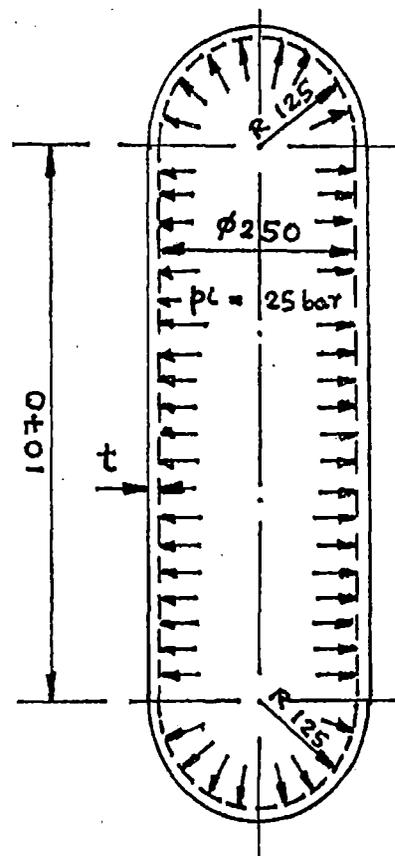


Fig. No. 83

Tanque de peróxido de  
Hidrógeno

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{3374 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 2250 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 2250 \text{ Kg/cm}^2} = 0.14 \text{ cm} = 1/16 \text{ pulg}$$

$t = 1/16 \text{ pulg.} = 1.5875 \text{ mm.}$

- Considerando una plancha de acero inoxidable AISI 316:

$S_y = 2460 \text{ Kg/cm}^2$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{2460 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 1640 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 1640 \text{ Kg/cm}^2} = 0.19 \text{ cm} = 3/32 \text{ pulg} = 2.38125 \text{ mm}$$

- Considerando una plancha de duraluminio 7075 (T-6):

$$S_y = 5062 \text{ Kg/cm}^2$$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{5062 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 3375 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 3375 \text{ Kg/cm}^2} = 0.0926 \text{ cm} = 1/20 \text{ pulg} = 1.27 \text{ mm}$$

- Considerando una plancha de aluminio puro: 3003 (H-14):

$$S_y = 1476 \text{ Kg/cm}^2$$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{1476 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 984 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación No.(1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 25 \text{ cm}}{2 \times 984 \text{ Kg/cm}^2} = 0.3176 \text{ cm} = 1/8 \text{ pulg} = 3.175 \text{ mm}$$

### 3.1.24 Diseño del vaporizador de peróxido de hidrógeno:

Datos iniciales:  $p_i = 25 \text{ Kg/cm}^2$

$d_i = 20 \text{ cm } \emptyset$

$f.s. = 1.5$

- Calculemos el espesor de la plancha del vaporizador, considerando el esfuerzo tangencial :

$$t = \frac{p_i \times d_i}{2 \times \sigma_{ad}} \quad (1)$$

- Considerando una plancha de acero inoxidable AISI 316 :

$S_y = 2460 \text{ Kg/cm}^2$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{2460 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 1640 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 20 \text{ cm}}{2 \times 1640 \text{ Kg/cm}^2} = 0.1524 \text{ cm} = 1.5875 \text{ mm} = 1/16 \text{ pulg}$$

- Considerando una plancha de duraluminio 7075 (T-6):

$S_y = 5062 \text{ Kg/cm}^2$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{5062 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 3375 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores, en la ecuación (1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 20 \text{ cm}}{2 \times 3375 \text{ Kg/cm}^2} = 0.074 \text{ cm} = 1/32 \text{ pulg} = 0.79375 \text{ mm}$$

- Considerando una plancha de aluminio puro 3003 (H-14)

$$S_y = 1476 \text{ Kg/cm}^2$$

$$\sigma_{ad} = \frac{S_y}{f.s.} = \frac{1476 \text{ Kg/cm}^2}{1.5} = 984 \text{ Kg/cm}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (1):

$$t = \frac{25 \text{ Kg/cm}^2 \times 20 \text{ cm}}{2 \times 984 \text{ Kg/cm}^2} = 0.25 \text{ cm} = 1/8 \text{ pulg} = 3.175 \text{ mm}$$

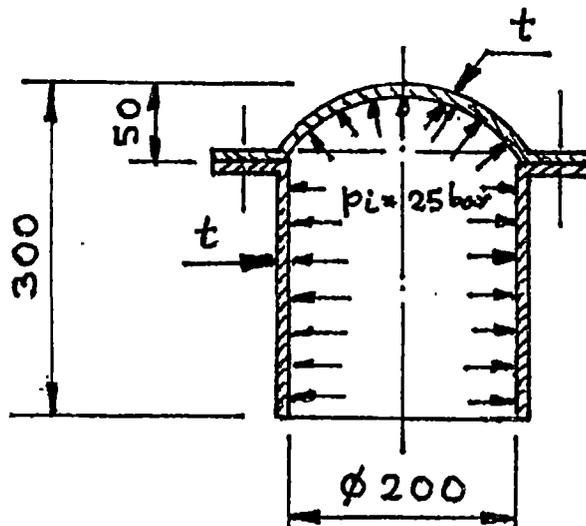
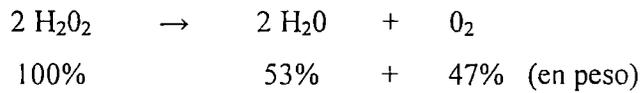


Fig. No. 84

Vaporizador

### 3.1.25 Descomposición del peróxido de hidrógeno ( $H_2O_2$ ) concentrado a 95 % + 5

% de agua :



- Masa del peróxido de hidrógeno ( $m_{H_2O_2}$ )

$$m_{(H_2O_2)} = 87,55 \text{ Kg (ya fue calculado anteriormente)}$$

- Masa del oxígeno proveniente de la descomposición ( $m_{O_2}$ ):

$$\begin{array}{rcl} 87.55 \text{ Kg} & \text{---} & 100\% \\ X \text{ Kg} & \text{---} & 47\% \end{array}$$

$$X = \frac{47\% \times 87.55 \text{ Kg}}{100\%} = 41.1485 \text{ Kg de oxígeno} = m_{(O_2)}$$

- Masa del vapor de agua sobrecalentado proveniente de la descomposición:

$$\begin{array}{rcl} 87.55 \text{ Kg} & \text{---} & 100\% \\ Y \text{ Kg} & \text{---} & 53\% \end{array}$$

$$Y = \frac{53\% \times 87.55 \text{ Kg}}{100\%} = 46.4015 \text{ Kg de vapor de agua sobrecalentado} = m_{(H_2O)}$$

### 3.1.26 Características del gas mezclado proveniente de la descomposición al entrar a la tobera :

$$\begin{array}{rcl} \text{Datos iniciales:} & \text{Volumen} & = 6,600 \text{ cm}^3 \\ & m_{(O_2)} & = 41.1485 \text{ Kg de oxígeno} \end{array}$$

$$m_{(H_2O)} = 46.4015 \text{ Kg de vapor de agua sobrecalentado}$$

$$p = 20 \text{ bar}$$

$$T = 972^\circ \text{ C} = 1245 \text{ K}$$

Fraciones en masa de los gases:

$$g_{(H_2O)} = \frac{m_{(H_2O)}}{\sum_{j=1}^n m_j} = \frac{m_{(H_2O)}}{m_{(O_2)} + m_{(H_2O)}} = 0.53$$

$$g_{(O_2)} = 1 - 0.53 = 0.47$$

Fraciones en volumen de los gases:

$$r_{(H_2O)} = \frac{g_{(H_2O)}/u_{(H_2O)}}{\sum_{j=1}^n g_j/u_j} = \frac{0.47/31.996}{\frac{0.53}{18.014} + \frac{0.47}{31.996}} = 0.667$$

$$r_{(H_2O)} = 0.667$$

$$r_{(O_2)} = \frac{g_{(O_2)}/u_{(O_2)}}{\sum_{j=1}^n g_j/u_j} = \frac{0.47/31.996}{\frac{0.53}{18.014} + \frac{0.47}{31.996}} = 0.333$$

$$r_{(O_2)} = 0.333$$

Peso molecular aparente de la mezcla ( $u_{mezcla}$ ):

$$u_{mezcla} = \frac{1}{\sum_{j=1}^n g_j/u_j} = \frac{1}{\frac{g_{(H_2O)}}{u_{(H_2O)}} + \frac{g_{(O_2)}}{u_{(O_2)}}} = \frac{1}{\frac{0.53}{18.014} + \frac{0.47}{31.996}}$$

$$u_{mezcla} = 22.67$$

Constante (R) de los gases de la mezcla ( $R_{mezcla}$ ):

$$R_{mezcla} = \frac{u R}{u_{mezcla}} = \frac{8314}{2267} = 366.74019 \text{ J/Kg K}$$

Constante (K) de los gases de la mezcla ( $K_{mezcla}$ ):

$$\left. \begin{array}{l} K_{(H_2O)} = 1.232 \text{ a } T = 972^\circ\text{C} \\ K_{(O_2)} = 1.303 \text{ a } T = 972^\circ\text{C} \end{array} \right\} K_{mezcla} = 1.2675$$

### 3.1.27 Cálculo de la tobera convergente-divergente (De Laval).

El peróxido de hidrógeno se descompone en el vaporizador, con la ayuda de un catalizador en vapor de agua sobrecalentado y oxígeno como producto de esta descomposición se eleva la temperatura a  $972^\circ\text{C} = 1245 \text{ K}$ , ésta mezcla de gases se expande en la tobera convergente-divergente, proporcionando el Empuje necesario para que el cohete abandone su rampa de lanzamiento:

Datos iniciales:

$$\begin{array}{ll} T_0 & = 972^\circ\text{C} - 1245 \text{ K} \\ u_{mezcla} & = 22.67 \\ R_{mezcla} & = 366.74 \text{ J/Kg K} \\ K_{mezcla} & = 1,2675 \\ G_\Sigma & = 3.33 \text{ Kg/s} \\ p_0 & = 20 \text{ bar} = 20 \times 10^5 \\ & \text{N/m}^2 \\ p_2 & = 1 \text{ bar} = 1 \times 10^5 \text{ N/m}^2 \\ \phi & = 0.95 \\ \gamma & = 10^\circ \end{array}$$

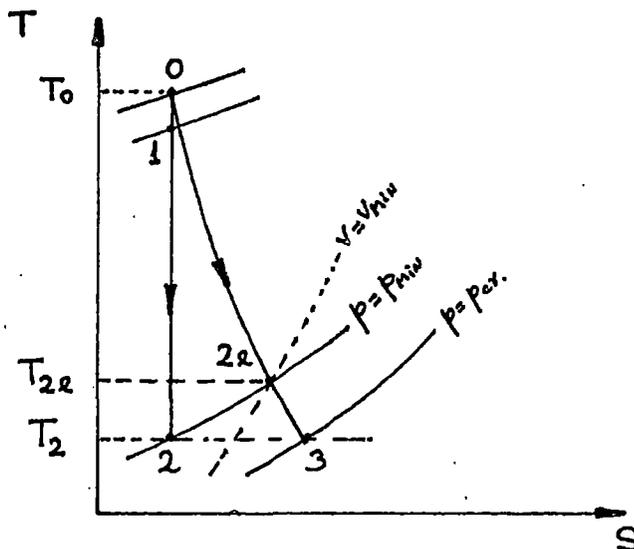


Fig. No. 85

Expansión de los gases en la tobera

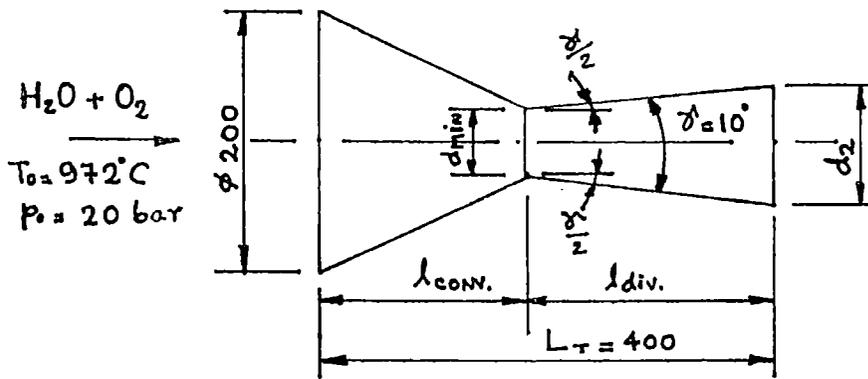


Fig. No. 86

## Dimensiones de la tobera convergente-divergente

\*Velocidad teórica de salida por la tobera (sin pérdidas por rozamiento)

$$C_2 = \sqrt{2 \left( \frac{K}{K-1} \right) R T_0 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]}$$

$$C_2 = \sqrt{2 \left( \frac{1.2675}{1.2675-1} \right) \times 366.74 \times 1245 \left[ 1 - \left( \frac{1}{20} \right)^{\frac{1.2675-1}{1.2675}} \right]}$$

$$C_2 = 1,423.9371 \text{ m/s}$$

\*Velocidad efectiva de salida por la tobera ( $C_{2e}$ ):

$$C_{2e} = \phi \times C_2 = 0.95 \times 1423.9371 \text{ m/s} = 1,352.7402 \text{ m/s}$$

\*Temperatura al final de la expansión isentrópica ( $T_2$ ):

$$T_2 = T_0 \left( \frac{p_2}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1245 \left( \frac{1}{20} \right)^{\frac{1.2675-1}{1.2675}} = 661.6 \text{ K}$$

\*Temperatura real de expansión ( $T_{2e}$ ):

$$T_{2e} = T_0 - \phi^2 (T_0 - T_2) = 1245 - (0.95)^2 (1245 - 661.6) K = 714.4 K$$

Volumen específico real para el punto (2e), ( $v_{2e}$ ):

$$v_{2e} = \frac{R_{mezcla} \times T_{2e}}{p_2} = \frac{366.74 \times 714.4}{1 \times 10^5} = 2.61999 \text{ m}^3/\text{Kg}$$

Sección de salida por la tobera ( $f_2$ ):

$$f_2 = \frac{m \times v_{2e}}{C_{2e}} = \frac{3.33 \text{ Kg/s} \times 2.61999 \text{ m}^3/\text{kg}}{1352.7402 \text{ m/s}} = 0.0064495508 \text{ m}^2$$

Diámetro del orificio de salida de la tobera ( $d_2$ ):

$$d_2 = \sqrt{\frac{4 \times f_2}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 0.0064495508}{3.1416}} = 0.0906191 \text{ m} = 90.62 \text{ mm} = 91 \text{ mm}$$

La velocidad del sonido se alcanza en el punto (5):

$$C_{cr} = a = \sqrt{K_r T_{cr}} = \sqrt{2 \left( \frac{k}{k+1} \right) R T_0}$$

$$C_{cr} = a = \sqrt{2 \left( \frac{1.2675}{1.2675 + 1} \right) \times 366.74 \times 1245}$$

$$C_{cr} = a = 714.46202 \text{ m/s}$$



Área de la sección mínima de la. Tobera ( $f_{min}$ ) :

$$f_{min} = \frac{m \times v_{min}}{C_{min}} = \frac{3.33 \times 0.3863431}{685.581} = 0.0018765434 \text{ m}^2$$

Diámetro de la sección mínima de la tobera ( $d_{min}$ ):

$$d_{min} = \sqrt{\frac{4 \times f_{min}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 0.0018765434}{\pi}} = 0.0488803 \text{ m} = 48.88 \text{ mm}$$

$$d_{min} = 49 \text{ mm } \phi$$

Longitud de la parte divergente de la tobera ( $L_{div}$ ):

$$L_{div} = \frac{d_2 - d_{min}}{2 \tan(\gamma/2)} = \frac{91 - 49}{2 \tan(10^\circ/2)} = 240.0311 = 240 \text{ mm}$$

### 3.1.28 Cálculo de los pesos de los distintos componentes del cohete :

\*Peso del tanque de nitrógeno comprimido a 200 bar de presión. Se construirá en planchas de acero al carbono SAE 1020 de 1/2 pulgada de espesor:

Volumen de la parte cilíndrica ( $V_1$ )

$$V_1 = \frac{\pi}{4} [(De)^2 - (Di)^2] \times L$$

$$V_1 = \frac{\pi}{4} [(27.54)^2 - (25)^2] \times 30$$

$$V_1 = \frac{\pi}{4} [(758.4516) - (625)] \times 30$$

$$V_1 = 3144.3792 \text{ cm}^3$$

Volumen de las 2 partes semiesféricas ( $V_2$ )

$$V_2 = \frac{4\pi}{3} [(Re)^3 - (Ri)^3] = \frac{4\pi}{3} [(13.77)^3 - (12.5)^3]$$

$$V_2 = \frac{4\pi}{3} [(2610.9696) - (1953.125)] = 2755.573 \text{ cm}^3$$

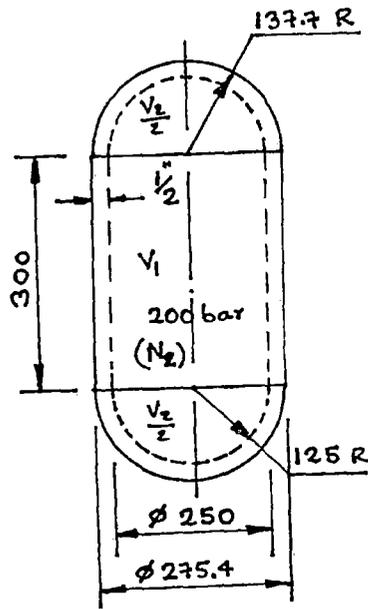


Fig.No.88

### Dimensiones del tanque de nitrógeno

Volumen total de la parte metálica del tanque de nitrógeno:

$$V_{(N_2)} = V_1 + V_2 = 3144.3792 \text{ cm}^3 + 2755.573 \text{ cm}^3 = 5899.9522 \text{ cm}^3$$

Peso del tanque de nitrógeno:

$$P_{(N_2)} = \gamma_a \times V_{(N_2)} = 7.85 \text{ grs/cm}^3 \times 5899.9522 \text{ cm}^3 = 46314.625 \text{ grs}$$

$$P_{(N_2)} = 46.3146$$

\*Peso del tanque de peróxido de hidrógeno comprimido a 25 bar de presión. Se construirá en planchas de acero inoxidable ÁISI 316 de 3/32 pulgadas de espesor:

Volumen de la parte cilíndrica ( $V_1$ )

$$V_1 = \frac{\pi}{4} [(De)^2 - (Di)^2] \times L = \frac{\pi}{4} [(25.476)^2 - (25)^2] \times 107 \text{ cm}$$

$$V_1 = 2019.1362 \text{ cm}^3$$

Volumen de las 2 partes semiesféricas ( $V_2$ )

$$V_2 = \frac{4\pi}{3} [(Re)^3 - (Ri)^3] = \frac{4\pi}{3} [(12.738)^3 - (12.5)^3]$$

$$V_2 = \frac{4\pi}{3} [(2066.8251) - (1953.125)]$$

$$V_2 = 476.266 \text{ cm}^3$$

Volumen total del tanque de peróxido de hidrógeno:

$$V_{(H_2O_2)} = V_1 + V_2 = 2019.1362 + 476.266$$

$$V_{(H_2O_2)} = 2495.4022 \text{ cm}^3$$

\*Peso del tanque de peróxido de hidrógeno:

$$P_{(H_2O_2)} = \gamma_{a.inox} \times V_{(H_2O_2)}$$

$$P_{(H_2O_2)} = 7.92 \text{ grs/cm}^3 \times 2495.4022 \text{ cm}^3$$

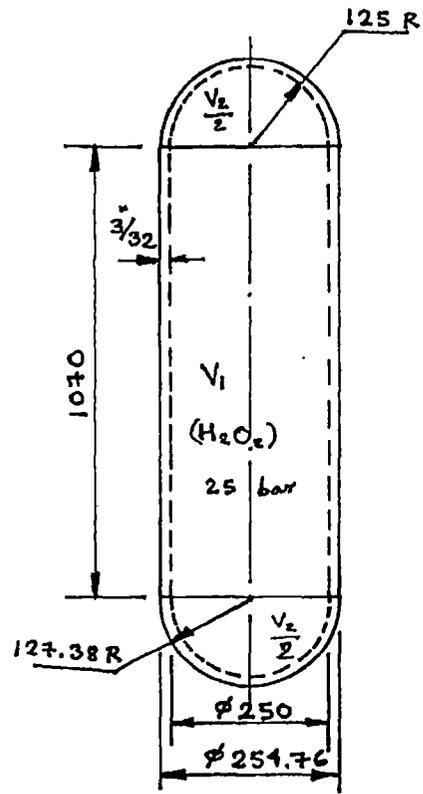


Fig.No.89

Dimensiones del tanque de peróxido  
De hidrogeno

$$P_{(H_2O_2)} = 19763.585 \text{ grs} = 19.7636 \text{ Kg}$$

\*Peso del vaporizador. Se construirá en planchas de acero inoxidable AISI- 316 de 1/4 de pulgada de espesor:

Volumen de la parte cilíndrica metálica

$$V_1 = \frac{\pi}{4} [(De)^2 - (Di)^2] \times L$$

$$V_1 = \frac{\pi}{4} [(21.27)^2 - (20)^2] \times 25$$

$$V_1 = 1029.1249 \text{ cm}^3$$

Peso de la parte cilíndrica:

$$P_1 = \gamma_{a.inox} \times V_1 = 7.92 \text{ grs/cm}^3 \times 1029.1249 \text{ cm}^3$$

$$P_1 = 8150.6691 \text{ grs} = 8.150 \text{ Kg}$$

Volumen de la parte superior semiesférica ( $V_2$ ):

$$V_2 = \frac{1}{2} \times \frac{4\pi}{3} [(Re)^3 - (Ri)^3] = \frac{1}{2} \times \frac{4\pi}{3} [(10.635)^3 - (10)^3]$$

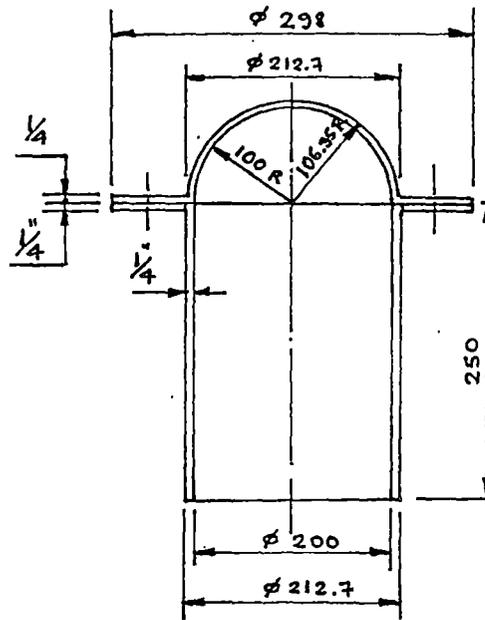


Fig.No.90

**Dimensiones del vaporizador**

$$V_2 = 424.85391 \text{ cm}^3$$

Peso de la parte superior semiesférica ( $P_2$ )

$$P_2 = \gamma_{a.inox} \times V_2 = 7.92 \text{ grs/cm}^3 \times 424.85391 \text{ cm}^3 = 3364.843 \text{ grs.}$$

$$P_2 = 3.3648 \text{ Kg}$$

Volumen de los bordes emperrados ( $V_3$ ):

$$V_3 = \frac{\pi}{4} [(29.8)^2 - (20)^2] \times 1.27 = 486.79826 \text{ cm}^3$$

Peso de los bordes empernados: ( $P_3$ ):

$$P_3 = \gamma_{a.inox} \times V_3 = 7.92 \text{ grs/cm}^3 \times 486.79826 \text{ cm}^3 = 3855.4422 \text{ grs.}$$

$$P_3 = 3.8554 \text{ Kg.}$$

Volumen que ocupa el dióxido de manganeso en pellets ( $V_4$ ):

$$V_4 = \frac{\pi D_i^2}{4} \times L = \frac{\pi (20)^2}{4} \times 25 = 7850 \text{ cm}^3$$

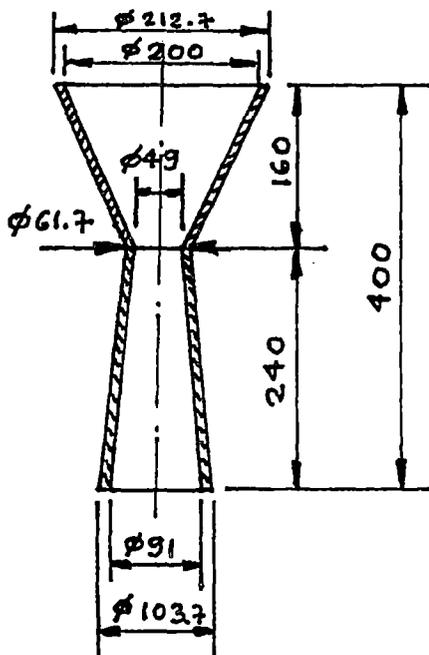
Peso del Dióxido de manganeso en pellets ( $P_4$ ):

$$P_4 = \gamma_{dióxido} \times V_4 = 5.026 \text{ grs/cm}^3 \times 7850 \text{ cm}^3 = 39454.1 \text{ grs.} = 39.4 \text{ Kg.}$$

Peso total del vaporizador + el dióxido de manganeso ( $P_{vap.}$ ):

$$P_{vap.} = P_1 + P_2 + P_3 + P_4 = 8.150 + 3.3648 + 3.8554 + 39.4$$

$$P_{vap.} = 54.77 \text{ Kg.}$$



\*Peso de la tobera convergente-Divergente (De Laval). Esta tobera se construirá en planchas de acero inoxidable AISI- 316 de 1/4 de pulgada de espesor y soldado con electrodos INOX-A:

Fig. No. 91

Dimensiones de la tobera convergente-divergente

Peso de la parte convergente:

Volumen del cascarón cónico truncado ( $V_{conv}$ ):

$$V_{conv.} = V_{cono\ mayor} - V_{cono\ menor}$$

Datos:       $D_1 = 21,27\text{ cm } \emptyset$   
                $d_1 = 6.17\text{ cm } \emptyset$   
                $D_2 = 20\text{ cm } \emptyset$   
                $d_2 = 4.9\text{ cm } \emptyset$   
                $h = 16\text{ cm}$

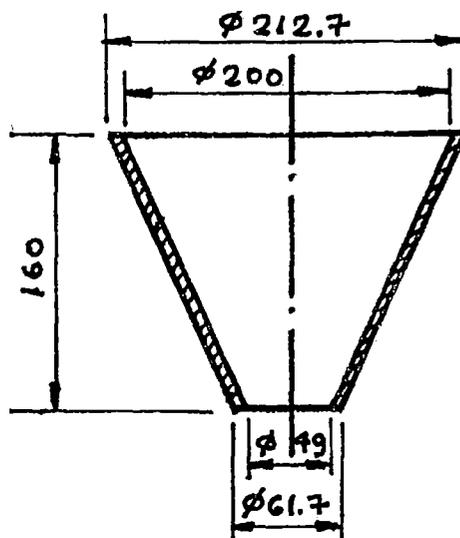


Fig. No. 92

Parte convergente de la tobera

$$V_{conv} = 0.2618 \times h [(D_1^2 + D_1 \cdot d_1 + d_1^2) - (D_2^2 + D_2 \cdot d_2 + d_2^2)]$$

$$V_{conv} = 0.2618 \times 16 [(21.27)^2 + (21.27)(6.17)^2 - (20)^2 + (20)(4.9) + (4.9)^2]$$

$$V_{conv} = 417.65561\text{ cm}^3$$

Peso de la parte convergente ( $P_{conv}$ ):

$$P_{conv} = \gamma_{ac.inox.} \times V_{conv.} = 7.92\text{ grs/cm}^3 \times 417.65561\text{ cm}^3$$

$$P_{conv} = 3307.8324\text{ grs} = 3.3078\text{ Kg.}$$

Peso de la parte divergente:

Volumen del cascarón cónico truncado ( $V_{diver.}$ )

$$V_{diver.} = V_{cono\ mayor} - V_{cono\ menor}$$

Datos:       $D_1 = 10.37\text{ cm } \emptyset$   
                $d_1 = 6.17\text{ cm } \emptyset$   
                $D_2 = 9.1\text{ cm } \emptyset$   
                $d_2 = 4.9\text{ cm } \emptyset$   
                $h = 24\text{ cm}$

$$V_{diver.} = 0.2618 \times h [(D_1^2 + D_1 \cdot d_1 + d_1^2) - (D_2^2 + D_2 \cdot d_2 + d_2^2)]$$

$$V_{diver} = 0.2618 \times 24 [(10.37)^2 + (10.37)(6.17)^2 + (6.17)^2 - (9.1)^2 + (9.1)(4.9) + (4.9)^2]$$

$$V_{diver} = 365.54841\text{ cm}^3$$

Peso de la parte divergente ( $P_{diver.}$ ):

$$P_{diver} = \gamma_{ac.inox.} \times V_{diver.} = 7.92 \text{ grs/cm}^3 \times 365.54841 \text{ cm}^3$$

$$P_{diver} = 2895.1434 \text{ grs} = 2.8951 \text{ Kg.}$$

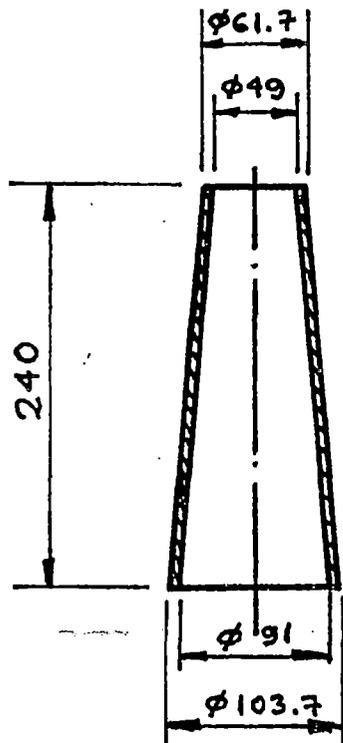


Fig. No. 93

Parte divergente de la Tobera

Peso total de la tobera ( $P_{tobera}$ ):

$$P_{tobera} = P_{conv.} + P_{diver.} = 3.3078 \text{ Kg.} + 2.8951 \text{ Kg.} = 6.2029 \text{ Kg.}$$

Peso de tuberías, válvulas y alineadores ( $P_{accesorios}$ ):

$$P_{accesorios} = 10 \text{ Kg (estimado),}$$

- Peso del fuselaje. Se construirá con planchas de duraluminio de 1 mm de espesor:

Volumen del tubo cilíndrico ( $V_{cilin.}$ ):

$$V_{cilin.} = \frac{\pi}{4} [De^2 - Di^2] x L$$

$$V_{cilin.} = \frac{\pi}{4} [(30)^2 - (29.8)^2] x 300$$

$$V_{cilin.} = 2818.008 \text{ cm}^3$$

Peso del fuselaje ( $P_{fuselaje}$ ),

$$P_{fuselaje} = \gamma_{al} x V_{cilin.} = 2.75 \text{ grs./cm}^3 x 2818.008 \text{ cm}^3$$

$$P_{fuselaje} = 7749.5237 \text{ grs} = 7.75 \text{ Kg.}$$

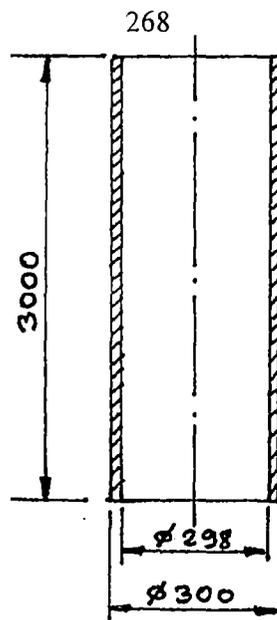


Fig. No. 94

### Dimensiones del fuselaje

- Peso de las aletas direccionales. Se construirán de planchas de aluminio de 1/8 pulgada de espesor y soldados al fuselaje por método de soldadura TIG:

Volumen de una aleta direccional ( $V_{aleta}$ ):

$$V_{aleta} = \left[ (25 \times 36) + \frac{(34)(25)}{2} \right] cm^2 \times 0.3175 cm$$

$$V_{aleta} = 420.6875 cm^3$$

- Peso de una aleta direccional ( $P_{aleta}$ ):

$$P_{aleta} = \gamma_{Al} \times V_{aleta} = 2.75 grs/cm^3 \times 420.6875 cm^3$$

$$P_{aleta} = 1156.8906 grs. = 1.1568906 Kg$$

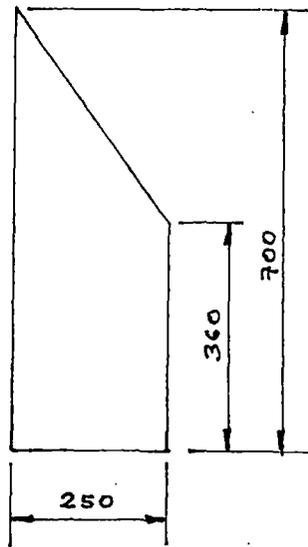


Fig. No. 95

### Dimensiones de las aletas direccionales

- Peso total de las 4 aletas direccionales ( $P_{T.aletas}$ ):

$$P_{T.aletas} = 4 \times P_{aleta} = 4 \times 1.1568906 = 4.6275625 \text{ Kg}$$

- Peso del morro supersónico. El morro será construido de 2 materiales diferentes, la parte inferior de duraluminio 7075 y la punta de acero inoxidable AISI 316 de 3/16 pulg. de espesor:

Peso aproximado de la base construida de duraluminio. Aproximando la figura a un cono truncado:

Área lateral del cono truncado ( $A_{c.t.}$ ):

$$A_{c.t.} = \pi \times S (R + r) = \pi \times 77 \text{ cm} (15 \text{ cm} + 7.5 \text{ cm})$$

$$A_{c.t.} = 5442.8093 \text{ cm}^2$$

Volumen del cono truncado ( $V_{c.t.}$ ):

$$V_{c.t.} = A_{c.t.} \times t = 5442.8093 \text{ cm} \times 0.47625 \text{ cm}$$

$$V_{c.t.} = 2592.1379 \text{ cm}^3$$

Peso del cono truncado ( $P_{c.t.}$ ):

$$P_{c.t.} = \gamma_{Al} \times V_{c.t.} = 2.75 \text{ grs/cm}^3 \times 2592.1379 \text{ cm}^3$$

$$P_{c.t.} = 7128.3793 \text{ grs} = 7.1284 \text{ Kg}$$

Peso aproximado de la punta construida de acero inoxidable AISI 316.

Aproximando la figura a un cono: (plancha de 3/16 pulgada de espesor):

Área lateral del cono ( $A_c$ ):

$$A_c = 1.5708 \times d \times S = 1.5708 \times 15 \text{ cm} \times 32 \text{ cm}$$

$$A_c = 753.984 \text{ cm}^2$$

Volumen del cono ( $V_c$ ):

$$V_c = A_c \times t = 753.984 \text{ cm}^2 \times 0.47625 \text{ cm}$$

$$V_c = 359.08488 \text{ cm}^3$$

Peso del cono ( $P_c$ )

$$P_c = \gamma_{ac.inox.} \times V_c = 7.75 \text{ grs/cm}^3 \times 359.08488 \text{ cm}^3$$

$$P_c = 2782.9078 \text{ grs.} = 2.7829 \text{ Kg.}$$

Peso total del morro ( $P_{morro}$ ):

$$P_{morro} = P_{c.t.} + P_c = 7.1284 \text{ Kg} + 2.7829 \text{ Kg} = 9.9113 \text{ Kg}$$

Peso de la carga útil ( $P_{c.u.}$ ):

$$P_{c.u.} = 20 \text{ Kg (estimado)}$$

- Peso total del cohete con los tanques de nitrógeno y de peróxido de Nitrógeno vacíos (Mbo):

$$M_{bo} = P_{N_2} + P_{H_2O_2} + P_{vap.} + P_{tob.} + P_{acce.} + P_{fuse.} + P_{aletas} + P_{morro} + P_{carga\ útil}$$

$$M_{bo} = 46.3146 + 19.7636 + 54.77 + 6.2029 + 10 + 7.75 + 4.6276 + 9.9113 + 20$$

$$M_{bo} = 179.34 \text{ Kg} = 180 \text{ Kg} = M_f$$

- Peso inicial del cohete con los tanques llenos en el momento del disparo (Mo):

$$M_o = M_{bo} + M_p = 180 \text{ Kg} + 120 \text{ Kg} = 300 \text{ Kg}$$

### 3.1.29 Rendimiento térmico del cohete ( $n_t$ ):

$$n_t = 0.0115 \times \frac{(I_e)^2}{h \alpha} = 0.0115 \times \frac{(119.09)}{390} = 0.4182 = 41.82\%$$

Donde:

$h\alpha$  = Poder calorífico de la descomposición del peróxido de hidrógeno concentrado al 95 % + 5 % de agua en oxígeno (O<sub>2</sub>) y vapor de agua sobrecalentado (H<sub>2</sub>O) a 972°C = 390 Kcal/Kg. (de tablas).

**3.1.30 Velocidad final que alcanza el cohete ( $V_f$ )**

$$V_f = V_{m\acute{a}x} = Ve \operatorname{Ln} \left( \frac{M_o}{M_f} \right) = 1352.74 \text{ m/s} \operatorname{Ln} \left( \frac{300}{180} \right) = 691 \text{ m/s}$$

**3.1.31 Rendimiento de propulsi3n del cohete ( $n_p$ ):**

$$n_p = \frac{2 \times \left( \frac{V_{m\acute{a}x}}{Ve} \right)}{1 + (V_{m\acute{a}x}/Ve)^2} = \frac{2 \times \left( \frac{691}{1352.74} \right)}{1 + \left( \frac{691}{1352.74} \right)^2} = 0.81022 = 81.022 \%$$

**3.1.32 Rendimiento total del cohete ( $n_T$ ):**

$$n_T = \frac{2 \times \left( \frac{V_{m\acute{a}x}}{Ve} \right)}{\frac{1}{n_t} + \left( \frac{V_{m\acute{a}x}}{Ve} \right)^2} = \frac{2 \times \left( \frac{691}{1352.74} \right)}{0.4182 + \left( \frac{691}{1352.74} \right)^2} = 0.38521 = 38.521 \%$$

**3.1.33 Rendimiento total integral del cohete ( $n_{T.int.}$ ):**

$$n_{T.int.} = \frac{\left( \frac{V_{m\acute{a}x}}{Ve} \right)^2 \times n_t}{e^{-1}} = \frac{\left( \frac{691}{1352.74} \right)^2 \times 0.4182}{\left( \frac{691}{1352.74} \right)^2 \times e^{-1}} = 0.1637 = 16.37\%$$

**3.1.34 Trabajo de empuje del motor cohete ( $I_e \times V_{m\acute{a}x}$ ):**

$$I_e \times V_{m\acute{a}x} = \left( \frac{Ve^2}{2 \times g} + \frac{V_{m\acute{a}x}^2}{2 \times g} \right) \times n_p = \left[ \frac{(1352.74)^2}{2 \times 9.81 \text{ m/s}^2} + \frac{(691)^2}{2 \times 9.81} \right] 0.81022$$

$$I_e \times V_{m\acute{a}x} = 95,284.948 \text{ Kg} \times \text{m}.$$

### 3.1.35 ESTABILIDAD DEL MOTOR COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO:

#### 1. DISEÑO DE LAS ALETAS DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO

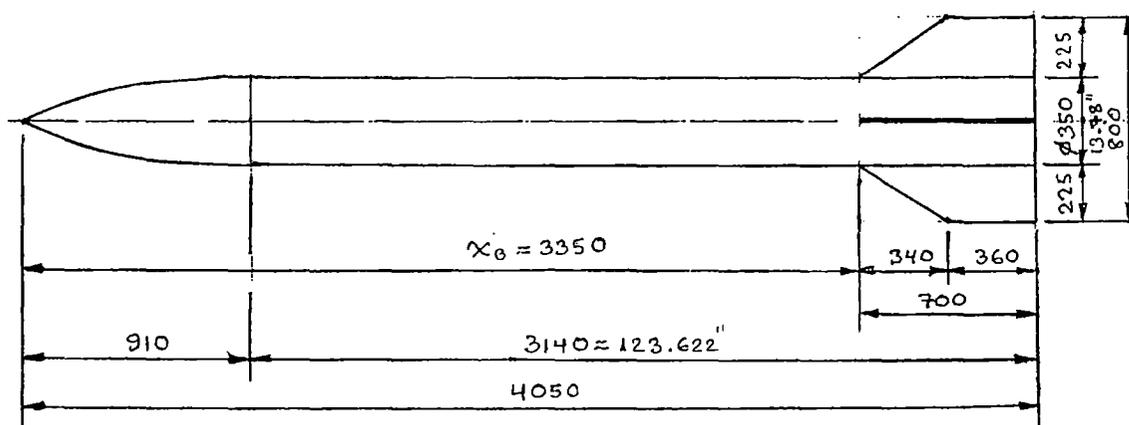


Fig. No. 96

#### Esquema del cohete para el cálculo de las aletas

\*Diseño de Aletas: (How to make amateur rocket PG 130 John H. Wick man)

a) Para 3 aletas:

Área de una aleta ( $A_1$ )

$$A_1 = 0.17 \times [(d + 0.5) \times L]$$

b) Para 4 aletas:

Área de una aleta ( $A_1$ )

$$A_1 = 0.13 \times [(d + 0.5) \times L]$$

Donde:

d= Diámetro exterior del fuselaje (pulgadas)

L= Longitud del cohete sin el morro (pulgadas)

c) Para este modelo utilizaremos 4 aletas:

d=13.78"φ

L= 123.622"

Área de una aleta ( $A_1$ )

$$A_1 = 0.13 \times [(d + 0.5) \times L] = 0.13 \times [(13.78" + 0.5") \times 123.622"]$$

$$A_1 = 0.13 \times [(14.28") \times (123.622")] = 0.13 \times [1765.32216 \text{ pulg}^2]$$

$$= 229.4918808 \text{ pulg}^2$$

d) Dimensiones de las aletas (1<sup>era</sup> disposición):

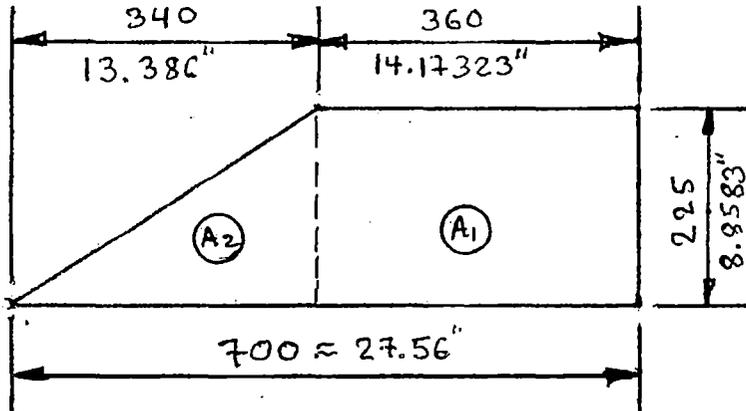


Fig. No. 97

Primera dimensión de las aletas

$$A_T = A_1 + A_2 = [(14.17323") \times (8.8583")] + \left[ \frac{13.386" \times 8.8583"}{2} \right]$$

$$A_T = (125.5507233 \text{ pulg}^2) + (59.2886019 \text{ pulg}^2)$$

$$A_T = 184.84 \text{ pulg}^2$$

Como:  $A_T < A_1$  (se tiene que aumentar el área de aleta)

2. Dimensiones de aleta (2<sup>nda</sup> disposición):

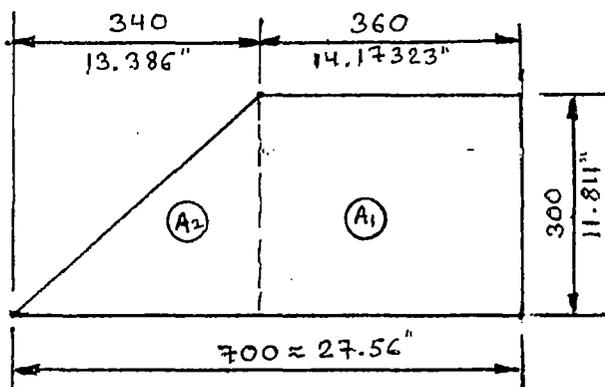


Fig. No. 98

Segunda dimensión de las aletas

$$A_T = A_1 + A_2 = (14.17323'' \times 11.811'') + \left( \frac{13.386'' \times 11.811''}{2} \right)$$

$$A_T = 167.4000195 \text{ pulg}^2 + 79.051023$$

$$A_T = 246.4510425$$

Como:  $A_T > A_1$  (Dimensiones correctas de las aleta)

## 2. CÁLCULO DE LA ESTABILIDAD DEL COHETE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO (UTILIZANDO EL MÉTODO DE BARROWMAN)

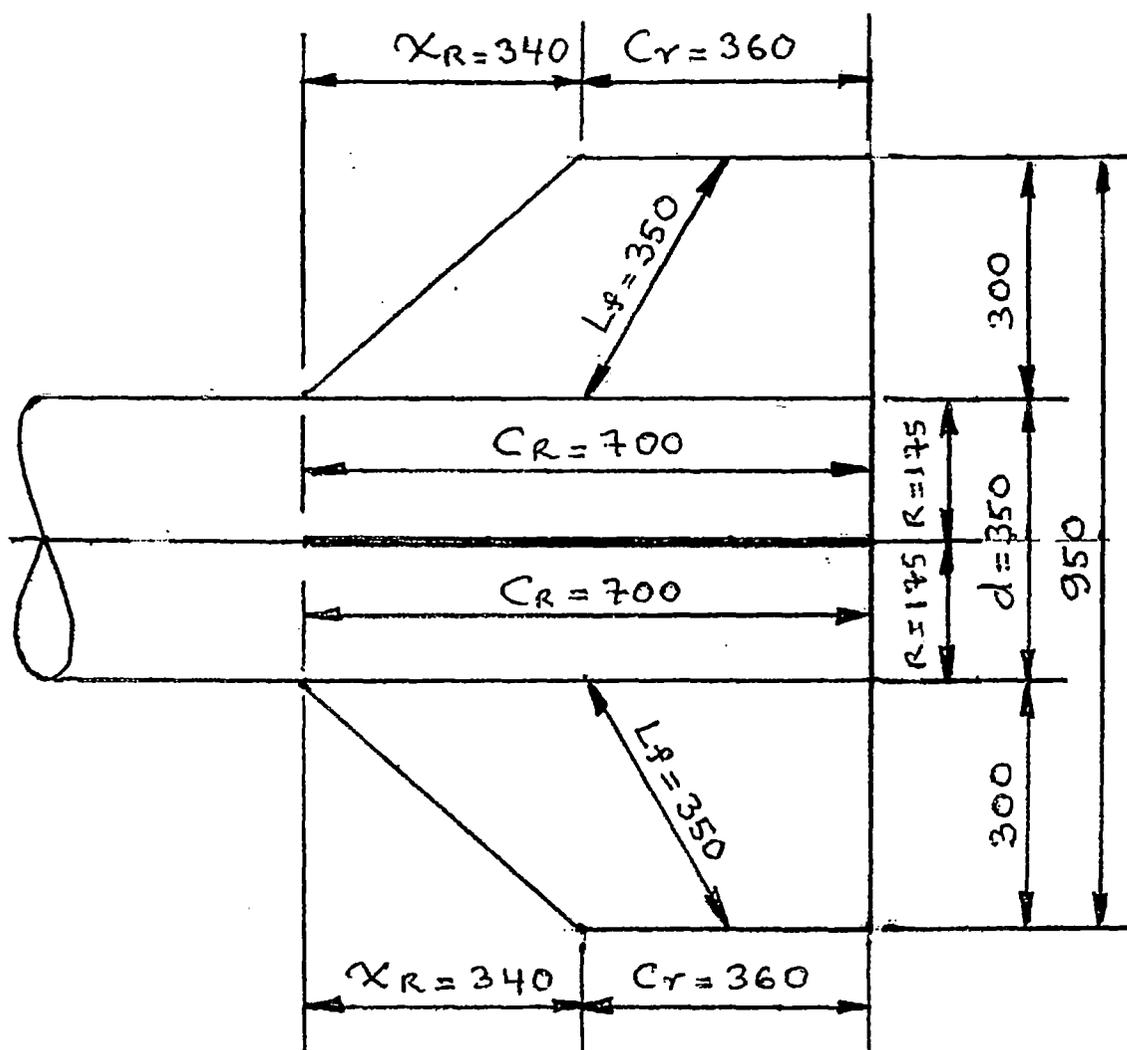


Fig. No. 99

Esquema para el cálculo del Centro de presiones

Datos:

$$S = 300$$

$$R = 175$$

$$L_F = 350$$

$$C_R = 700$$

$$X_R = 340$$

$$C_r = C_T = 360$$

$$X_B = 3350$$

$$d = 350$$

a) Cálculo del centro de presiones ( $C_p$ ) (Aplicando el método de Barrowman)

- Coeficiente de Fuerza Normal  $(CN)_N$ :  $(CN)_N = 2$
- Ubicación del ( $C_p$ ) en la nariz o morro ojival, contado desde el extremo del morro o nariz ( $X_n$ )

Para un morro en forma de ojiva:

$$X_n = 0.466 \times L_n = 0.466 \times 910 \text{ mm} = 424.06 \text{ mm}$$

$$L_n = \text{Longitud del morro o nariz} = 910 \text{ mm}$$

- Cálculo de las aletas, coeficiente de fuerza normal para 4 aletas  $(CN)_F$ ; sin factor de interferencia:

$n$  = número de aletas

$$(C_N)_F = \frac{4 \times n \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2L_F}{C_R + C_r}\right)^2}} = \frac{4 \times 4 \left(\frac{300}{350}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \times 350}{700 + 360}\right)^2}} = \frac{16 \times 0.734693877}{1 + \sqrt{1 + 0.436098255}}$$

$$(C_N)_F = \frac{16 \times 0.734693877}{1 + 1.19837317} = \frac{11.75510203}{2.19837317} = 5.347182268$$

- Valor por el que se debe multiplicar el coeficiente de fuerza normal ( $K_{TB}$ ); coeficiente de interferencia:

$$K_{TB} = 1 + \left( \frac{R}{S+R} \right) \times 2 = 1 + \left( \frac{175}{300+175} \right) \times 2 = 1 + 0.736842105$$

$$K_{TB} = 1.736842105$$

- Fuerza Total en el arrastre ( $(C_N)_T$ )

$$(C_N)_T = K_{TB} \times (C_N)_F = 1.736842105 \times 5.347182268$$

$$(C_N)_F = 9.287211308$$

- Ubicación del ( $C_p$ ) de las aletas  $\bar{X}_F$

$$\bar{X}_F = X_B + \frac{X_R(C_R + 2 \times C_T)}{3(C_R + C_T)} + \frac{1}{6} \left( C_R + C_T - \frac{C_R \times C_T}{C_R + C_T} \right)$$

$$\bar{X}_F = 3350 + \frac{340(700 + 2 \times 360)}{3(700 + 360)} + \frac{1}{6} \left( 700 + 360 - \frac{700 \times 360}{700 + 360} \right)$$

$$\bar{X}_F = 3350 + \frac{340(700 + 2 \times 360)}{3(700 + 360)} + \frac{1}{6} \left( 700 + 360 - \frac{700 \times 360}{700 + 360} \right)$$

$$\bar{X}_F = 3350 + \frac{340(1420)}{3180} + \frac{1}{6} (700 + 360 - 237.7358491)$$

$$\bar{X}_F = 3350 + 151.8238994 + 137.0440252 = 3638.867925$$

- Coeficiente de fuerza normal total del cohete ( $C_N$ )

$$C_N = (C_N)_N + (C_N)_T = 2 + 9.287211308 = 11.28721131$$

- Centro de presiones total del modelo de cohete de peróxido de hidrógeno ( $\bar{X}$ ):

$$\begin{aligned} \bar{X} &= \frac{(C_N)_N \times \bar{X}_n + (C_N)_T \times \bar{X}_F}{C_N} \\ &= \frac{(2 \times 424.06) + (9.287211308)(3638.867925)}{11.28721131} \end{aligned}$$

$$\bar{X} = \frac{848.12 + 33,794.93534}{11.28721131} = \frac{34,643.05534}{11.28721131} = 3069.230689$$

$$\bar{X} = 3070\text{mm}$$

b) Cálculo del centro de gravedad (CG)

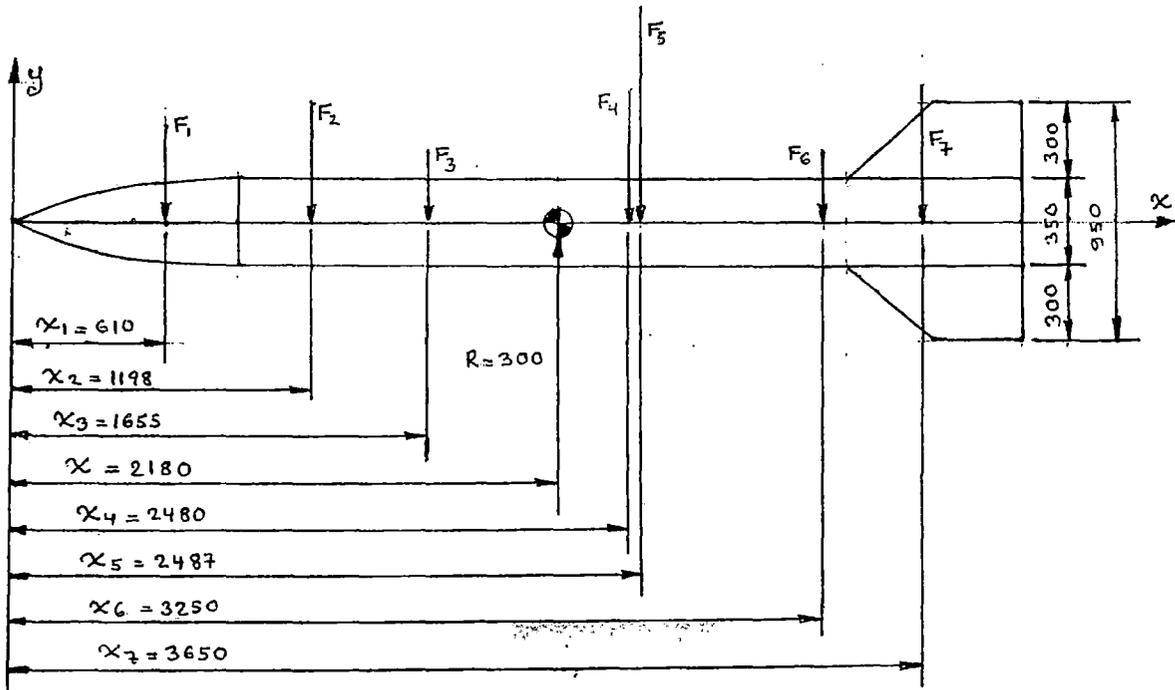


Fig. No. 100

Esquema para el cálculo del centro de gravedad

$$F_1 = \text{Peso del Morro} + \text{Carga útil} = P_{\text{morro}} + P_{\text{c.u.}} = 9.9113 + 20 = 29.9113$$

$$F_2 = \text{Peso del tanque de nitrógeno} + \text{contenido} = P_{(N_2)} + P_{\text{cont.}} = 46.3146 + 32.45 = 78.7646$$

$$F_3 = \text{Peso de la válvula reductora de presión} + \text{válvula selenoide} = 4 + 3 = 7$$

$$F_4 = \text{Peso del fuselaje} = 7.75 + \text{accesorios} = 7.75 + 6.8629 = 14.6129$$

$$F_5 = \text{Peso del tanque de peróxido} + \text{contenido} = P_{(H_2O_2)} + P_{\text{cont.}} = 19.7636 + 87.55 = 107.3136$$

$$F_6 = \text{Peso de la válvula selenoide} = 3$$

$$F_7 = \text{Peso de la Tobera} + \text{Vaporizador} + 4 \text{ aletas} = P_{\text{Tobera}} + P_{\text{vap.}} + P_{\text{alet.}} = 54.77 + 4.6276 = 59.3976$$

$$R = \text{Pes total del cohete completamente cargado} = 300\text{kg}$$

- Sumatoria de momentos con respecto al punto (o)

$$\sum M_0 = 0$$

$$R \times X$$

$$= F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7$$

- Ubicación del centro de gravedad :

$$X = \frac{F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7}{R}$$

X

$$= \frac{(29.9113kg \times 610mm) + (78.7646kg \times 1198mm) + (7kg \times 1655mm) + (14.6129kg \times 2480mm)}{300kg}$$

$$+ \frac{(107.3136kg \times 2487mm) + (3kg \times 3250mm) + (59.3976kg \times 3650mm)}{300kg}$$

X

$$= \frac{18245.893kg \times mm + 94,359.9908kg \times mm + 11,585kg \times mm + 36,239.992kg \times mm + 266,888.9232kg \times mm}{300kg}$$

$$+ \frac{9750kg \times mm + 216,801.24kg \times mm}{300kg}$$

$$X = \frac{653,871.039kg \times mm}{300kg} = 2179.57013mm$$

$$\approx 2180mm \text{ (contando a partor de la punta del morro)}$$

- c) Distancia entre el Centro de Gravedad y el Centro de Presiones ( $L_1$ )

d)

$$L_1 = \bar{X}_{CP} - \bar{X}_{CG} = 3070mm - 2180mm = 890mm$$

$$L_1 = 890mm$$

Además:

$$D=350mm \phi$$

\*entonces:

$L_1 > D \dots$  (OK) (El cohete volará en forma estable y en línea recta)

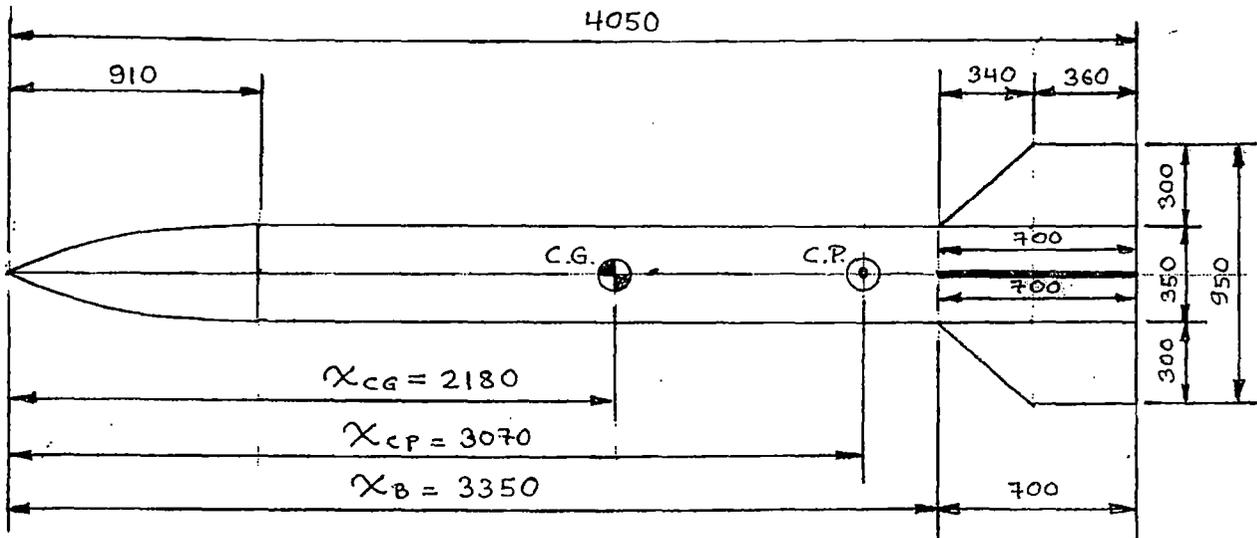


Fig. No. 101

### Ubicación del Centro de gravedad y del Centro de Presiones en el cohete de propulsor líquido

#### 3.1.36. VUELO VERTICAL DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO :

- $M_0$  = Masa total del cohete en el momento del arranque.
- $M_p$  = Masa del propulsante en el momento del arranque.
- $V$  = Velocidad del cohete (positivo hacia arriba).
- $Z$  = Elevación del cohete por encima de la plataforma de lanzamiento (positivo hacia arriba).
- $M_{bo}$  = Masa del cohete al terminar de quemar el propulsante,
- $Z_{bo}$  = Elevación del cohete al terminar de quemar el combustible
- $V_{bo}$  = Velocidad del cohete al terminar de quemar el combustible.
- $V_c$  = Velocidad del cohete durante el periodo de vuelo por inercia (cuando se termina de quemar todo el propulsante).

Entonces:  $M_0 = M_p + M_s + M_e + M_{pl}$

Donde:  $M_p =$  Masa del propulsante

$M_s =$  Masa de la estructura

$M_e$  = Masa del motor cohete y accesorios

$M_{pl}$  = Masa de la carga útil

Antes del arranque:  $t = 0$   
 $V = 0$   
 $Z = 0$   
 $M_o = 300 \text{ Kg.}$

Al finalizar de quemar el combustible:  $t = t_{bo}$   
 $Z_{bo}$   
 $V_{bo}$   
 $M_{bo} = M_o - M_p = 300 - 120 = 180 \text{ Kg}$

Al finalizar el vuelo por inercia:  $t = t_{m\acute{a}x}$   
 $Z_{m\acute{a}x}$   
 $\dot{V} = 0$   
 $M_{bo}$

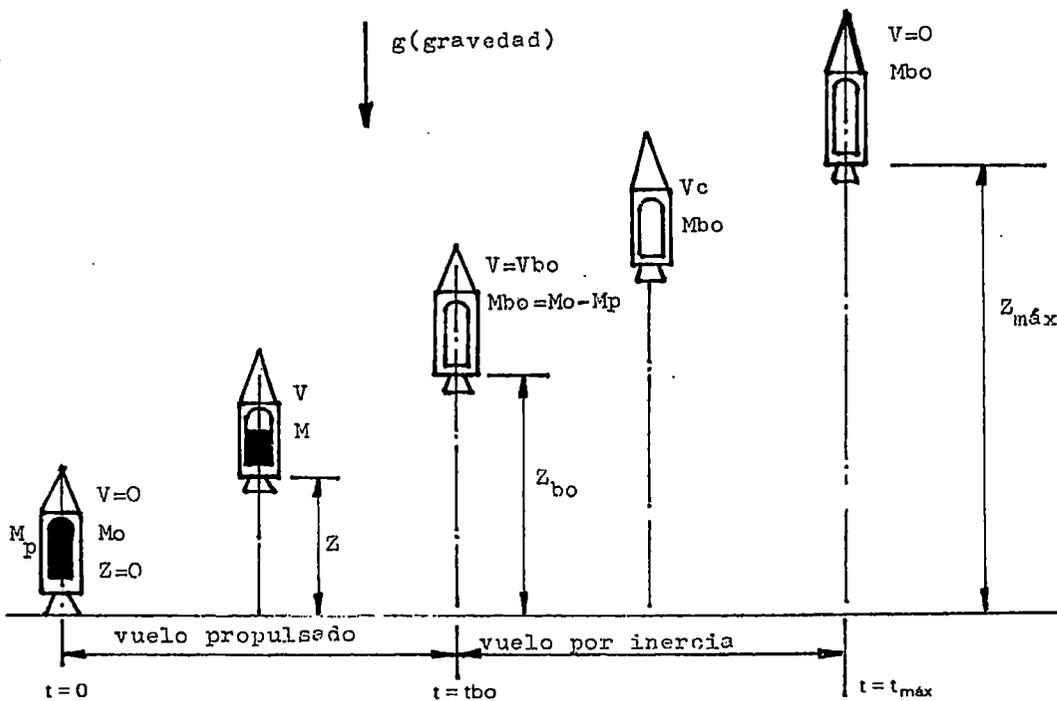


Fig. No. 102

### Secuencia del vuelo vertical

\*Relación de masas del propulsante ( $\pi$ )

$$\pi = \frac{M_p}{M_o} = \frac{120 \text{ Kg}}{300 \text{ Kg}} = 0.4$$

\*Relación de quemado ( $\beta$ ):

$$\beta = -\frac{1}{M_p} \times \frac{dM}{dt} = \frac{G_\Sigma}{M_p} = \frac{3.33 \text{ Kg}}{120 \text{ Kg}} = 0.02775 \left(\frac{1}{s}\right) = 2.775\% \text{ de } M_p$$

*Se "quema" en cada segundo*

$$\beta = 0.02775 (1/s)$$

\*Tiempo de vuelo activo (propulsado):

$$t - t_{bo} = \frac{1}{\beta} = \frac{1}{0.02775 (1/s)} = 36 \text{ s}$$

\*Masa al terminar de quemar el combustible ( $M_{bo}$ ):

$$M_{bo} = M_o - M_p = 300 - 120 = 180 \text{ Kg.}$$

\*Velocidad del cohete al finalizar de quemar el combustible ( $V_{bo}$ ):

Datos:

$$\begin{aligned} V_e &= 1352.74 \text{ m/s} \\ g_o &= 9.81 \text{ m/s}^2 \\ \beta &= 0.02775 (1/s) \end{aligned}$$

$$V_{bo} = V_e \ln \left( \frac{1}{1-\pi} \right) - \frac{g_o}{\beta} = 1352.74 \text{ m/s} \ln \left( \frac{1}{1-0.4} \right) - \frac{9.81 \text{ m/s}^2}{0.02775 (1/s)}$$

$$V_{bo} = 337.5 \text{ m/s}$$

\*Altura que alcanza el cohete al finalizar el quemado ( $Z_{bo}$ ):

$$Z_{bo} = \frac{V_e}{\beta} \left[ \left( \frac{1}{\pi} - 1 \right) \ln(1 - \pi) + 1 \right] - \frac{1}{2} \left( \frac{g_o}{\beta^2} \right)$$

$$Z_{bo} = \frac{1352.74 \text{ m/s}}{0.02775 (1/s)} \left[ \left( \frac{1}{0.4} - 1 \right) \ln(1 - 0.4) + 1 \right] - \frac{1}{2} \times \frac{9.81 \text{ m/s}^2}{(0.02775)^2 (1/s)^2}$$

$$Z_{bo} = 5,025.6494 \text{ m} = 5.025 \text{ Km}$$

\*Altura total que alcanza el cohete (vuelo propulsado + vuelo por inercia):

$$Z_{m\acute{a}x} = \frac{Ve^2}{2g_0} \left[ \text{Ln} \left( \frac{1}{1-\pi} \right) \right]^2 + \frac{Ve}{\beta} \left[ 1 + \frac{1}{\pi} \text{Ln}(1-\pi) \right]$$

$$Z_{m\acute{a}x} = \frac{(1352.74)^2}{2 \times 9.81 \text{ m/s}^2} \left[ \text{Ln} \left( \frac{1}{1-0.4} \right) \right]^2 + \frac{1352.74 \text{ m/s}}{0.02775 (1/s)} \left[ 1 + \frac{1}{\pi} \text{Ln}(1-0.4) \right]$$

$$Z_{m\acute{a}x} = 10,831.296 \text{ m} = 10.831296 \text{ Km}$$

\*Tiempo total de vuelo ( $t_{m\acute{a}x}$ ): hasta alcanzar la máxima altitud:

$$t_{m\acute{a}x} = \frac{Ve}{g_0} \times \text{Ln} \left( \frac{1}{1-\pi} \right) = \frac{1352.74 \text{ m/s}}{9.81 \text{ m/s}^2} \text{Ln} \left( \frac{1}{1-0.4} \right)$$

$$t_{m\acute{a}x} = 70.439781 \text{ s} = 70.44 \text{ s}$$

Caida del cohete (sin tomar en cuenta la resistencia del aire). Movimiento uniformemente acelerado, aceleración:  $a = g = 9.81 \text{ m/s}^2$

Tiempo de caída ( $t_c$ ):

$$H_{m\acute{a}x} = Z_{m\acute{a}x} = 10,831.296 \text{ m.}$$

$$H_{m\acute{a}x} = \frac{g \times t_c^2}{2} \rightarrow t_c^2 = \frac{2 \times H_{m\acute{a}x}}{g} \rightarrow t_c = \sqrt{\frac{2 \times H_{m\acute{a}x}}{g}}$$

$$t_c = \sqrt{\frac{2 \times 10,831.296 \text{ m}}{9.81 \text{ m/s}^2}} = 46.99165 \text{ s} = 47 \text{ s}$$

\*Velocidad al final de la caída ( $V_c = V_f$ ):

$$V_c = V_f = g \times t_c = \sqrt{2 \times g \times Z_{\text{máx}}}$$

$$V_c = V_f = g \times t_c = \sqrt{2 \times g \times Z_{\text{máx}}}$$

$$V_c = \sqrt{2 \times 9.81 \text{ m/s}^2 \times 10,831.296 \text{ m}} = 461 \text{ m/s} = 1,659.56 \text{ Km/hora} = 1.5 \text{ Mach.}$$

\*Tiempo total de vuelo vertical (subida + caída), sin tomar en cuenta la resistencia del aire:

$$t_T = t_{\text{máx}} + t_c = 70.44 + 47 = 117.44 \text{ s} = 1.96 \text{ minutos}$$

\*Caída del cohete teniendo en cuenta la resistencia del aire). Movimiento no uniformemente acelerado):

p

$$\text{Aceleración inicial: } a_1 = g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$\text{Aceleración final: } a_2 = 0$$

Además se consideran los siguientes datos constantes durante la caída:

$$M_f = 180 \text{ Kg}$$

$$A = 0.0706858 \text{ m}^2$$

$$C_w = 0.025 \text{ (para } L/D = 13.5)$$

$$H_{\text{máx}} = 10,831.296 \text{ m}$$

$$\rho_a = 0.525 \text{ Kg/m}^3 \text{ (a } 8,000 \text{ m.s.n.m.)}$$

La velocidad de caída tiende hacia una velocidad límite  $V_0$ , cuando la resistencia del aire  $F_L$  llega a tener la misma magnitud que el Peso  $G$  del cuerpo en caída:

$$G = Mf = g \times m = F_L = \frac{V_o^2 \times C_w \times \rho_a \times A}{2}$$

\*Velocidad límite de caída ( $V_o$ ):

$$V_o = \sqrt{\frac{2 \times g \times m}{C_w \times \rho_a \times A}} = \sqrt{\frac{2 \times Mf}{C_w \times \rho_a \times A}} = \sqrt{\frac{2 \times 180}{0.025 \times 0.525 \times 0.0706858}}$$

$$V_o = 622.92463 \text{ m/s}$$

\*Velocidad de caída del cohete ( $V_c$ ):

$$V_c = V_o \sqrt{1 - \frac{1}{x^2}} = (622.92463) \text{ m/s} \sqrt{1 - \frac{1}{(1.3149891)^2}} = 404.52 \text{ m/s}$$

$$V_c = 404.52 \text{ m/s} = 1956.272 \text{ Km/hora} = 1.3167 \text{ Mach.}$$

Donde:

$$X = e^{\frac{g \times H_{\text{máx}}}{V_o^2}} = e^{\frac{9.81 \text{ m/s}^2 \times 10,831.296 \text{ m}}{(622.42463)^2 \text{ m/s}^2}} = e^{0.2738283}$$

$$X = 1.3149891$$

\*Tiempo de caída ( $t_c$ ):

$$t_c = \frac{V_0}{g} \operatorname{Ln} \left( X + \sqrt{X^2 - 1} \right)$$

$$= \frac{622.92463 \text{ m/s}}{9.81 \text{ m/s}^2} \operatorname{Ln} \left( 1.3149891 + \sqrt{(1.3149)^2 - 1} \right)$$

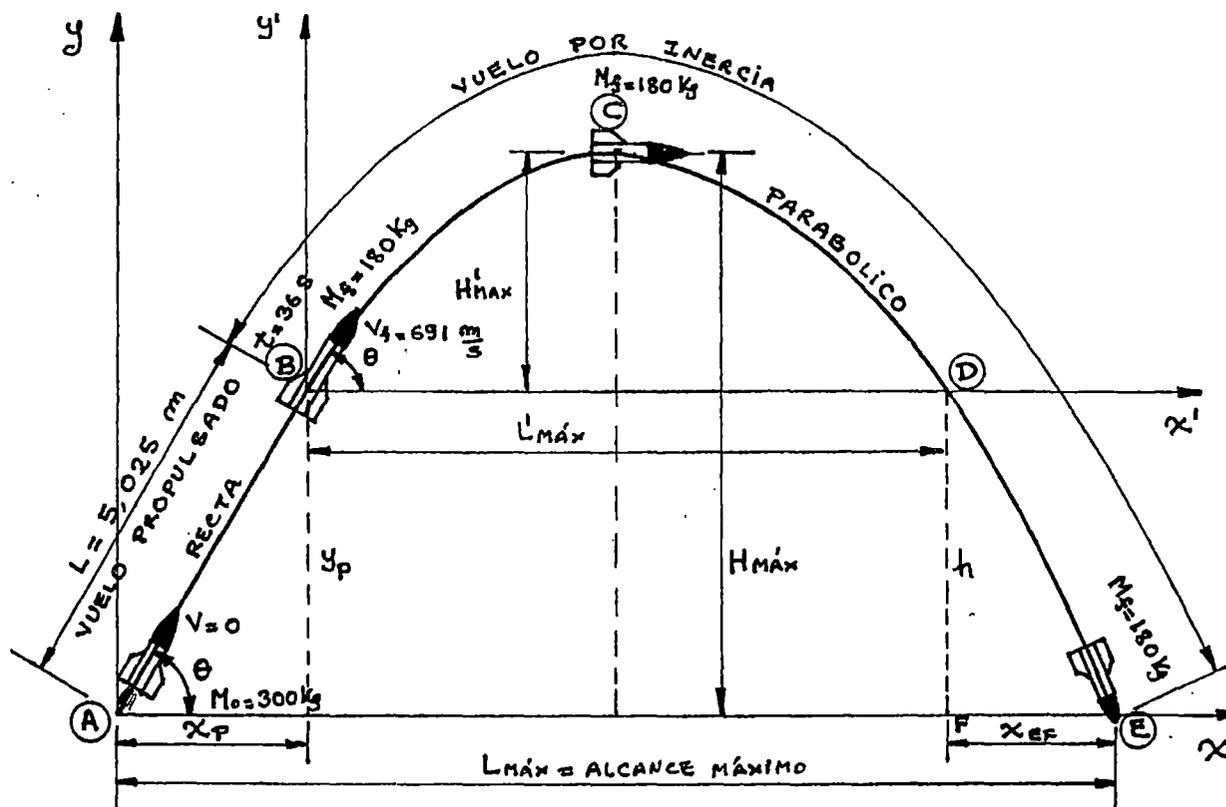
$$t_c = 49.163 \text{ s}$$

\*Tiempo total de vuelo vertical (subida + caída), tomando en consideración la resistencia el aire ( $t_T$ ):

$$t_T = t_{\text{máx.}} + t_c = 70.44 \text{ s} + 49.163 \text{ s} = 119.603 \text{ s} = 1.9934 \text{ minutos}$$

### 3.1.37 VUELO DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO CON OTROS ANGULOS DE LANZAMIENTO $\theta$ (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):

El vuelo se inicia en el punto (A) continúa por los puntos (B), (C), (D) y (E). El tramo AB es en línea recta debido a que es el tramo de vuelo propulsado, transcurre por un tiempo de 36 segundos hasta que se agota el propulsante. En los tramos BC, CD, y DE



se considera el vuelo parabólico, debido a que se realiza con masa del cohete constante.

Fig. No. 103

### Perfil de la secuencia de vuelo del cohete líquido

### 3.1.38 VUELO DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO CON UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE $\theta = 45^\circ$ (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):

#### a. VUELO PROPULSADO BAJO UN ANGULO DE $\theta = 45^\circ$ :

El vuelo transcurre del punto A hasta el punto B, inicialmente tenemos una masa de  $M_o = 300$  Kg con los tanques llenos de propulsante, en el punto B tenemos una masa  $M_f = 180$  Kg cuando se termina de "quemar" el peróxido de hidrógeno:

Datos:

$V_e = 1352.74 \text{ m/s}$  (velocidad real de salida por la tobera).

$M_o = 300 \text{ Kg}$  (masa en el momento del lanzamiento), punto A.

$M_f = 180 \text{ Kg}$  (masa al finalizar de quemar el propulsor), punto B.

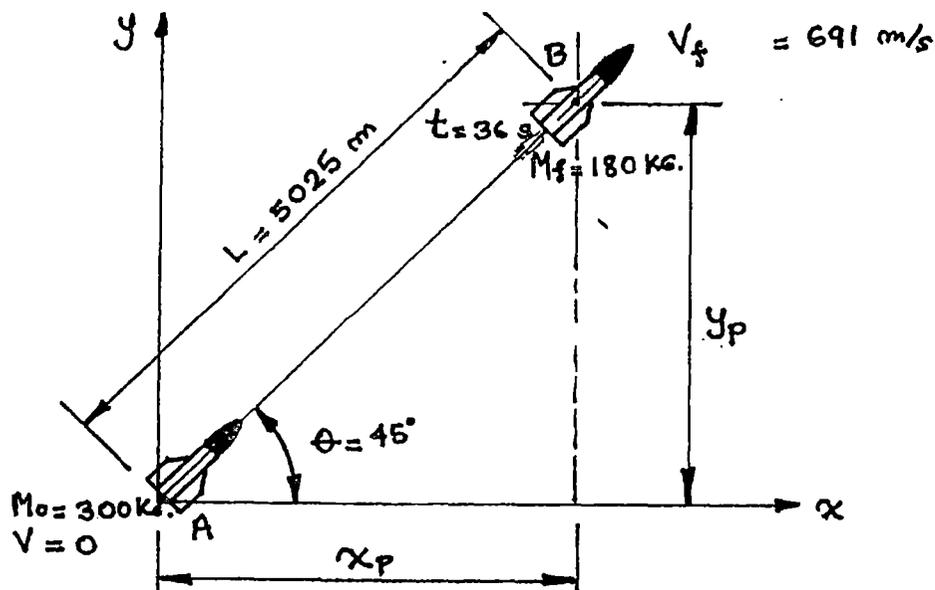


Fig. No. 104

**Vuelo activo (propulsado) a 45 grados con la horizontal**

- Según Tsiolkovski: (velocidad del cohete al finalizar la combustión):

$$V_f = V_{\text{máx}} = V_e \ln \left( \frac{M_o}{M_f} \right) = (1352.74 \text{ m/s}) \ln \left( \frac{300 \text{ Kg}}{180 \text{ Kg}} \right)$$

$$V_f = V_{\text{máx}} = V_B = 691 \text{ m/s}$$

- Desplazamiento del cohete hasta finalizar el quemado :(L):

$$\pi = 0.4$$

$$\beta = 0.02775 \text{ (1/s)}$$

$$V_e = 1352.74 \text{ m/s}$$

$$L = \frac{V_e}{\beta} \left[ \left( \frac{1}{\pi} - 1 \right) \ln (1 - \pi) + 1 \right] - 1/2 x \frac{g_o}{\beta^2}$$

$$L = 5025 \text{ m} = 5.025 \text{ Km.}$$

Cálculo de los desplazamientos horizontal y vertical del cohete hasta finalizar el quemado.

Como el disparo se hace bajo, un ángulo de  $45^\circ$ , tenemos:

$$L^2 = X_p^2 + Y_p^2, \text{ además : } X_p = Y_p \rightarrow L^2 = 2 X_p^2$$

Entonces:

$$X_p = \sqrt{\frac{L^2}{2}} = \sqrt{\frac{(5,025)^2 \text{ m}^2}{2}} = 3,553.2116 \text{ m} = Y_p$$

**b. VUELO POR INERCIA DEL COHETE BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta = 45^\circ$  CON TRAYECTORIA PARABOLICA (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE)**

El vuelo transcurre del punto (B) pasando por el punto (C) hasta llegar al punto (D).

En el punto (B) la masa es  $M_f = 180 \text{ Kg}$ , constante durante toda la trayectoria del

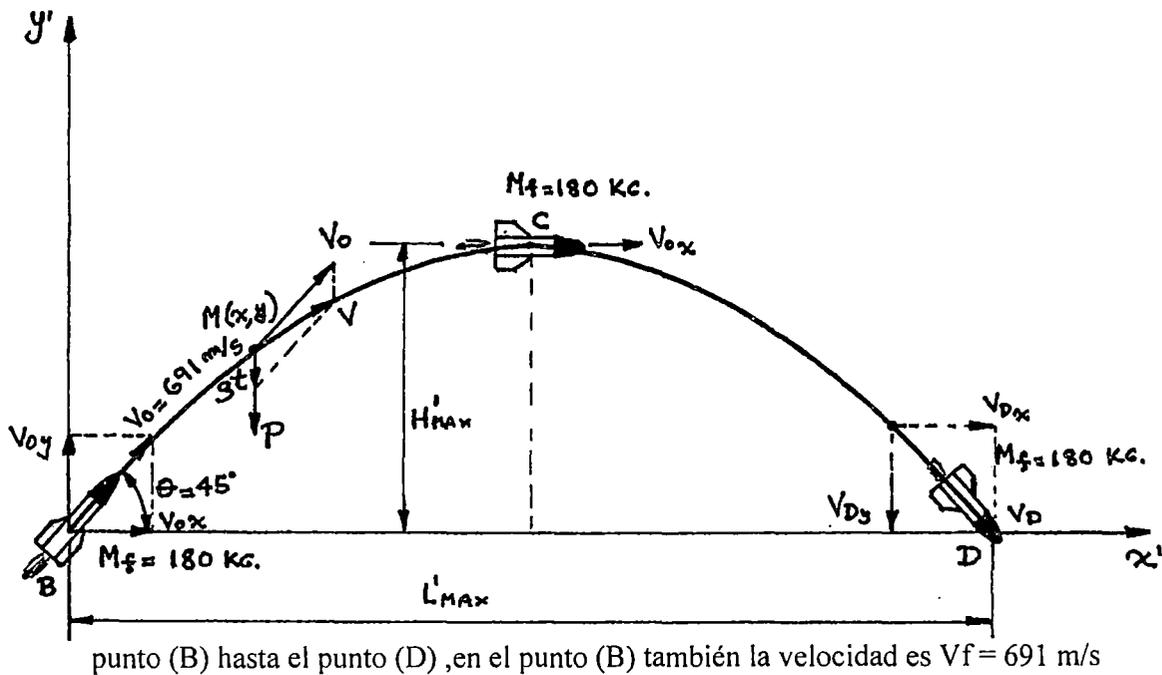


Fig. No. 105

Vuelo por inercia con un ángulo de 45 grados

El cuerpo se mueve sometido a la acción de la fuerza constante de la gravedad  $P$ , dirigida verticalmente hacia abajo. Para un punto cualquiera de la trayectoria del cohete  $M(x,y)$ , tenemos:

$$\begin{aligned} m.V &= P.t + m.V_0 & \text{ó} & & V &= g.t + V_0 \\ V_x &= V_0 \cos \theta & & & V_y &= V_0 \sin \theta - g.t \\ X &= V_0.t \cos \theta & & & Y &= V_0.t \sin \theta - \frac{1}{2} .g.t^2 \end{aligned}$$

La ecuación de la trayectoria será:

$$Y = x . \operatorname{tg} \theta - \frac{g . x^2}{2 V_0^2 . \cos^2 \theta}$$

La altura máxima de elevación será:

$$Y_{\max} = \frac{(V_0 \sin \theta)^2}{2 g}$$

El alcance máximo a lo largo del eje horizontal será:

$$X_{\max} = \frac{(V_0^2 \sin \theta)}{g}$$

Para nuestro caso:

- Tiempo para alcanzar la máxima altitud ( $t_{h\max}$ ):

En el punto (C),  $V_y = 0$ , o sea:

$$V_0 \sin \theta - g.t = 0$$

$$V_0 \sin \theta = g.t.$$

$$t_{hm\acute{a}x} = \frac{V_0 \text{ Sen } \theta}{g} = \frac{691 \frac{m}{s} \times \text{Sen } 45^\circ}{9.81 \text{ m/s}^2} = 49.81 \text{ seg.}$$

- Tiempo total para el vuelo parabólico ( $t_T$ )

$$t_T = 2 \times t_{hm\acute{a}x} = 2 \times 49.81 = 99.62 \text{ seg.}$$

- Alcance máximo (distancia máxima).sobre el eje X , ( $L'$  máx)

$$L'_{m\acute{a}x} = \frac{V_0^2 \cdot \text{Sen } 2\theta}{g} = \frac{(691)^2 \text{ m}^2/\text{s}^2 \cdot \text{Sen } 2(45^\circ)}{9.81 \text{ m/s}^2} = 48,672.885 \text{ m}$$

$$L'_{m\acute{a}x} = 48,672.885 \text{ m} = 48.672885 \text{ Km}$$

- Altura máxima que alcanza el cohete en el tramo de (B) a (D), ( $H'$  máx):

$$H'_{m\acute{a}x} = V_0 \cdot \text{Sen } \theta \cdot t_{hm\acute{a}x} - 1/2 g \cdot t_{hm\acute{a}x}^2$$

$$H'_{m\acute{a}x} = (691 \text{ m/s} \cdot \text{Sen } 45^\circ \cdot 99.62 \text{ s}) - (1/2 \cdot 9.81 \text{ m/s}^2 \cdot 49.81^2)$$

$$H'_{m\acute{a}x} = 12,168.221 \text{ m} = 12.168221 \text{ Km}$$

- Velocidad final del cohete en el punto (D), ( $V_D$ )?

$$V_D = V_0 + g \cdot t = 691 \text{ m/s} + (9.81 \text{ m/s}^2)(99.62 \text{ s}) = 1668.2722 \text{ m/s}$$

- c. VUELO POR INERCIA DEL COHETE EN EL ULTIMO TRAMO HASTA HACER IMPACTO (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):

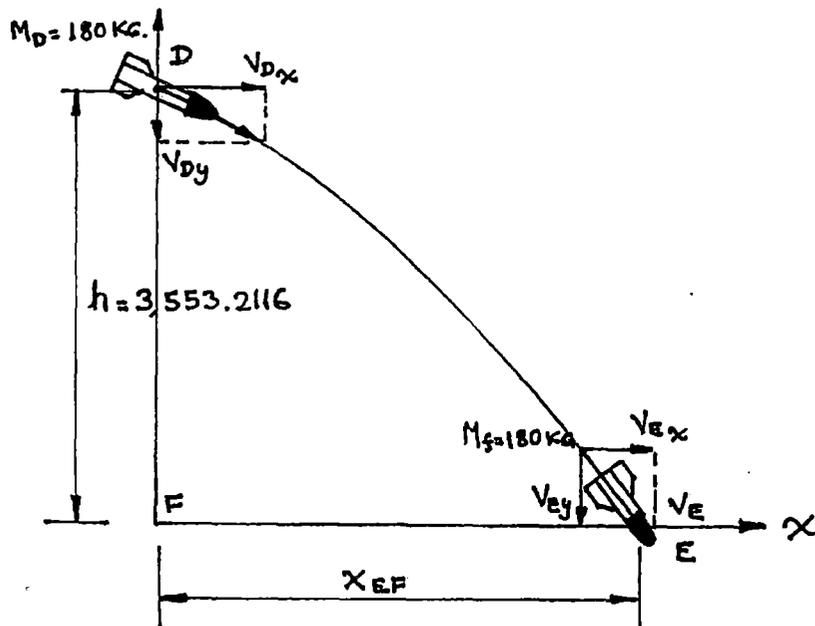


Fig. No. 106

Secuencia del vuelo en el ultimo tramo por inercia  
Con un ángulo de lanzamiento de 45 grados

Sabemos que:

$$h = V_0 \text{ Sen} \theta \times t + 1/2 \times g \times t^2$$

Remplazando valores:

$$3553 = 691 \times \text{Sen} 45^\circ \times t + 1/2 \times 9.81 \times t^2$$

$$3553 = 488.61 t + 4.905 t^2$$

Ordenando:

$$4.905 t^2 + 488.61 t - 3553 = 0$$

$$\frac{4.905 t^2}{4.905} + \frac{488.61 t}{4.905} - \frac{3553}{4.905} = \frac{0}{4.905}$$

$$t^2 + 99.615 t - 683.59 = 0$$

Resolviendo esta ecuación de 2do. Grado:

$$a = 1$$

$$b = 99.615$$

$$c = -683.59$$

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}$$

$$x = \frac{-99.615 \pm \sqrt{99.615^2 - 4(1)(-683.59)}}{2(1)}$$

$$t_i = \frac{-99.615 \pm 112.506}{2} \begin{cases} \frac{-99.615 + 112.506}{2} = 6.4455 \text{ seg} \\ \frac{-99.615 - 112.506}{2} = -106.06 \text{ s} \end{cases}$$

\*Cálculo de la distancia  $X_{EF}$ :

$$X_{EF} = V_o \cos \theta x t_i = \frac{(691)m}{s} x \cos 45^\circ x (6.4455 \text{ seg}) = 3,149.3408 \text{ m}$$

\*Velocidad final del cohete en el punto de impacto (V):

$$V_E = V_f = V_o + g x t = 691 \text{ m/s} + (9.81)m/s^2 x (56.2555 \text{ seg}) = 1242.8664 \text{ m/s}$$

$$V_E = V_f = 1242.8664 \text{ m/s} = 4474.319 \text{ Km/hora} = 3.884 \text{ Mach.}$$

**d. PARAMETROS BASICOS DE TODO EL VUELO DEL COHETE BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta=45^\circ$  (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):**

- Altura máxima que alcanza el cohete de peróxido de hidrógeno: ( $H_{m\acute{a}x}$ ):

$$H_{m\acute{a}x} = Y_p + H'_{m\acute{a}x} = 3553.2 \text{ m} + 12,168.2 \text{ m}$$

$$H_{m\acute{a}x} = 15,721.4 \text{ m} = 15.7214 \text{ Km}$$

- Alcance máximo del cohete ( $L_{m\acute{a}x}$ ):

$$L_{m\acute{a}x} = X_p + L'_{m\acute{a}x} + X_{EF} = 3553.2 \text{ m} + 48,672.885 \text{ m} + 3,149.3408$$

$$L_{m\acute{a}x} = 55,375.425 \text{ m} = 55.375425 \text{ Km}$$

- Tiempo total de vuelo del cohete (vuelo propulsado + vuelo por inercia):

$$t_{total} = t_r + t_p + t_i = 99.62 + 36 + 6.4455 = 142.0655 \text{ seg} = 2.3677583 \text{ min}$$

**3.1.39 VUELO DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO CON UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta= 60^\circ$ (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):**

- a. VUELO PROPULSADO BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta = 60^\circ$ (SIN PERDIDAS):**

El vuelo transcurre desde el punto A hasta el punto B, en el momento de lanzamiento tenemos una masa inicial de  $M_0 = 300 \text{ Kg}$  (con los tanques llenos de

propulsante. En el punto B se termina de descomponer toda la provisión de peróxido de hidrógeno, y por lo tanto una masa final de  $M_f=180$  Kg. El vuelo del punto A al punto B transcurre en línea recta;

Datos:

$V_e = 1352.74$  m/s (Velocidad real de los gases de salida por la tobera)

$M_o = 300$  Kg (masa del cohete en el momento del lanzamiento, punto A).

$M_f = 180$  Kg (masa del cohete al finalizar de "quemar" el propulsante), B.

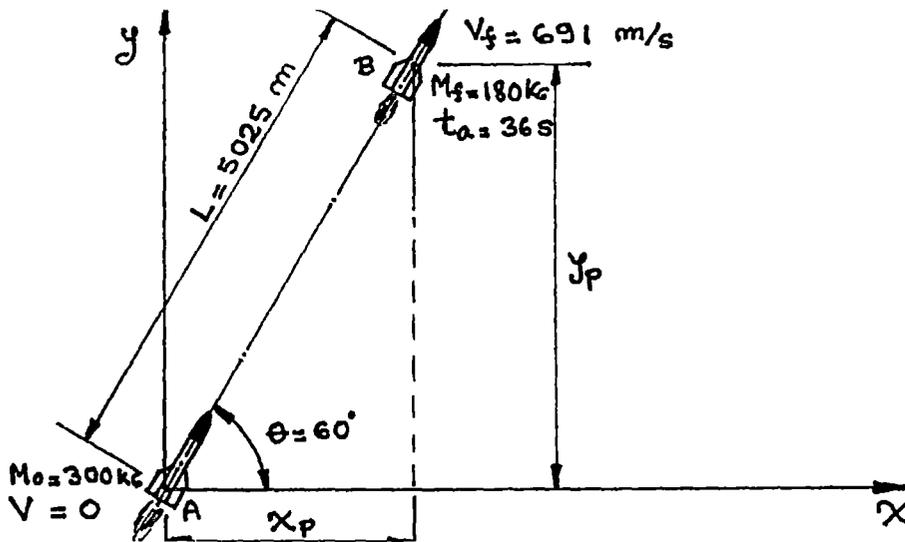


Fig. No. 107 Vuelo propulsado con un ángulo lanzamiento de 60 grados

\*Velocidad del cohete al finalizar la parte activa de vuelo ( $V_f$ ): Según Tsiolkovski

$$V_f = V_{m\acute{a}x} = V_e \ln \left( \frac{M_o}{M_f} \right) = (1352.74 \text{ m/s}) \ln \left( \frac{300}{180} \right) = 691 \text{ m/s}$$

$$V_f = V_{m\acute{a}x} = V_B = 691 \text{ m/s}$$

\*Desplazamiento del cohete hasta finalizar la descomposición del peróxido de hidrogeno (L):

$$\text{Datos: } \pi = 0.4$$

$$\beta = 0.02775 \text{ (1/s)}$$

$$V_e = 1352.74 \text{ m/s}$$

$$L = \frac{V_e}{\beta} \left[ \left( \frac{1}{\pi} - 1 \right) \text{Ln} (1 - \pi) + 1 \right] - 1/2 \times \frac{g_0}{\beta^2}$$

$$L = 5025 \text{ m} = 5.025 \text{ Km}$$

- Cálculo de los desplazamientos horizontal y vertical del cohete hasta finalizar el quemado. Como el disparo se hace bajo un ángulo de  $60^\circ$ , de la figura tenemos:

$$L^2 = X_p^2 + Y_p^2, \quad \text{además} \quad \text{Sen } \theta = \frac{Y_p}{L}, \quad \text{Cos } \theta = \frac{X_p}{L}$$

$$X_p = L \times \text{Cos } \theta = (5025) \text{ Cos } 60^\circ = 2,512.5 \text{ m}$$

$$Y_p = L \times \text{Sen } \theta = (5025) \text{ Sen } 60^\circ = 4,351.78 \text{ m}$$

**b. VUELO POR INERCIA DEL COHETE BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta = 60^\circ$  CON TRAYECTORIA PARABOLICA (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE) :**

El vuelo continúa por el punto (B), pasando por el punto (C) hasta llegar al punto (D). En el punto (B), la masa es  $M_f = 180 \text{ Kg}$  y la velocidad es :  $V_f = 691 \text{ m/s}$ . La masa es constante durante toda la trayectoria parabólica. El cohete se mueve sometido a la acción de la fuerza constante de la gravedad (P), dirigida verticalmente hacia abajo. Para un punto cualquiera de la trayectoria  $M(x,y)$ , debe cumplirse:

$$m \cdot V = P \cdot t + m \cdot V_0$$

$$V = g \cdot t + V_0$$

$$V_x = V_0 \cos \theta$$

$$V_y = V_0 \sin \theta - g \cdot t$$

$$X = V_0 \cdot t \cdot \cos \theta$$

$$Y = V_0 \cdot t \cdot \sin \theta - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$$

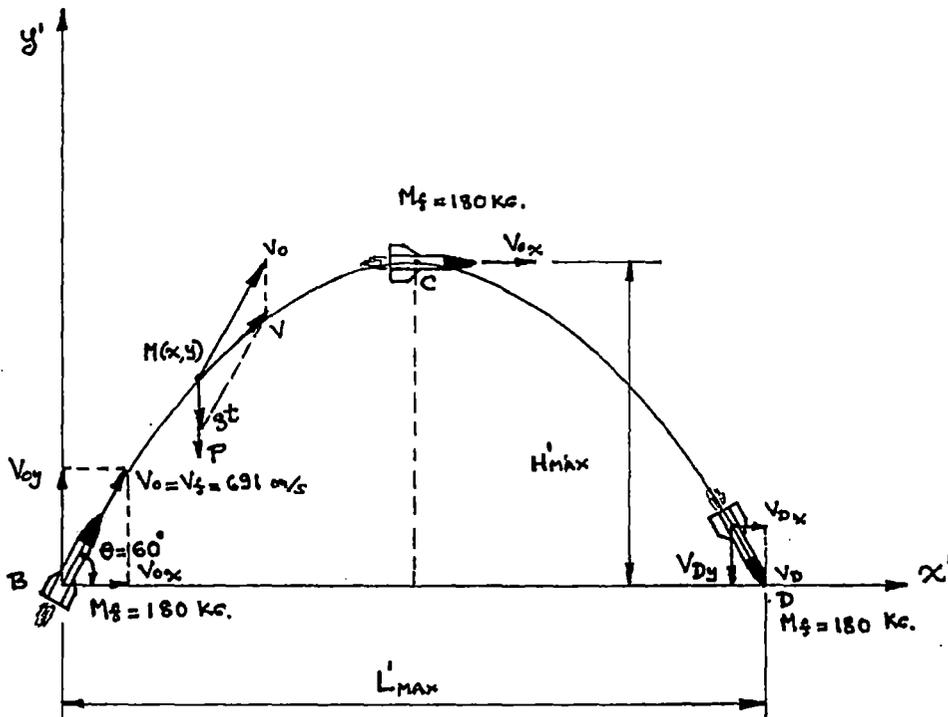


Fig. No. 108

### Vuelo por inercia para un ángulo de lanzamiento de 60 grados

\* Tiempo para alcanzar la máxima altitud ( $t_{hmax}$ ):

En el punto (C),  $V_{oy} = 0$ , o sea:

$$V_0 \sin \theta - g \cdot t = 0$$

$$V_0 \sin \theta = g \cdot t_{hmax}$$

$$t_{hmax} = \frac{V_0 \sin \theta}{g} = \frac{691 \text{ m/s} \times \sin 60^\circ}{9.81 \text{ m/s}^2} = 61 \text{ s}$$

- Tiempo total de vuelo para la trayectoria parabólica ( $t_T$ ):

$$t_T = 2 \times t_{hm\acute{a}x} = 2 \times 61 \text{ s} = 122 \text{ s}$$

- Alcance máximo (sobre el eje X), del vuelo parabólico ( $L'_{\text{max}}$ ):

$$L'_{hm\acute{a}x} = \frac{V_o \text{ Sen}\theta}{g} = \frac{(691)^2 \text{ m}^2\text{s}^2 \text{ Sen } 2(60^\circ)}{9.81 \text{ m/s}^2} = 42,152 \text{ m} = 42.152 \text{ Km}$$

- Altura máxima que alcanza el cohete en el vuelo parabólico (punto C):

$$H'_{m\acute{a}x} = V_o \text{ Sen}\theta \times t_{hm\acute{a}x} - 1/2 \times g \times t_{hm\acute{a}x}^2$$

$$H'_{m\acute{a}x} = (691 \text{ m/s}) \times \text{Sen } 60^\circ \times 61 \text{ s} - 1/2 \times 9.81 \text{ m/s}^2 \times (61)^2 \text{ s}^2$$

$$H'_{m\acute{a}x} = 18,252.332 \text{ m} = 18.2523 \text{ Km}$$

- Velocidad final que alcanza el cohete en el punto (D) , ( $V_D$ ) :

$$V_D = V_o + g \cdot t_T = 691 \text{ m/s} + 9.81 \text{ m/s}^2 \times (122 \text{ s}) = 1887.82 \text{ m/s}$$

- c. VUELO POR INERCIA DEL COHETE EN EL ULTIMO TRAMO HASTA HACER IMPACTO CON EL SUELO (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):

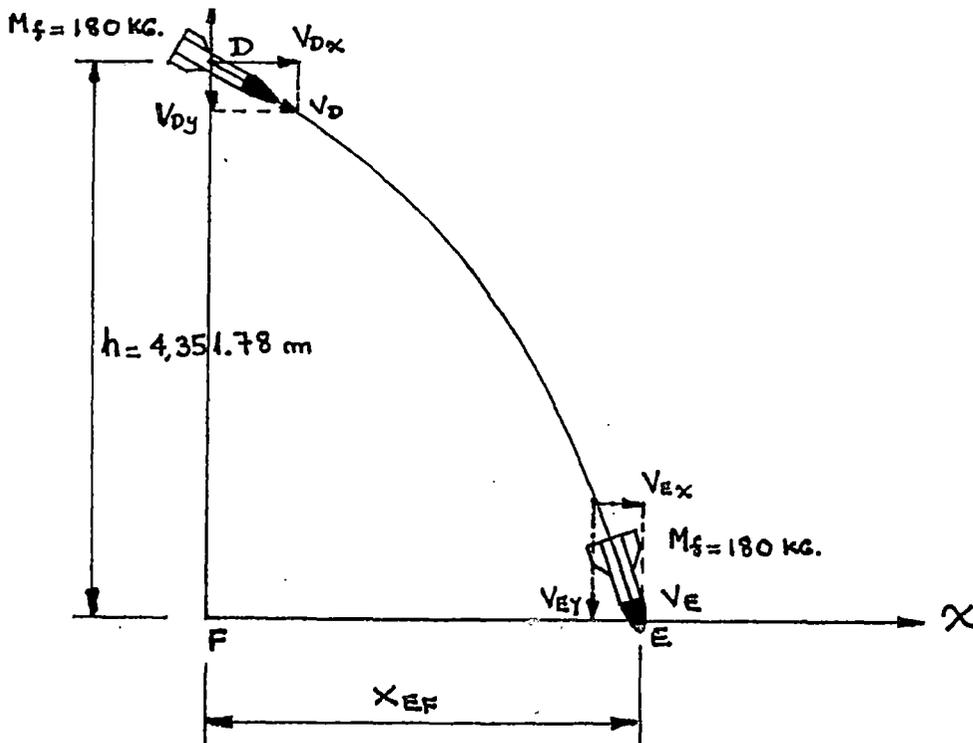


Fig. No. 109

Vuelo por inercia en el ultimo tramo par un angulo de lanzamiento de 60 grados

Sabemos que:

$$h = V_o \text{ Sen} \theta \times t + 1/2 \times g \times t^2$$

Remplazando valores:

$$4351.78 = 691 \times \text{Sen } 60^\circ \times t_{DE} + 1/2 \times 9.81 \times t_{DE}^2$$

$$4351.78 = 598.4235 t_{DE} \times 4.905 t_{DE}^2$$

Ordenando:

$$4.905 t_{DE}^2 + 598.4235 t_{DE} - 4351.78 = 0$$

Dividiendo la ecuación anterior entre (4.905):

$$\frac{4.905}{4.905} t_{DE}^2 + \frac{598.4235}{4.905} t_{DE} - \frac{4351.78}{4.905} = \frac{0}{4.905}$$

$$t_{DE}^2 + 122 t_{DE} - 887.213 = 0$$

Resolviendo esta ecuación de 2do. grado:

$$a = 1$$

$$b = 122$$

$$c = -887.213$$

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}$$

$$x = \frac{-122 \pm \sqrt{(122)^2 - 4(1)(-887.213)}}{2(1)}$$

$$t_i = \frac{-122 \pm 135.77}{2} \left\{ \begin{array}{l} \frac{-122 + 135.77}{2} = 6.885 \text{ s} \\ \frac{-122 - 135.77}{2} = -128.885 \text{ s} \end{array} \right.$$

Cálculo de la distancia  $X_{EF}$ :

$$X_{EF} = V_o \cos \theta \times t_i = (691) \text{ m/s} \times \cos 60^\circ \times 6.885 \text{ s} = 2,378.7675 \text{ m}$$

\*Velocidad final del cohete en el punto de impacto ( $V_f$ ):

$$V_f = V_E = V_o + g \times t_i = 691 \text{ m/s} + (9.81 \text{ m/s}^2)(6.885 \text{ s}) = 1356.9519 \text{ m/s}$$

$$V_f = V_E = 1356.9519 \text{ m/s} = 4885 \text{ Km/hora} = 4.42 \text{ Mach}$$

**d. PARAMETROS BASICOS DE TODO EL VUELO DEL COHETE BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta=60^\circ$  (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):**

Altura máxima que alcanza el cohete de peróxido de hidrógeno ( $H_{m\acute{a}x}$ ):

$$H_{m\acute{a}x} = Y_p + H_{m\acute{a}x} = 4351.78 + 18,252.332 = 22,604.112 \text{ m}$$

$$H_{m\acute{a}x} = 22,604.112 \text{ m} = 22.604112 \text{ Km}$$

Alcance máximo del cohete ( $L_{m\acute{a}x}$ ):

$$L_{m\acute{a}x} = X_p + L'_{m\acute{a}x} + X_{EF} = 2512.5 + 42,152 + 2378.7675 = 47,043.258 \text{ m}$$

$$L_{m\acute{a}x} = 47,043.258 \text{ m} = 47.043 \text{ Km}$$

- Tiempo total de vuelo del cohete (vuelo propulsado + vuelo por inercia)

$$t_{total} = t_p + t_T + t_i = 36 + 122 + 6.885 = 164.885 \text{ s} = 2.748 \text{ minutos}$$

**3.1.40 VUELO DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO CON UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta=75^\circ$  (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):**

**a. VUELO PROPULSADO BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta=75^\circ$  (SIN PERDIDAS):**

El vuelo comienza en el punto (A), punto de lanzamiento, y va en línea recta al punto (B). En el momento de lanzamiento tenemos:  $M_o = 300 \text{ Kg}$ , (con los tanques llenos de propulsante). En el punto (B), se termina de descomponer todo el peróxido de hidrógeno, y se tiene la  $M_f = 180 \text{ Kg}$  y  $V_f = 691 \text{ m/s}$ .

Datos:

$V_e = 1352.74 \text{ m/s}$  (Velocidad real de los gases a la salida por la tobera)

$M_o = 300 \text{ Kg}$ (masa del cohete en el punto de lanzamiento A).

$M_f = 180 \text{ Kg}$ (masa del cohete en el punto B).

- Velocidad del cohete al finalizar la parte activa de vuelo ( $V_f$ ):

Según la ecuación de Tsiolkovski :

$$V_f = V_{m\acute{a}x} = V_e \text{Ln} \left( \frac{M_o}{M_f} \right) = (1352.74 \text{ m/s}) \text{Ln} \left( \frac{300}{180} \right) = 691 \text{ m/s}$$

- Desplazamiento en línea recta del cohete hasta finalizar la parte activa de vuelo (vuelo propulsado) (L):

Datos:  $\pi = 0.4$

$\beta = 0,02775(1/s)$

$V_e = 1352,74 \text{ m/s}$

$$L = \frac{V_e}{\beta} \left[ \left( \frac{1}{\pi} - 1 \right) \text{Ln} (1 - \pi) + 1 \right] - \frac{1}{2} x \frac{g_0}{\beta^2}$$

$$L = 5025 \text{ m} = 5.025 \text{ Km}$$

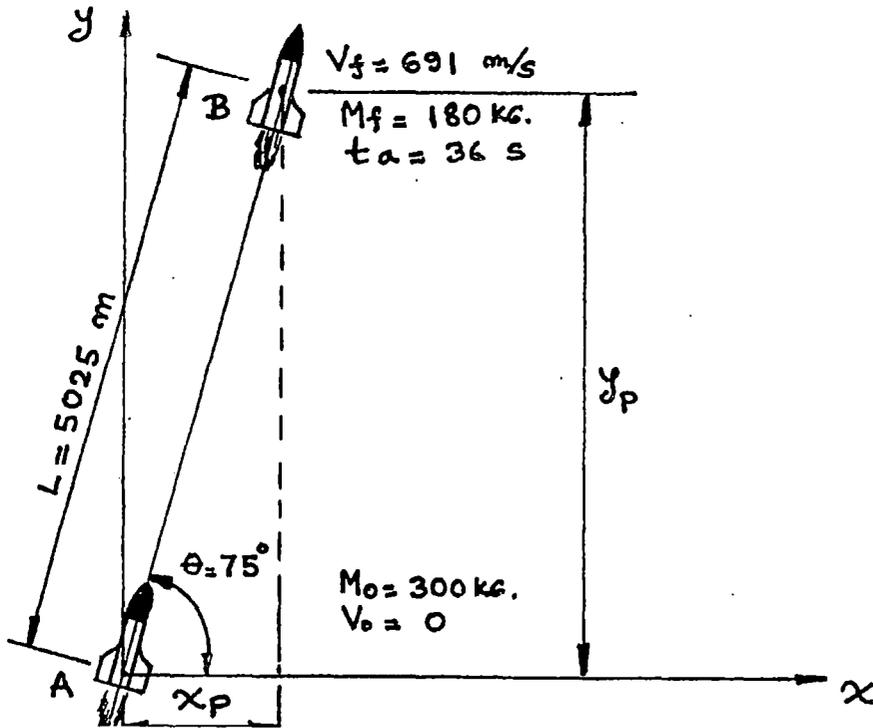


Fig. No. 110.

### Tramo activo de vuelo para un ángulo de lanzamiento de 75 grados

- Cálculo de los desplazamientos horizontal y vertical del cohete hasta finalizar "el quemado". Como el disparo se hace bajo un ángulo de 75°, de la figura tenemos:

$$L^2 = X_p^2 + Y_p^2, \text{ además: } \text{Sen } \theta = \frac{Y_p}{L}, \quad \text{Cos } \theta = \frac{X_p}{L}$$

$$X_p = L \times \text{Cos } \theta = (5025) \text{Cos } 75^\circ = 1300.5657 \text{ m}$$

$$Y_p = L \times \text{Sen } \theta = (5025) \text{Sen } 75^\circ = 4853.78 \text{ m}$$

### b. VUELO POR INERCIA DEL COHETE BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE $\theta = 75^\circ$ CON TRAYECTORIA PARABOLICA (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):

El vuelo del cohete por inercia sigue una trayectoria parabólica, pasando por los puntos (B),(C) y (D),manteniéndose la masa constante  $M_f = 180 \text{ Kg}$ . Llega a su

máxima altitud en el punto (C), donde  $V_y = 0$ . En el punto (B), la velocidad es  $V = 691$  m/s.

El cohete se mueve sometido a la acción de la fuerza constante de la gravedad ( $P$ ), dirigida verticalmente hacia abajo. Para un punto cualquiera de la trayectoria  $M(x,y)$ , debe cumplirse:

$$m \cdot V = P \cdot t + m \cdot V_0 \quad \text{ó} \quad V = g \cdot t + V_0$$

$$V_x = V_0 \cos \theta \quad V_y = V_0 \sin \theta - g \cdot t$$

$$X = V_0 \cdot t \cdot \cos \theta \quad Y = V_0 \cdot t \cdot \sin \theta - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2$$

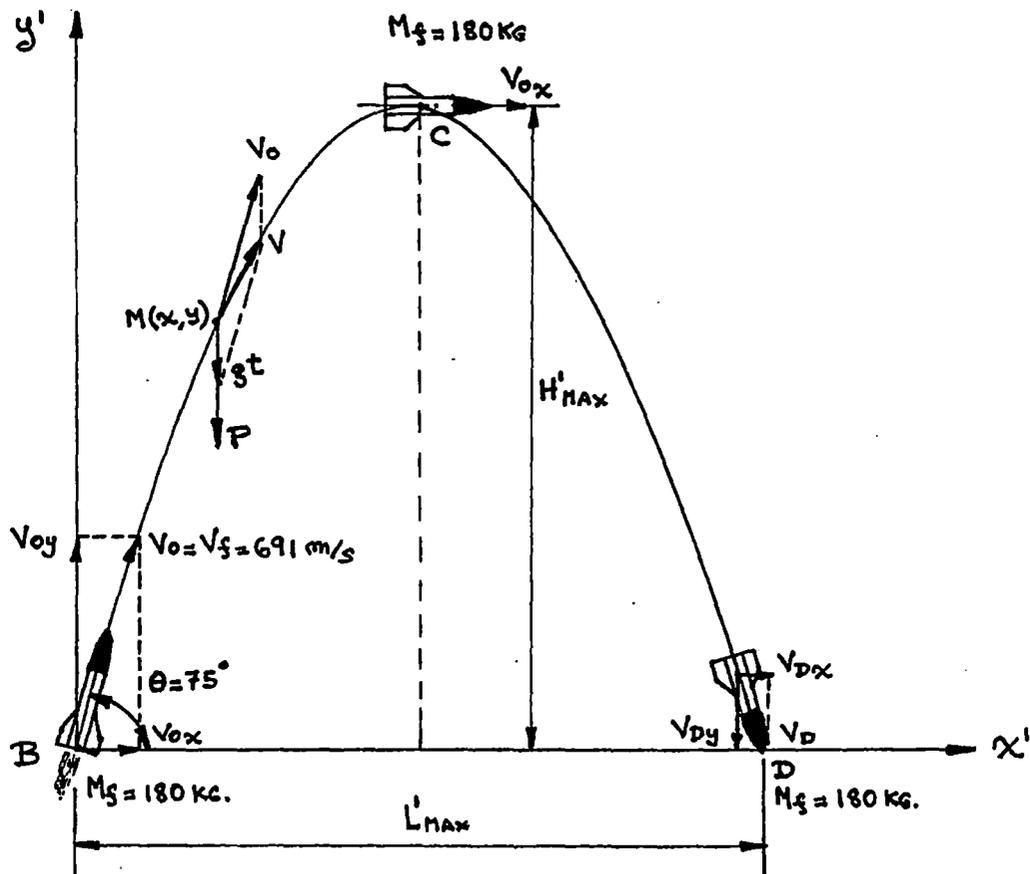


Fig. No. 111

Vuelo por inercia para un ángulo de lanzamiento de 75 grados

- Tiempo para alcanzar la máxima altitud ( $t_{hm\acute{a}x}$ ):

En el punto (C), la velocidad  $V_{oy} = 0$ , o sea :

$$V_o \text{ Sen } \theta - g \cdot t = 0$$

$$V_o \text{ Sen } \theta = g \cdot t_{hm\acute{a}x}$$

$$t_{hm\acute{a}x} = \frac{V_o \text{ Sen } \theta}{g} = \frac{691 \text{ m/s} \times \text{Sen } 75^\circ}{9.81 \text{ m/s}^2} = 68.0382 \text{ s}$$

- Tiempo total de vuelo para la trayectoria parabólica ( $t_T$ ):

$$t_T = 2 \times t_{hm\acute{a}x} = 2 \times 68.0382 = 136.0764 \text{ s}$$

- Alcance máximo (sobre el eje X), del vuelo parabólico ( $L_{m\acute{a}x}$ ):

$$L'_{m\acute{a}x} = \frac{V_o^2 \text{ Sen } 2\theta}{g} = \frac{(691)^2 \text{ m}^2/\text{s}^2 \times \text{Sen } 2(75^\circ)}{9.81 \text{ m/s}^2} = 24,336.442 \text{ m} = 24.336 \text{ Km}$$

- Altura máxima que alcanza el cohete en el vuelo parabólico (punto C) :

$$H'_{m\acute{a}x} = V_o \text{ Sen } 2\theta \times t_{hm\acute{a}x} - 1/2 \times g \times t_{hm\acute{a}x}^2$$

$$H'_{m\acute{a}x} = (691 \text{ m/s}) \times \text{Sen } 75^\circ \times 68 \text{ s} - 1/2 \times 9.81 \text{ m/s}^2 \times (68)^2 \text{ s}^2$$

$$H'_{m\acute{a}x} = 22,706.203 \text{ m} = 22.706 \text{ Km}$$

- Velocidad final que alcanza el cohete en el punto (D), ( $V_D$ ):

$$V_D = V_o + g \cdot t_T = 691 \text{ m/s} + 9.81 \text{ m/s}^2 \times (136 \text{ s}) = 2025.16 \text{ m/s}$$

- c. VUELO POR INERCIA DEL COHETE EN EL ULTIMO TRAMO HASTA HACER IMPACTO CON EL SUELO CON UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $75^{\circ}$  (SIN CONSIDERAR PERDIDAS DEBIDO A LA RESISTENCIA DEL AIRE):

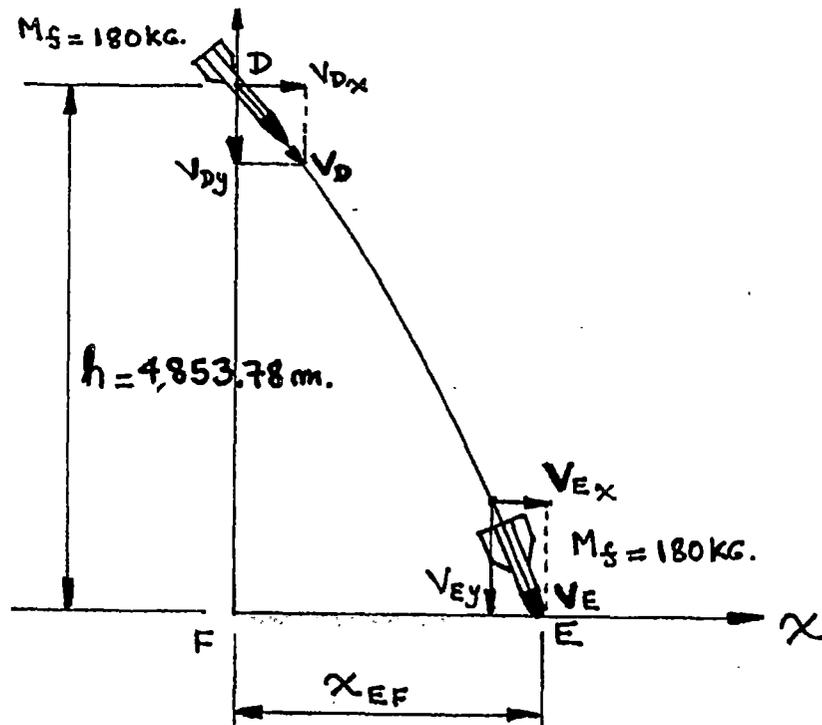


Fig. No. 112

Vuelo por inercia en el último tramo  
Con un ángulo de lanzamiento de 75 grados

Sabemos que:

$$h = V_0 \text{ Sen } \theta \times t + 1/2 \times g \times t^2$$

Remplazando valores:

$$4853.78 = 691 \times \text{Sen } 75^{\circ} \times t_i + 1/2 \times 9.81 \times t_i^2$$

Ordenando:

$$4.905 t_i^2 + 667.45475 t_i - 4853.78 = 0$$

Dividiendo la ecuación anterior entre (4.905):

$$\frac{4.905}{4.905} t_i^2 + \frac{667.45475}{4.905} t_i - \frac{4853.78}{4.905} = \frac{0}{4.905}$$

$$t_i^2 + 136.0764 t_i - 989.55759 = 0$$

Resolviendo esta ecuación de 2do. Grado:

$$a = 1$$

$$b = 136.0764$$

$$c = -989.55759$$

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}$$

$$x = \frac{-136.0764 \pm \sqrt{(136.0764)^2 - 4(1)(-989.55759)}}{2(1)}$$

$$t_i = \frac{-136.0764 \pm 149.9167}{2} \left\{ \begin{array}{l} \frac{-136.0764 + 149.9167}{2} = 6.92 \text{ s} \\ \frac{-136.0764 - 149.9167}{2} = -142.99 \text{ s} \end{array} \right.$$

$$t_i = 6.92 \text{ s}$$

\*Cálculo de la distancia  $X_{EF}$ :

$$X_{EF} = V_o \text{ Cos } \theta \times t_i = (691) \text{ m/s} \times \text{Cos } 75^\circ \times 6.92 \text{ s} = 1237.6 \text{ m} = 1.2376 \text{ Km}$$

\*Velocidad final del cohete en el punto de impacto ( $V_f$ ):

$$V_f = V_E = V_o + g \times t_i = 691 \text{ m/s} + (9.81 \text{ m/s}^2)(74.92 \text{ s}) = 1425.9652 \text{ m/s}$$

$$t = t_{hm\acute{a}x} + t_i = 68 + 6.92 = 74.92 \text{ s}$$

$$V_f = V_E = 1452.9652 \text{ m/s} = 5133.47 \text{ Km/hora} = 4.64 \text{ Mach}$$

**d. PARAMETROS BASICOS DE TODO EL VUELO DEL COHETE BAJO UN ANGULO DE LANZAMIENTO DE  $\theta = 75^\circ$  (SIN CONSIDERAR LA RESISTENCIA DEL AIRE):**

Altura máxima que alcanza el cohete de peróxido de hidrógeno ( $H_{m\acute{a}x}$ ):

$$H_{m\acute{a}x} = Y_p + H'_{m\acute{a}x} = 4853.78 + 22706.203 = 27,559.983 \text{ m}$$

$$H_{m\acute{a}x} = 27,559.983 \text{ m} = 27.559983 \text{ Km}$$

Alcance máximo del cohete ( $L_{m\acute{a}x}$ ):

$$\begin{aligned} L_{m\acute{a}x} &= X_p + L'_{m\acute{a}x} + X_{EF} = 1300.5657 + 24336.442 + 1237.6 \\ &= 26,874.608 \text{ m} \end{aligned}$$

$$L_{m\acute{a}x} = 26,874.608 \text{ m} = 26.8746 \text{ Km}$$

Tiempo total del vuelo(vuelo propulsado + vuelo por inercia):

$$t_{total} = t_p + t_T + t_i = 36 + 136 + 6.92 = 178.92 \text{ s} = 2.982 \text{ minutos}$$

**3.1.41 CALCULO DE LA RESISTENCIA AERODINAMICA PARA EL TRAMO DE VUELO PROPULSADO :**

**FUERZA DE RESISTENCIA AERODINAMICA**, La fuerza aerodinámica que se opone al movimiento del cohete dentro de la atmosfera está dada por la fórmula:

$$F_R = 0.5 \times \rho \times a \times C_w \times A (V + V_o) \quad (3.1)$$

Donde:

$\rho_a$  = Densidad del aire a la altura considerada ( $\text{Kg/m}^3$ )

$C_w$  = Coeficiente de resistencia aerodinámica.

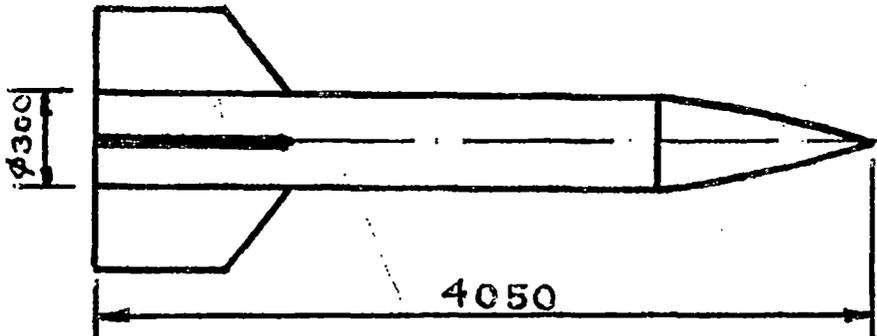
$A$  = Área de la sección transversal del cohete ( $\text{m}^2$ )

$V_o$  = Velocidad inicial del cohete (m/s)

$V_f$  = Velocidad final del cohete (m/s).

- Coeficiente de resistencia aerodinámica ( $C_w$ ):

Este coeficiente depende de la longitud del cohete y de su diámetro, según R.J.Priem (Technical Report R-67 NASA-1967), para :



$$\frac{L}{D} = \frac{4050}{300} = 13.5 \quad \longrightarrow \quad C_w = 0.025$$

Fig. No. 113

#### Esquema para el cálculo de la resistencia aerodinámica

- Área de la sección transversal del cohete ( $A$ ) :

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{\pi(0.3)^2}{4} = 0.0706858 \text{ m}^2$$

- Densidad promedio del aire ( $\rho_a$ ) :

$$\rho_a = \frac{\rho_{a(0 \text{ s.n.m})} + \rho_{a(3553 \text{ s.n.m})}}{2} = \frac{1.226 \text{ Kg/m}^3 + 0.819 \text{ Kg/m}^3}{2}$$

$$\rho_a = 1.0225 \text{ Kg/m}^3$$

Además:

$$V_0 = 0$$

$$V_f = 691 \text{ m/s}$$

Remplazando valores en la ecuación (3.1):

$$F_R = 0.5 \times 1.0225 \text{ Kg/m}^3 \times 0.025 \times 0.0706858 \text{ m}^2 (691 + 0) \text{ m}^2/\text{s}^2$$

$$F_R = 431.38 \frac{\text{Kg} \times \text{m}}{\text{s}^2} = 431.38 \text{ N} \times \frac{1 \text{ Kg.f}}{9.81 \text{ N}} = 44 \text{ Kg.f}$$

Digamos que:  $F_R = 10 \% \times E$ , por lo tanto los parámetros del cohete calculados para el vuelo sin fricción se pueden reducir en un 10% para tener los parámetros de vuelo real (con fricción del aire y con vientos laterales), pero el tiempo de vuelo se incrementa en un 10% aproximadamente. Estos datos concuerdan con los parámetros de vuelo de cohetes ya construidos Tierra-Tierra (como por ejemplo el V~2 y el Scud-A), datos extraídos de (Rocket Propulsión and Spaceflight Dynamics, por J.W.Corneliase). Por lo tanto tenemos:

LANZAMIENTO A  $\theta = 45^\circ$

SIN FRICCION	CON FRICCION
$H_{\text{máx}} = 15,721.4 \text{ m}$	$H_{\text{máx}} = 14,149.26 \text{ m}$
$L_{\text{máx}} = 55,375.425$	$L_{\text{máx}} = 49,837.8825 \text{ m}$
$t_{\text{total}} = 142.0655 \text{ seg}$	$t_{\text{total}} = 156.27205 \text{ seg.}$
$V_{\text{final}} = 1242.8664 \text{ m/s} = 4474.319$ km/hora	$V_{\text{final}} = 1118.57976 \text{ m/s} = 4026.887136$ Km/hora
$= 3.884 \text{ Mach}$	$= 3.35573928 \text{ Mach}$

LANZAMIENTO A  $\theta = 60^\circ$ 

SIN FRICCION	CON FRICCION
$H_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 22,604.112 \text{ m}$	$H_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 20,343.7008 \text{ m}$
$L_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 47,043.268 \text{ m}$	$L_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 42,338.941 \text{ m}$
$t_{\text{total}} = 164.885 \text{ seg}$	$t_{\text{total}} = 181.3735 \text{ seg}$
$V_{\text{final}} = 1,356.45 \text{ m/s} = 4,885 \text{ Km/hora}$ $= 4.42 \text{ Mach}$	$V_{\text{final}} = 1,220.805 \text{ m/s} = 4,394.9 \text{ km/hora}$ $= 3.97 \text{ Mach}$

LANZAMIENTO A  $\theta = 75^\circ$ 

SIN FRICCION	CON FRICCION
$H_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 27,559.983 \text{ m}$	$H_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 24,803.9847 \text{ m}$
$L_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 26,874.608 \text{ m}$	$L_{\text{m}\acute{a}\text{x}} = 24,187.147 \text{ m}$
$t_{\text{total}} = 178.92 \text{ seg}$	$t_{\text{total}} = 196.812 \text{ seg}$
$V_{\text{final}} = 1,452.9652 \text{ m/s} = 5,133.47 \text{ Km/hora}$ $= 4.64 \text{ Mach}$	$V_{\text{final}} = 1,307.66568 \text{ m/s} = 4,707.607248 \text{ Km/hora}$ $= 3.962300604 \text{ Mach}$

Para obtener los parámetros "verdaderamente reales" de este cohete de peróxido de hidrógeno, tendríamos que construir como mínimo 5 prototipos para lanzarlos de la siguiente manera: en vuelo vertical a  $\theta = 45^\circ$ , a  $\theta = 60^\circ$ , a  $\theta = 75^\circ$ , tener uno de reserva.

Para medir los parámetros tendríamos que colocar en la carga útil del cohete: sensores de altura, radio altímetros, un radio receptor-transmisor, etc. y tener un equipo de seguimiento-rastreo y telemetría en tierra (cámaras de video, radares, etc.).

TABLA No.24

## 3.1.42 CUADRO COMPARATIVO DE PERFORMANCE DE COHETES:

A. UTILIZANDO TANQUES DE ACERO PARA LOS PROPULSANTES  
(PEROXIDO DE HIDROGENO Y NITROGENO COMPRIMIDO):

PARAMETRO	COHETE No.1	COHETE No.2	COHETE No, 3
$M_o =$ Masa inicial(tanques llenos), (Kg)	300	461.53	1760
$M_f =$ Masa final (tanques vacíos), (Kg)	180	250.3	1000
$\pi = M_p/M_o$ (relación de masas del propulsante)	0.4	0.4576734	0.4318182
$\beta = G_\Sigma/M_p$ (relación de quemado), (1/seg)	0.0275	0.0276144	0.0263158
$V_e =$ Velocidad real de salida por la tobera (m/s)	1352.74	1352.74	1352.74
$V_E =$ Velocidad en el punto de impacto (MACH)	3.884	4.66	5.99788
$L_{MAX} =$ Alcance máximo (Km)	55.37525	79.478623	67.945937
$H_{MAX} =$ Altura máxima (Km)	15.7214	22.435203	19.206041
Carga Útil = (Kg de TNT)	35	.50	138
$t_a =$ Tiempo de vuelo activo(seg)	36	36	38
$t_T =$ Tiempo total de vuelo (seg)	142.0655	163.5063	155.69613
$G_\Sigma =$ Flujo de masa por la tobera(Kg/seg)	3.33	5	20
$V_B =$ Velocidad al terminar el "quemado" (MACH)	2.1594	2.5866375	2.3896
$M_p =$ Masa del propulsante (Kg)	120	211.23	760
$E =$ Empuje (Kg)	400	600	2400
$I_e =$ Impulso específico(kg x seg/seg)	120	120	120

**B. UTILIZANDO TANQUES DE DURALUMINIO 7075(T-6) PARA LOS PROPULSANTES (PEROXIDO DE HIDROGENO Y NITROGENO COMPRIMIDO).**

PARAMETRO	COHETE No.1	COHETE No.2	COHETE No.3
$M_o =$ Masa inicial(tanques llenos), (Kg)	268	405.53	1445
$M_f =$ Masa final (tanques vacíos), (Kg)	148	194.3	685
$\pi = M_p/M_o$ (relación de masas del propulsante)	0.4477612	0.5208739	0.525952
$\beta = G_\Sigma/M_p$ (relación de quemado), (l/seg)	0.02775	0.0236709	0.0263158
$V_e =$ Velocidad real de salida por la tobera	1352.74	1352.74	1352.74
$V_E =$ Velocidad en el punto de impacto (MACH)	4.5238	5.591	7.89623
$L_{MAX} =$ Alcance máximo (Km)	76.914	114.31422	117.30033
$H_{MAX} =$ Altura máxima (Km)	21.164322	32.116559	32.868847
Carga Útil = (Kg de TNT)	35	50	138
$t_a =$ Tiempo de vuelo activo(seg)	36	36	38
$t_T =$ Tiempo total de vuelo (seg)	159.58395	194.90708	192.64294
$G_\Sigma =$ Flujo de masa por la tobera(Kg/seg)	3.33	5	20
$V_B =$ Velocidad al terminar el "quemado" (MACH)	2.51	3.11	3.15546
$M_p =$ Masa del propulsante (Kg)	120	211.23	760
$E =$ Empuje (Kg)	400	600	2400
$I_e =$ Impulso específico(kg x seg/seg)	120	120	120

### 3.1.43. PROGRAMA DE SIMULACION DE VUELO DE COHETES DE

#### PEROXIDO DE HIDRÓGENO:

```

program vuelo_cohete;
uses crt;
var
a,b,c,x,Vo,Mo,Mp,V,Z,Mbo,Zbo,Vbo,Vc,Ms,Me,Mpl,t,tmax,zmax,pi,beta,G,tbo,Ve,
go,tc,tT,cw,xp,yp,l:real;

Lpedido,vd,hmax1,xmax,ymax,thmax,xef,ti,hmax,pil,sonido,temperatura,Calculo
,theta,lcalculado:real;
procedure vuelo_vertical;
begin
clrscr;
gotoxy(10,5);writeln('VUELO VERTICAL DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO');
gotoxy(3,7);write('Entre la masa total del cohete : ');readln(Mo);
gotoxy(3,8);write('Entre la masa del Propulsante : ');readln(Mp);
gotoxy(3,9);write('Entre el Flujo de masa de propulsante : ');readln(G);
pi:=Mp/Mo;
gotoxy(5,10);write('Relación de Masas del Propulsante : ',pi:8:5);
beta:=G/Mp;
gotoxy(5,13);write('Relación de Quemado : ',beta:8:5);
gotoxy(5,15);write('Tiempo de Vuelo activo : ',1/beta:3:0,
segundos');readln;
clrscr;
Mbo:=Mo-Mp;
gotoxy(7,5);write('Masa al terminar de Quemar el Combustible : ',Mbo:5:3,
Kg');
gotoxy(7,7);write('Velocidad del Cohete al finalizar de quemar el
Combustible');
Ve:=1352.74;
go:=9.81;
Vbo:=Ve*Ln(1/(1-pi))-go/beta;
gotoxy(10,9);write('Vbo = ',Vbo:8:5,' m/s');
gotoxy(7,11);write('Altura que alcanza el cohete al finalizar el quemado');
Zbo:=((Ve/beta)*(((1/pi)-1)*Ln(1-pi)+1)-1/2*(go/(exp(2*Ln(beta)))))/1000;
gotoxy(10,13);write('Zbo = ',Zbo:8:5,' Km');
Zmax:=Ve*Ve/(2*go)*Ln(1/(1-pi))*Ln(1/(1-pi))+Ve/beta*(1+1/pi*Ln(1-pi));
gotoxy(7,15);write('Altura total que alcanza el cohete = ',Zmax/1000:8:5,
Km');
gotoxy(20,16);write('(vuelo propulsado + vuelo por inercia)');
tmax:=ve/go*Ln(1/(1-pi));
gotoxy(7,18);write('Tiempo total de vuelo = ',tmax:4:2,' seg.');
```

```

clrscr;
gotoxy(5,3);writeln('CAIDA DEL COHETE (sin tomar en cuenta la resistencia
del aire)');
gotoxy(10,4);write('Movimiento Uniformemente Acelerado, a = g = 9.81
m/s2');
tc:=sqrt(2*zmax/go);
gotoxy(7,7);write('Tiempo de Caída = ',tc:2:0,' seg.');
```

```

Vc:=sqrt(2*go*zmax);
gotoxy(7,9);write('Velocidad al final de la Caída = ',Vc/307:3:2,' Mach');
```

```

gotoxy(7,11);write('Tiempo total de vuelo vertical = ',(tmax+tc)/60:3:2,
min');readln;
clrscr;
gotoxy(7,3);writeln('CAIDA DEL COHETE (tomando en cuenta la resistencia del
aire)');
```

```

gotoxy(15,4);write('Movimiento No Uniformemente Acelerado');
```

```

gotoxy(7,6);write('Considerando constante los siguientes datos :');
```

```

gotoxy(10,8);write('Mf = ',(mo-mp):3:0,' Kg');
```

```

gotoxy(10,9);write('A = 0.0706858 m2');
```

```

gotoxy(10,10);write('Cw = 0.025 (para L/D = 13.5)');
```

```

gotoxy(10,11);write('Hmáx = ',Zmax:8:5,' metros');
```

```

gotoxy(10,12);write('fa = 0.525 Kg/m3 (a 8000 m.s.n.m.)');
```

```

Vo:=sqrt(2*(mo-mp)/(0.025*0.525*0.0706858));
gotoxy(7,14);write('Velocidad Límite de Caída = ',Vo:8:5,' m/s');
```

```

x:=exp(go*Zmax/(Vo*Vo)*Ln(2.718281818));
gotoxy(7,16);write('Velocidad de Caída del Cohete =
',Vo*sqrt(1-1/(X*X))/307:8:5,' Mach');
```

```

tc:= Vo/go*Ln(X+sqrt(X*X-1));
gotoxy(7,18);write('Tiempo de Caída = ',tc:8:3,' seg');
```

```

tT:=tmax+tc;
```

```

gotoxy(7,20);write('Tiempo total de vuelo vertical = ',tT/60:8:3,'
min');readln;
end;

procedure vuelo_parabolico;
begin
clrscr;
gotoxy(5,3);write('VUELO DEL COHETE DE PEROXIDO DE HIDROGENO CON UN ANGULO
DE LANZAMIENTO');
gotoxy(15,4);write('Sin Considerar la Resistencia del Aire');
gotoxy(7,6);write('Entre el Angulo de Lanzamiento ( $\theta$ ): ');readln(theta);
gotoxy(30,8);write('VUELO PROPULSADO');
Vo:=Ve*ln(Mo/(Mo-Mp));
gotoxy(7,10);write('Velocidad del Cohete al Finalizar la Combustión =
',Vo:5:0,' m/s');
L:=Ve/beta*((1/pi-1)*ln(1-pi)+1)-1/2*go/(beta*beta);
gotoxy(7,12);write('Desplazamiento del Cohete Hasta Finalizar el Quemado =
',L/1000:6:3,' Km');
pil:=3.141592654/180;
Xp:=L*cos(theta*pil);
Yp:=L*sin(theta*pil);
gotoxy(7,14);write('Desplazamiento Horizontal = ',Xp/1000:6:3,' Km');
gotoxy(7,16);write('Desplazamiento Vertical = ',Yp/1000:6:3,' Km');
gotoxy(30,18);write('VUELO POR INERCIA');
thmax:=Vo*sin(theta*pil)/go;
gotoxy(7,21);write('Tiempo para alcanzar la Máxima altitud = ',thmax:5:2,'
seg');
gotoxy(7,23);write('Tiempo Total para el Vuelo Parabólico = ',2*thmax:5:2,'
seg');
readln;clrscr;
gotoxy(7,5);write('Alcance Máximo =
',Vo*Vo*sin(2*theta*pil)/(1000*go):5:3,' Km');
Hmax1:=Vo*sin(theta*pil)*thmax-1/2*go*thmax*thmax;
gotoxy(7,7);write('Altura Máxima (de B a D) = ',hmax1/1000:5:3,' Km');
VD:=vo+go*(2*thmax);
gotoxy(7,9);write('Velocidad final del Cohete en el punto D = ',Vd:5:3,'
m/s');
gotoxy(25,12);writeln('VUELO POR INERCIA DEL COHETE EN EL ULTIMO TRAMO');
b:=2*Vo*sin(theta*pil)/go;c:=-2*yp/go;
ti:=(-b+sqrt(b*b-4*c))/2;
Xef:= vo*cos(theta*pil)*ti;
gotoxy(7,14);write('Distancia Horizontal de E a F = ',xef:6:3,' m');
gotoxy(7,16);write('Velocidad final del Cohete en el Impacto =
',(Vo+go*ti)/307:6:3,' Mach');
readln;clrscr;
gotoxy(18,7);write('PARAMETROS BASICOS DE TODO EL VUELO ',theta:3,'
grados');
gotoxy(10,10);write('Altura Máxima que Alcanza el Cohete =
',(yp+hmax1)/1000:6:3,' Km');
gotoxy(10,12);write('Alcance Máximo del Cohete =
',(Xp+Xef+Vo*Vo*sin(2*theta*pil)/go)/1000:6:3,' Km');
gotoxy(10,14);write('Tiempo Total de Vuelo del Cohete =
',(2*thmax+ti+1/beta)/60:6:3,' min');
readln;
end;
procedure Calculo_del_angulo_de_Tiro;
begin
clrscr;
write('Entre el Alcance Deseado en metros : ');readln(Lpedido);
theta:=43;
repeat
Xp:=L*cos(theta*pil);
Yp:=L*sin(theta*pil);
b:=2*Vo*sin(theta*pil)/go;c:=-2*yp/go;
ti:=(-b+sqrt(b*b-4*c))/2;
Xef:= vo*cos(theta*pil)*ti;
Calculo:=(Xp+Xef+Vo*Vo*sin(2*theta*pil)/go);
theta:=theta-1/60;
until Calculo-Lpedido<=10;

```

```
writeln('Angulo : ',trunc(theta):3,' grados ',60*frac(theta):3:0,'
minutos');
writeln(' Lcalculado : ',Calculo:3:2);
writeln(' error : ',Calculo-Lpedido:3:2,' metros');
readln;
end;

begin
clrscr;
vuelo_vertical;
vuelo_parabolico;
Calculo_del_angulo_de_tiro;
END.
```

## CAPÍTULO IV

### DISEÑO DE UN MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO

#### 4.1 DISEÑO DE UN COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO DE PROPULSORES COMPUESTOS

El presente diseño se basa en un cohete de combustible sólido de grano compuesto a base de Nitrato de Potasio (64%); como oxidante, y Dextrosa (34%) como combustible, más un 2% de Aditivos Balísticos (1% de Polvo de Aluminio + 1% de Polvo de Magnesio) todos estos componentes con un tamaño promedio de Partículas de entre 75 a 100 micrones, mezclados previamente y luego fundidos en caliente en un recipiente y con fuego directo; se utilizarán inhibidores de (PVC) para Inhibir el área Lateral externa de los granos, y se utilizará para la Balística Interna de los cohetes de configuración (BATES) "BALISTIC TEST"; que consisten en unos segmentos de Granos Inhibidos por la parte exterior, y con un agujero cilíndrico en la parte central, para la cámara de Combustión y el Fuselaje se utilizarán tubos para calderas tipo ASTM A-192, de 3 pulgadas de Diámetro Nominal; por ser el mejor tipo de Tubo que se encuentra en el Mercado Interno; la Presión Interna que soportan en caliente estos Tubos está alrededor de 90 Bares (Determinado Experimentalmente); por lo tanto en el Diseño no se debe sobrepasar esta presión; la Longitud de los Granos debe estar entre 1.5 a 2 veces su Diámetro, el Agujero Central del Grano debe ser aproximadamente la Tercera Parte del Diámetro exterior del Tubo; el Diámetro de la Garganta de la Tobera debe estar alrededor de la Cuarta Parte del Diámetro exterior del Tubo. El Fuselaje estará dividido en dos partes; una parte para la Cámara de Combustión, donde en la parte inferior estará la Tobera roscada, y en la parte superior estará el Tapón de Acero también roscado, en la otra parte del Fuselaje se colocará el Sistema de Recuperación por Paracaídas; este tramo de Fuselaje estará roscado en su parte inferior para ensamblar con el Tapón roscado, y en el otro extremo estará liso donde se ensamblará el Morro (Ojiva), de Aluminio, esta disposición es así porque cuando el Cohete alcance su máxima altura (Apogeo);

expulsará el Morro y todo el cohete, el Fuselaje más el Morro bajará "Colgado" en un paracaídas y se recuperarán los datos tomados. El cohete constará de tres aletas de Aluminio empernado a unos Clips, que a su vez están soldados al Fuselaje.

#### 4.2 INTRODUCCIÓN A LAS CARTAS DE DISEÑO PARA MOTORES COHETE SÓLIDOS\*:

Aquí se presentan gráficos de diseño que pueden usarse para determinar la presión de cámara de un motor cohete de propelente sólido de estado - estable. Un "gráfico de presión de la cámara vs.  $K_n$ " se proporciona para cada uno de los siguientes tres propelentes basados en nitrato de potasio:

- KN-Sorbitol
- KN-Dextrosa
- KN-Sacarosa

Para que los datos del gráfico sean considerados válidos, es necesario que el propelente sea preparado por el método "normal":

- El propelente debe ser fundido en caliente.
- El oxidante debe molerse tan finamente que el tamaño máximo de partícula sea de 75-100 micrones.
- Los constituyentes deben ser muy bien mezclados antes de fundirlos.
- Debe tener la proporción estándar de O/C 65/35.

El término estado – estable infiere la condición operativa en que la presión de la cámara es solamente una función del área de la superficie de quemado del grano. En otras palabras, la generación de gases de la combustión y salida de gases a través de la tobera , está en un estado de equilibrio (balanceado). Por consiguiente, esto excluye la acumulación inicial de presión así como la disminución final.

También se presentan las ecuaciones y datos que fueron usados para desarrollar los gráficos del diseño.

Cuando es necesario conocer el  $Kn$  del motor (la proporción de la superficie del área de combustión vs. el área de la garganta de la tobera) se utilizan los gráficos. También se presenta la metodología para el cálculo del área de combustión de un grano tubular y un grano BATES y se proporcionan ejemplos de tales cálculos y uso de los gráficos.

\*Tomado de la página web-"Experimental Rocketry"-Richard Kakka.

#### 4.3 CARTAS DE DISEÑO EXPERIMENTALES:

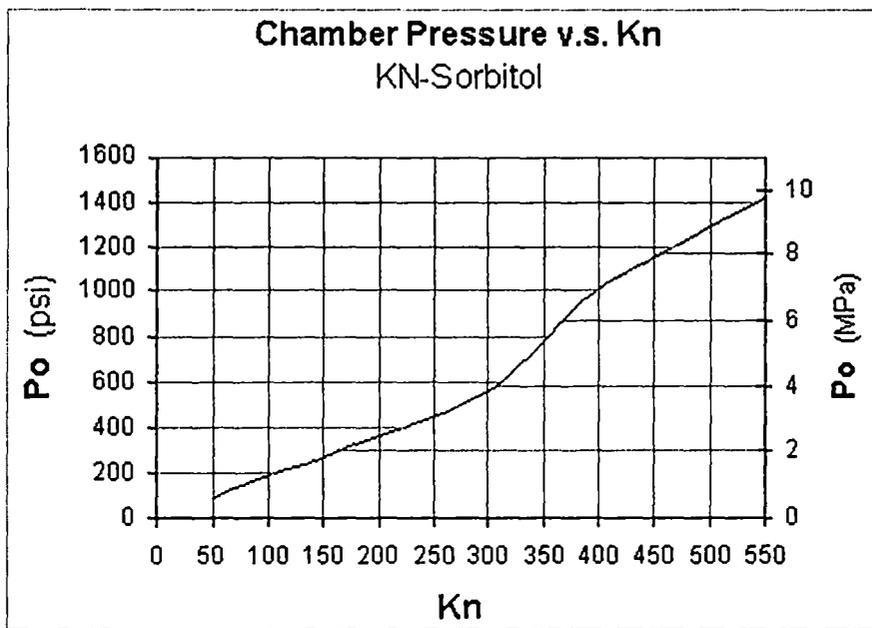


Fig. No. 114

Carta de diseño para un propulsante a base de KN-Sorbitol

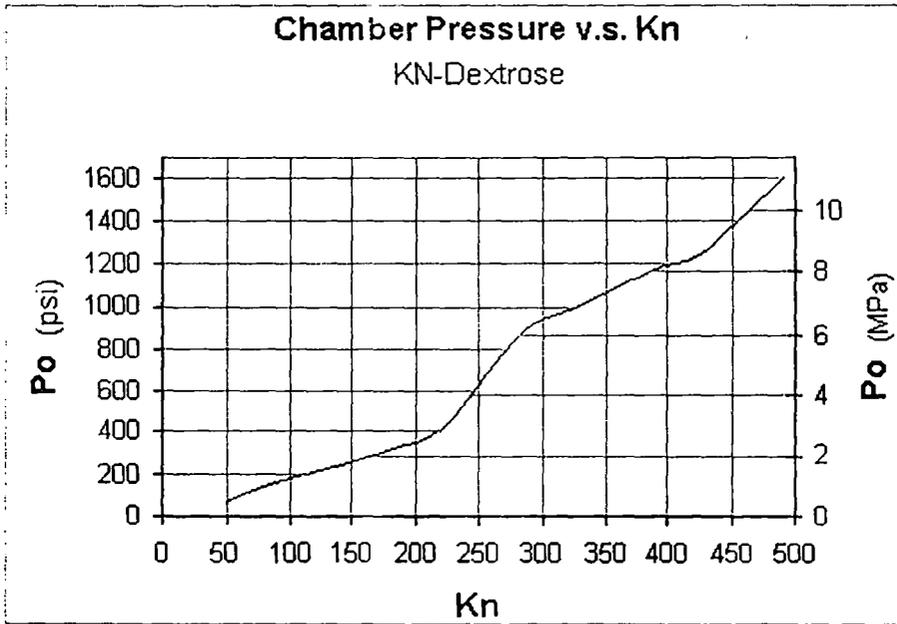


Fig. No. 115

Carta de diseño para un propulsante a base de KN-Dextrosa

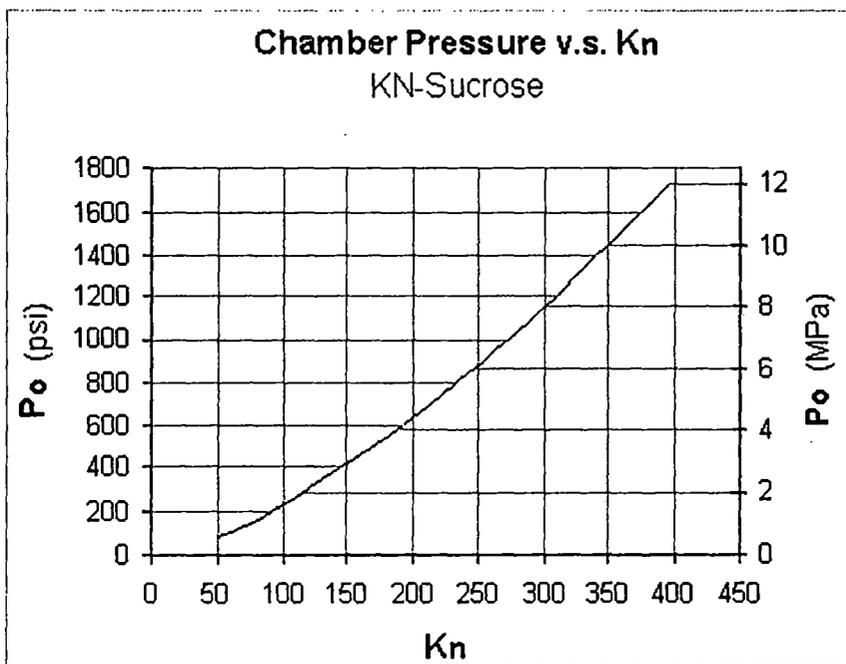


Fig. No. 116

Carta de diseño para un propulsante a base de KN-Sacarosa

#### 4.4 DESARROLLO DE LAS CARTAS DE DISEÑO:

Las tres cartas de diseño fueron construidos para las condiciones de cámara de estado - estable, con la siguiente ecuación:

$$(4.1) \quad P_o = \left[ K_n \frac{a}{\alpha} \rho c^* \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

Donde los parámetros se definen como:

$P_o$  = presión de la cámara del motor.  $K_n$  = Klemmung,

$$(4.2) \quad K_n = A_h / A_t$$

(Proporción del área de combustión vs. el de la garganta de la tobera).

$a$  = coeficiente de combustión bajo presión.

$\alpha$  = factor de la conversión, MPa a Pa ( $\alpha = 1.000.000$ ).

$\rho$  = densidad de la masa de propelente.

$c^*$  = velocidad de salida característica del propelente.

$n$  = exponente de combustión bajo presión.

Los coeficientes y exponentes de combustión bajo presión son basados en medidas experimentales. Para KN-Dextrosa, los valores usados son  $a = 0.0665$  in/sec (8.26 mm/seg) y  $n = 0.319$ . La velocidad de salida característica se calcula con la siguiente ecuación:

$$(4.3) \quad c^* = \sqrt{\frac{R'T_o}{Mk} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

Se dan los parámetros aplicables para cada tipo de propelente en las tablas 25,26 y 27:

Tabla No. 25

PRESIÓN DE LA CÁMARA DEL MOTOR COHETE COMO UNA FUNCIÓN DEL  
PROPUSLANTE: KN-SORBITOL (65/35)

Rocket Motor chamber pressure as a function of Kn KN-Sorbitol (65/35) propellant		
R'	8314 J/mol-K	Universal gas constant
M	39.9 kg/kmol	Effective molecular wt. of products
R	208.4 J/kg-K	Specific gas constant
k	1.042	Ratio specific heats, avg. value
$\eta_c$	0.95	Combustion efficiency
To	1600 K	Ideal combustion temperature
To act	1520 K	Actual chamber temperature
c*	914 m/s	Characteristic exhaust velocity
$\rho'$ grain	1.841 g/cm <sup>3</sup>	Grain ideal density
$\rho/\rho'$	0.95	Density ratio (actual/ideal)
$\rho$ grain	1.749 g/cm <sup>3</sup>	Grain actual density

Tabla No. 26

PRESIÓN DE LA CÁMARA DEL MOTOR COHETE COMO UNA FUNCIÓN DEL

Rocket Motor chamber pressure as a function of Kn KN-Dextrose (65/35) propellant		
R'	8314 J/mol-K	Universal gas constant
M	42.39 kg/kmol	Effective molecular wt. of products
R	196.1 J/kg-K	Specific gas constant
k	1.043	Ratio specific heats, avg. value
$\eta_c$	0.95	Combustion efficiency
To	1710 K	Ideal combustion temperature
To act	1625 K	Actual chamber temperature
c*	916 m/s	Characteristic exhaust velocity
$\rho'$ grain	1.879 g/cm <sup>3</sup>	Grain ideal density
$\rho/\rho'$	0.95	Density ratio (actual/ideal)
$\rho$ grain	1.785 g/cm <sup>3</sup>	Grain actual density

PROPULSANTE: KN - DEXTROSA (65/35)

Tabla No. 27

PRESIÓN DE LA CÁMARA DEL MOTOR COHETE COMO UNA FUNCIÓN DEL  
PROPULSANTE: KN-ZACAROSA (65/35)

Rocket Motor chamber pressure as a function of Kn KN-Sucrose (65/35) propellant		
$R'$	8314 J/mol-K	Universal gas constant
$M$	41.99 kg/kmol	Effective molecular wt. of products
$R$	198.0 J/kg-K	Specific gas constant
$k$	1.043	Ratio specific heats, avg. value
$\eta_c$	0.95	Combustion efficiency
$T_o$	1720 K	Ideal combustion temperature
$T_{o \text{ act}}$	1634 K	Actual chamber temperature
$c^*$	923 m/s	Characteristic exhaust velocity
$\rho'_{\text{ grain}}$	1.889 g/cm <sup>3</sup>	Grain ideal density
$\rho/\rho'$	0.95	Density ratio (actual/ideal)
$\rho_{\text{ grain}}$	1.795 g/cm <sup>3</sup>	Grain actual density

4.5 DETERMINACIÓN DEL FACTOR (Kn):

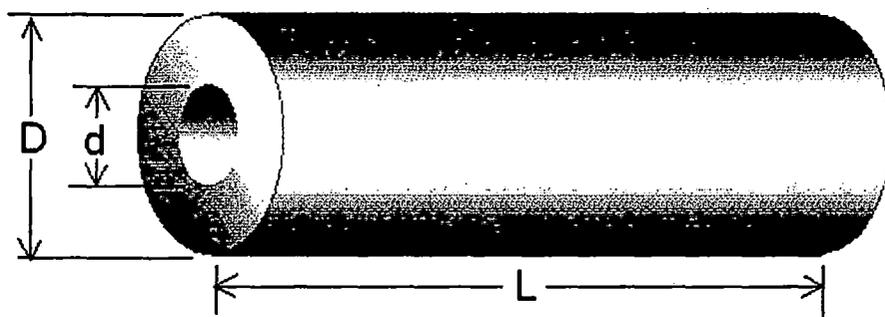


Fig. No. 117

Grano cilíndrico hueco

El área de la superficie de combustión para un grano tubular, como el mostrado en la Fig.No.117, puede calcularse de la siguiente manera:

Grano con quemado sin restricción (ninguna superficie inhibida):

$$A_{b\text{máx}} = A_{b\text{inicial}} = \frac{1}{2}\pi(D^2 - d^2) + \pi L(D + d) \quad (4.4)$$

$$A_{b\text{final}} = \pi(D + d)(L - t) \quad (4.5)$$

$$\text{Donde: } t = \frac{1}{2}(D - d) \quad (4.5)$$

Grano con superficie exterior inhibida (quemando núcleo y en los extremos y

Extremos):

$$A_{b\text{máx}} = A_{b\text{inicial}} = \frac{1}{2}\pi(D^2 - d^2) + \pi d L \quad (4.6)$$

$$A_{b\text{final}} = \pi D(L - 2t) \quad (4.7)$$

Grano con ambos extremos inhibidos (quemando en la superficie exterior y central):

$$A_b = \text{constante} = \pi L(D - d)$$

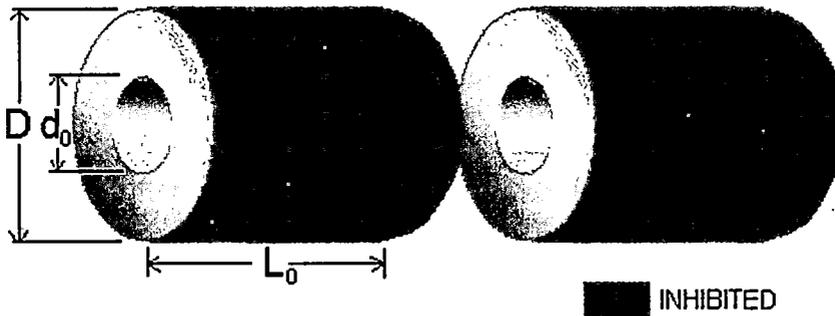


Fig. No. 118  
Grano BATES

En la Fig.No.118 se muestra un grano de configuración BATES. Este normalmente consiste en dos o más segmentos de propelente, inhibidos en las superficies externas. Esta configuración se usa, típicamente, cuando se desea un perfil de  $K_n$  casi neutro (curva Media en la Fig.No.119).  $K_n$  tiende a un valor máximo para luego decaer. La forma de la curva es determinada por las proporciones  $L_0/D$  y  $d_0/D$ . Una opción sensata de longitud del segmento y diámetro del centro es necesaria, sino  $K_n$  puede tener un perfil progresivo (curva Superior) o uno regresivo (curva Inferior). Para producir un perfil simétrico ( $K_n$  inicial =  $K_n$  final) el  $K_n$  máximo debe ocurrir cuando la regresión de la superficie sea la mitad del espesor.

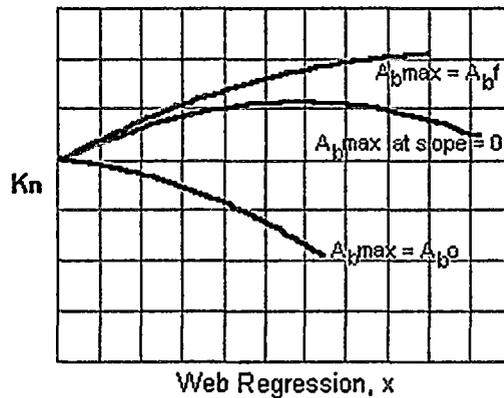


Fig. No. 119

Perfiles ( $K_n$ ) para granos BATES

La superficie de combustión instantánea está dada por:

$$A_b = N \left[ \frac{1}{2} \pi (D^2 - d^2) + \pi L d \right] \text{ (Ecuación 1)}$$

(4.8)

Donde  $N$  es el número de segmentos;  $d$  y  $L$  son los valores instantáneos de diámetro del centro y longitud del segmento, y salen de:

Donde  $x$  es la regresión lineal de la superficie (distancia de combustible que se ha quemado, normal a la superficie del mismo). Esto se ilustra en la Fig.No.120. Las líneas punteadas representan la geometría de las superficies de combustión en un punto arbitrario de regresión de la superficie.

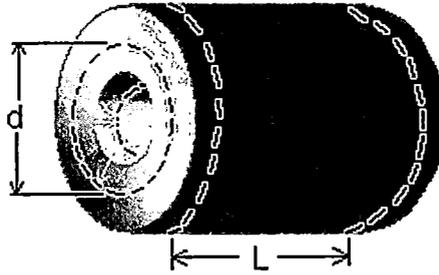


Fig. No. 120

#### Representación de un grano BATES con la regresión del diafragma

Las superficies de combustión inicial y final están dadas por:

$$A_{b\text{ inicial}} = N \left[ \frac{1}{2} \pi (D^2 - do^2) + \pi Lo do \right] \quad (4.11)$$

$$A_{b\text{ final}} = N \pi D (Lo - 2t) \quad (4.12)$$

$$\text{Donde: } t = \frac{1}{2} (D - do) \quad (4.13)$$

El valor de  $x$  cuando el área de la superficie de combustión alcanza su valor máximo es importante para determinar la presión máxima de cámara. Este valor de  $x$  puede ser encontrado igualando la derivada (representado por la pendiente en la curva de  $Kn$  vs regresión de la superficie de combustible) a cero ( $dAb/dx = 0$ ).

El valor de  $x$ , para la máxima superficie de combustión ( $Ab$ ), se encuentra con:

$$x = \frac{1}{6} (Lo - 2do) \quad (4.14)$$

El valor de  $Ab_{m\acute{a}x}$  es encontrado entonces sustituyendo  $x$  en las ecuaciones No.4.9 y No.4.10 para encontrar  $d$  y  $L$ , y sustituyendo estos valores en la No.4.8.

Nota: El perfil de  $Kn$  es progresivo si por cálculo  $x > do$ . En este caso  $Ab_{m\acute{a}x} = Ab_{final}$ .

El perfil de  $Kn$  es regresivo si por cálculo  $x < 0$ . En este caso  $Ab_{m\acute{a}x} = Ab_{inicial}$

Al diseñar el motor de un cohete, la dimensión  $D$  está normalmente limitada por factores como cubierta o tamaño del fuselaje. La opción de diámetro del centro,  $do$ , es normalmente basado en el espesor de combustible deseado (qué determina el tiempo de combustión) y las consideraciones de erosión de la combustión. Así, la longitud del segmento,  $Lo$ , es el parámetro que puede estar disponible para controlar el perfil de  $Kn$ . El valor de  $Lo$  puede encontrarse para dar un perfil simétrico de  $Kn$  ( $Kn$  iniciales y finales son iguales).

Si  $D$  y  $do$  se especifican:

$$Lo = \frac{1}{2}(3D + do)$$

Para un perfil simétrico

El "aplanamiento" de la curva que siempre es cóncava descendente es dependiente de la proporción  $do/D$ . Cuando  $do/D$  se aproxima a la unidad la concavidad se acerca a una línea recta.

#### 4.6 EJEMPLOS DE USO FRECUENTE:

**Ejemplo 1:** Determine la presión de cámara de estado continuo inicial, máxima y final para un KN – DEXTROSA grano tubular sin restricción de con las siguientes dimensiones:

- Diámetro exterior 2.25 pulgadas

- Diámetro del centro 1.00 pulgadas
- Longitud de grano 10.50 pulgadas

El diámetro de garganta de la tobera es 0.650 pulgadas.

Solución:

$$A_{b\text{máx}} = A_{b\text{inicial}} = \frac{1}{2}\pi(D^2 - d^2) + \pi L(D + d)$$

$$A_{b\text{máx}} = A_{b\text{inicial}} = \frac{1}{2}\pi(2.25^2 - 1.00^2) + \pi 10.50(2.25 + 1.00) = 114 \text{ in}^2$$

$$t = \frac{1}{2}(2.25 - 1.00) = 0.625 \text{ in.}$$

$$A_{b\text{final}} = \pi(D + d)(L - t)$$

$$A_{b\text{final}} = \pi(2.25 + 1.00)(10.50 - 0.625) = 101 \text{ in}^2$$

El área de la garganta de la tobera es:

$$A = \frac{1}{4}\pi D^2 = \frac{1}{4}\pi 0.650^2 = 0.332 \text{ in}^2$$

Esto da un Kn inicial y máximo =  $114 / 0.332 = 343$ .

El Kn final =  $101 / 0.332 = 304$ .

De la No.115: La presión de cámara inicial y máxima = 1080 Psi.

La presión de cámara final es 950 Psi.

**Ejemplo 2:** Determine la presión de cámara de estado continuo inicial, máxima, y final para un grano BATES de KN-Sorbitol con las siguientes dimensiones:

- Diámetro exterior 75 mm.
- Diámetro del centro 22 mm.
- Longitud del segmento 100 mm
- 3 segmentos.
- El diámetro de garganta de la tobera es 13 mm.

Solución:

El valor de regresión del combustible,  $x$ , al punto de presión máxima de cámara se encuentra con la siguiente ecuación:

$$x = \frac{1}{6}(L_0 - 2d_0)$$

$$x = \frac{1}{6}(100 - 2 \cdot 22) = 9,33 \text{ mm}$$

Sustituya el valor de  $x$  en las ecuaciones siguientes:

$$d = d_0 + 2x \quad y \quad L = L_0 - 2x$$

$$d = 22 + 2 \cdot 9,33 = 40,7 \text{ mm}$$

$$L = 100 - 2 \cdot 9,33 = 81,3 \text{ mm}$$

Sustituya los valores de  $D$ ,  $L$  y  $d$  en la ecuación para el área ardiente:

$$A_b = N \left[ \frac{1}{2} \pi (D^2 - d^2) + \pi L d \right]$$

$$A_{b_{\max}} = 3 \left[ \frac{1}{2} \pi (75^2 - 40,7^2) + \pi 81,3 \cdot 40,7 \right] = 49.861 \text{ mm}^2$$

La superficie de combustión inicial y final se dan por:

$$A_{b_{\text{inicial}}} = N \left[ \frac{1}{2} \pi (D^2 - d_0^2) + \pi L_0 d_0 \right]$$

$$A_{b_{\text{inicial}}} = 3 \left[ \frac{1}{2} \pi (75^2 - 22^2) + \pi 100 \cdot 22 \right] = 44.938 \text{ mm}^2$$

$$t = \frac{1}{2}(D - d_0)$$

$$t = \frac{1}{2}(75 - 22) = 26,5 \text{ mm}$$

$$A_{b_{\text{final}}} = N \pi D (L_0 - 2t)$$

$$A_{b_{\text{final}}} = 3 \pi 75 (100 - 2 \cdot 26,5) = 33.205,5 \text{ mm}^2$$

El área de la garganta de la tobera es:

$$A = \frac{1}{4} \pi D^2 = \frac{1}{4} \pi 13^2 = 132,67 \text{ mm}^2$$

Ahora puede calcularse el Kn inicial, máximo y final:

$$Kn \text{ inicial} = 44.938 / 132,67 = 339$$

$$Kn \text{ máx} = 49.861 / 132,67 = 376$$

$$Kn \text{ final} = 33.205,5 / 132,67 = 250$$

De la Fig.No.114.: La presión de cámara máxima, inicial y final son respectivamente 6,3 MPa, 5,0 MPa y 3,1 MPa.

**Ejemplo 3:** Un motor cohete con un grano tipo BATES de KN-Dextrosa será diseñado para dar un perfil de combustión aproximadamente neutro, igualando los valores inicial y final de Kn (produciendo el máximo de Kn a la mitad de camino de regresión del combustible). Para los siguientes segmentos y diámetro de centro: ¿De qué longitud inicial deben ser los segmentos?

- Diámetro exterior 50 mm.
- Diámetro de centro 18 mm.
- 4 segmentos

Solución:

$$Lo = \frac{1}{2}(3D + do)$$

$$Lo = \frac{1}{2}(3 \cdot 50 + 18) = 84 \text{ mm}$$

Verificamos que las áreas inicial y final son idénticas:

$$A_{b \text{ inicial}} = 4 \left[ \frac{1}{2} \pi (50^2 - 18^2) + \pi 84 \cdot 18 \right] = 32.656 \text{ mm}^2$$

$$t = \frac{1}{2}(50 - 18) = 16 \text{ mm}$$

$$A_{b \text{ final}} = 4 \pi 50 (84 - 2 \cdot 16) = 32.656 \text{ mm}^2$$

- Tomado de la Página Web: "Experimental Rocketry Site" de Richard Nakka's

**4.7 CÁLCULO DE LA PRESIÓN ESTADO-ESTABLE: INICIAL, MÁXIMO Y FINAL PARA UNA CÁMARA DE COMBUSTIÓN DE CONFIGURACIÓN “BATES” DE KN (64%9 + DEX (34%) + 2% (Al + Mg); DE LAS SIGUIENTES CARACTERÍSTICAS:**

**- CARACTERÍSTICAS DEL TUBO DE ACERO SIN COSTURA PARA CALDERAS TIPO ASTM A-192, DE 3 PULGADAS DE DIÁMETRO NOMINAL:**

Diámetro Exterior = 3 Pulg. = 76.2 mm

Diámetro Interior = 69.8 mm

Presión máxima permitida en frío (20°C) = 4952.38 psi = 336.9 BARES

Presión máxima permitida en caliente ( ) = 65 BARES = 955.5 psi

Espesor del Tubo = 3.2 mm

Longitud Comercial del Tubo = 6185 mm

Longitud del Tubo para cada Cohete =  $6185/6 = 1030$  (dejando 1 mm para cada uno de los 5 cortes)

**• DIMENSIONES DEL INHIBIDOR (TUBO DE PVC):**

Diámetro Exterior = 68 mm

Diámetro Interior = 63 mm

Longitud de cada Inhibidor = 120 mm

Espesor del Tubo PVC = 2.5 mm

Longitud del Separador e = 5 mm

**• DIMENSIONES DEL GRANO:**

Diámetro Exterior del Grano:  $D_e = 63$  mm

Diámetro Interior del Grano:  $D_i = 25$  mm

Diámetro del Núcleo:  $d_o = 25$  mm

Longitud del Grano:  $L_o = 115$  mm

Número de Granos:  $N_o = 5$

- Cálculo del Frente de Regresión del Grano (X):

$$x = \frac{1}{4}(L_0 - 2xdo) = \frac{1}{6}(115mm - 2 \times 25mm) = \frac{1}{6}(115mm - 50mm)$$

$$= \frac{1}{6}(65mm)$$

$$X = 10.83mm$$

- Cálculo de los Parámetros (d) y (L):

$$d = do + 2(x) = 25mm + 2(10.83mm) = 25mm + 21.66mm = 46.66mm$$

$$L = L_0 - 2x = 115mm - 2(10.83mm) = 115mm - 21.66mm = 93.34mm$$

- Espesor Inicial del Frente de Quemado del Grano (t):

$$t = \frac{1}{2}(D - do) = \frac{1}{2}(63mm - 25mm) = \frac{1}{2}(38mm) = 19mm$$

- Área Superficial de Quemado Inicial del Grano ( $Ab_{INICIAL}$ ):

$$Ab_{inicial} = N_0 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d_0^2) + \pi \times L_0 \times d_0 \right]$$

$$Ab_{inicial} = 5 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (63^2 - 25^2)mm^2 + \pi \times 115mm \times 25mm \right]$$

$$Ab_{inicial} = 5 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (3969 - 625)mm^2 + (9932.078879)mm^2 \right]$$

$$Ab_{inicial} = 5 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (3344)mm^2 + (9032.078879)mm^2 \right]$$

$$Ab_{inicial} = 5[(5252.742917)mm^2 + (9032.078879)mm^2]$$

$$Ab_{inicial} = 5[14,284.8218mm^2]$$

$$Ab_{inicial} = 71,424.10898mm^2$$

- Área Superficial de Quemado Máximo del Grano ( $Ab_{MÁX}$ ):

$$Ab_{máx} = N_0 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d^2) + \pi \times L \times d \right]$$

$$Ab_{máx} = 5 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (63^2 - 46.66^2)mm^2 + \pi \times 93.34mm \times 46.66mm \right]$$

$$Ab_{m\acute{a}x} = 5 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (3969 - 2177.1556)mm^2 + (13,682.40381)mm^2 \right]$$

$$Ab_{m\acute{a}x} = 5 \left[ \frac{1}{2} \times \pi \times (1791.8444)mm^2 + (13,682.40381)mm^2 \right]$$

$$Ab_{m\acute{a}x} = 5[(2,814.622602)mm^2 + (13,682.40381)mm^2]$$

$$Ab_{m\acute{a}x} = 5[16,497.02641mm^2]$$

$$Ab_{m\acute{a}x} = 82,485.13206mm^2$$

- Área Superficial de Quemado Final del Grano ( $Ab_{FINAL}$ ):

$$Ab_{final} = N_0 \times \pi \times D \times [L_0 - 2 \times t]$$

$$Ab_{final} = 5 \times \pi \times 63mm \times [115mm - 2 \times 19mm]$$

$$Ab_{final} = 5 \times \pi \times 63mm \times [115mm - 38mm]$$

$$Ab_{final} = 5 \times \pi \times 63mm \times 77mm$$

$$Ab_{final} = 76,199.32981mm^2$$

- Presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión utilizando el Propulsante KN (64%) + DEX (34%) + Aditivos (2%):

La presión en la Cámara de Combustión no debe sobrepasar de ninguna manera los 65 BARES, utilizando un Tubo de Acero para Calderas tipo ASTM A-192.

- Primera Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de:  $d_g = d_t = 20 \text{ mm } \Phi$

- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera ( $A_g$ ):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (20^2)mm^2}{4} = 314.1592654mm^2$$

- Valores de ( $K_n$ ): Inicial, Máximo y Final:

$$K_n = \frac{\text{Área de quemado superficial}}{\text{Área de la garganta de la tobera}}$$

$$K_{n(inicial)} = \frac{Ab_{inicial}}{A_g} = \frac{71,424.10898mm^2}{314.1592654mm^2} = 227.35$$

$$K_{n(máx)} = \frac{Ab_{máx}}{A_g} = \frac{82,485.13206mm^2}{314.1592654mm^2} = 262.5583299 = 262.56$$

$$K_{n(final)} = \frac{Ab_{final}}{A_g} = \frac{76,199.32981mm^2}{314.1592654mm^2} = 242.55$$

- Presión Estado–Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el gráfico experimental de la Fig. No. 121):

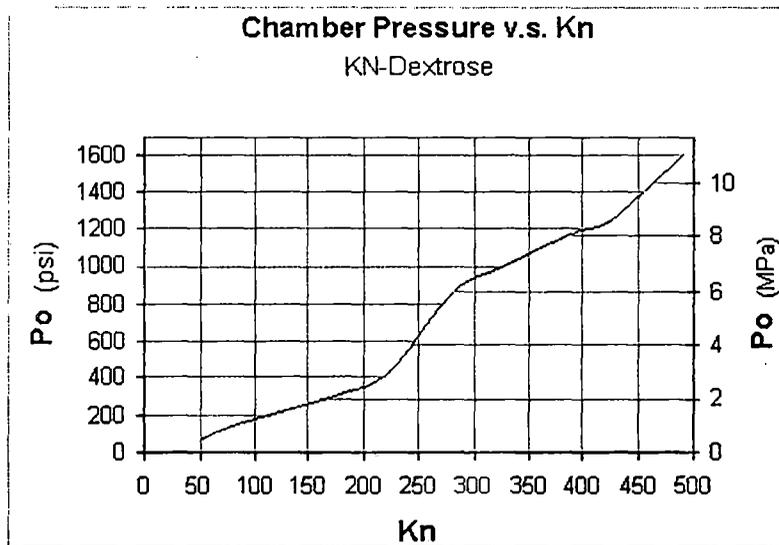


Fig. No. 121

### Utilización de la Carta de Diseño KN - Dextrosa

Para:

$$K_{n(inicial)} = 227.35 \longrightarrow p_{(inicial)} = 3.083MPa = 30.83 \text{ bar}$$

$$K_{n(máx)} = 262.56 \longrightarrow p_{(máx)} = 5MPa = 50 \text{ bar}$$

$$K_{n(final)} = 242.55 \longrightarrow p_{(final)} = 4MPa = 40 \text{ bar}$$

Nota: La presión máxima en la Cámara de Combustión sería de 50 BAR, pero como el Fuselaje todavía puede soportar mayor presión, aumentamos la presión reduciendo la Garganta de la Tobera, para obtener un mejor rendimiento del Motor a Reacción.

- Segunda Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de:  $d_g = d_t = 19 \text{ mm}$

- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera ( $A_g$ ):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (19^2) \text{mm}^2}{4} = 283.528737 \text{mm}^2$$

- Valores de ( $K_n$ ): Inicial, Máximo y Final:

$$K_{n(\text{inicial})} = \frac{A_{b(\text{inicial})}}{A_g} = \frac{71,424.10898 \text{mm}^2}{283.528737 \text{mm}^2} = 251.9113573$$

$$K_{n(\text{máx})} = \frac{A_{b(\text{máx})}}{A_g} = \frac{82,485.13206 \text{mm}^2}{283.528737 \text{mm}^2} = 290.9233573$$

$$K_{n(\text{final})} = \frac{A_{b(\text{final})}}{A_g} = \frac{76,199.32981 \text{mm}^2}{283.528737 \text{mm}^2} = 268.7534626$$

- Presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el Gráfico Experimental de la Fig. No. 3)

Para:

$$K_{n(\text{inicial})} = 251.9113573 \longrightarrow p_{(\text{inicial})} = 4.33 \text{MPa} = 43.33 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{máx})} = 290.9233573 \longrightarrow p_{(\text{máx})} = 6.3125 \text{MPa} = 63.125 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{final})} = 268.7534626 \longrightarrow p_{(\text{final})} = 5.5 \text{MPa} = 55 \text{ bar}$$

Nota: Con un Diámetro de Garganta de Tobera de 19 mm se podría obtener en la Cámara de Combustión una Presión Máxima de 63.125 BAR, lo que podría estar muy próximo a la Presión Máxima permitida de 65 BAR; por lo tanto se tendría que bajar un poco esta presión aumentando ligeramente el Diámetro de la Garganta de la Tobera.

- Tercera Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de:  $d_g = d_t = 19.5 \text{ mm}\phi$

- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera ( $A_g$ ):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (19.5^2) \text{ mm}^2}{4} = 298.6476516 \text{ mm}^2$$

- Valores de ( $K_n$ ): Inicial, Máximo y Final:

$$K_{n(\text{inicial})} = \frac{Ab_{\text{inicial}}}{A_g} = \frac{71,424.10898 \text{ mm}^2}{298.6476516 \text{ mm}^2} = 239.1584484$$

$$K_{n(\text{máx})} = \frac{Ab_{\text{máx}}}{A_g} = \frac{82,485.13206 \text{ mm}^2}{298.6476516 \text{ mm}^2} = 276.1954819$$

$$K_{n(\text{final})} = \frac{Ab_{\text{final}}}{A_g} = \frac{76,199.32981 \text{ mm}^2}{298.6476516 \text{ mm}^2} = 255.147929$$

- Presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el Gráfico Experimental de la Figura No. 3)

Para:

$$K_{n(\text{inicial})} = 239.1584484 \quad \longrightarrow \quad p_{(\text{inicial})} = 3.83 \text{ MPa} = 38.3 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{máx})} = 276.1954819 \quad \longrightarrow \quad p_{(\text{máx})} = 5.875 \text{ MPa} = 58.75 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{final})} = 255.147929 \quad \longrightarrow \quad p_{(\text{final})} = 4.444 \text{ MPa} = 44.44 \text{ bar}$$

- Cuarta Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de:  $d_g = d_t = 19.25 \text{ mm}\phi$

- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera ( $A_g$ ):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (19.25^2) \text{ mm}^2}{4} = 291.0391069 \text{ mm}^2$$

- Valores de ( $K_n$ ): Inicial, Máximo y Final:

$$K_{n(inicial)} = \frac{Ab_{inicial}}{A_g} = \frac{71,424.10898mm^2}{291.0391069mm^2} = 245.4106932$$

$$K_{n(máx)} = \frac{Ab_{máx}}{A_g} = \frac{82,485.13206mm^2}{291.0391069mm^2} = 283.4159744$$

$$K_{n(final)} = \frac{Ab_{final}}{A_g} = \frac{76,199.32981mm^2}{291.0391069mm^2} = 261.8181818$$

- Presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el Gráfico Experimental de la Fig. No. 3):

Para:

$$K_{n(inicial)} = 245.4106932 \longrightarrow p_{(inicial)} = 4.0625MPa = \boxed{40.625 \text{ bar}}$$

$$K_{n(máx)} = 283.4159744 \longrightarrow p_{(máx)} = 6MPa = \boxed{60 \text{ bar}}$$

$$K_{n(final)} = 261.8181818 \longrightarrow p_{(final)} = 5MPa = \boxed{50 \text{ bar}}$$

Nota: Utilizaremos una Tobera con una Garganta de 19.25 milímetros de Diámetro y con una Presión Máxima en la Cámara de Combustión de 60 BAR.

#### 4.8 CÁLCULO DEL PESO DEL PROPULSANTE: ( $P_{PROP}$ )

No = Número de Granos = 5

$\rho$  = Densidad del Propulsante = 1.785 gr/cm<sup>3</sup>

- Volumen de un Grano de Propulsante ( $V_{1GRANO}$ ):

$$V_{1GRANO} = \frac{\pi}{4}(d_e^2 - d_i^2) \times l = \frac{\pi}{4}(6.3^2 - 2.5^2)cm^2 \times 11.5cm =$$

$$\frac{\pi}{4}(39.69 - 6.25)cm^2 \times 11.5cm$$

$$V_{1GRANO} = \frac{\pi}{4}(33.44)cm^2 \times 11.5cm = 302.0327177cm^3$$

- Volumen de los cinco granos de Propulsante ( $V_{5GRANOS}$ ):

$$V_{5GRANOS} = 5 \times V_{1GRANO} = 5 \times 302.03227177 \text{ cm}^3 = 1510.163589 \text{ cm}^3$$

- Peso Total del Propulsante ( $P_{PROP}$ ):

$$P_{Prop} = W_p = V_{5GRANOS} \times \gamma = 1510.163589 \text{ cm}^3 \times 1.785 \text{ gr/cm}^3$$

$$P_{Prop} = W_p = 2695.642006 \text{ gr} \times \frac{1 \text{ kg}}{1000 \text{ gr}} = 2.695642006 \text{ kg}$$

#### 4.9 EMPUJE TOTAL DESARROLLADO POR EL MOTOR A REACCIÓN: (E)

$$E = W_p \times I_{SP} \times g \quad (4.15)$$

Donde:

$$W_p = 2.695642006 \text{ kg}$$

$$I_{SP} = 132.5 \text{ seg}$$

$$g = 9.81 \text{ m/seg}^2$$

$$E = 2.695642006 \text{ kg} \times 132.5 \text{ seg} \times 9.81 \text{ m/seg}^2 = 3503.86287 \text{ kg} \times \text{m/seg}$$

$$E = 3503.86287 \text{ kg} \times \text{m/seg} \times \frac{1 \text{ kg} - f}{9.80605 \text{ N}} = 357.3164393 \text{ kg} - f$$

$$E = 357.3164393 \text{ kg} - f \times \frac{9.80605 \text{ N}}{1 \text{ kg} - f} = 3,503.86287 \text{ N}$$

- Impulso Total Desarrollado por el Motor Cohete (E x t):

$$E \times t = 3503.86287 \text{ N} \times 26.42258429 \text{ seg} = 92,581.11201 \text{ N} \times \text{s}$$

#### 4.10 DISEÑO DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN:

La Cámara de Combustión y el Fuselaje del Motor Cohete de Combustible Sólido serán de un tubo de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192 de 3 Pulgadas de Diámetro Nominal y de las siguientes características:

$$\text{Diámetro Nominal} = 3 \text{ pulgadas} = 76.2 \text{ mm} \phi$$

$$\text{Diámetro Exterior} = 3 \text{ pulgadas} = 76.2 \text{ mm} \phi$$

$$\text{Diámetro Interior} = 2.75 \text{ pulgadas} = 69.8 \text{ mm} \phi$$

$$\text{Espesor del Tubo} = 3.2 \text{ mm}$$

- Presión Máxima Admisible del Tubo en Frío (20°C):

$$P_{m\acute{a}x\ ad.f} = 4952.38\ psi = 336.9\ bares$$

- Presión Máxima Admisible en Caliente:

$$P_{m\acute{a}x\ ad.c} = 90\ bares\ (prueba\ est\atica)$$

- Presión Máxima Actuante sobre el Tubo en Caliente.

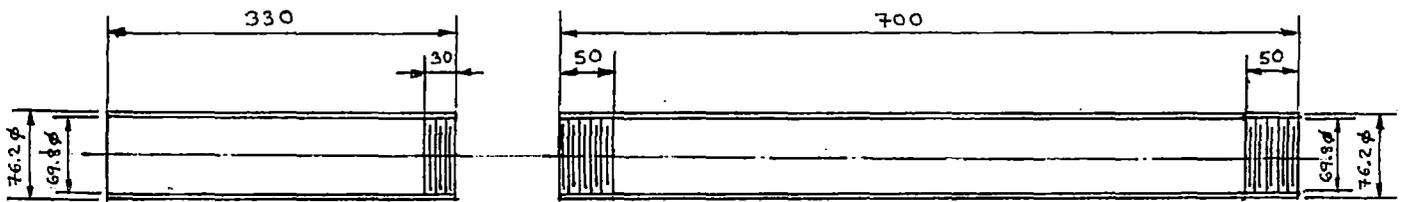
$$P_{m\acute{a}x\ act} = 60\ bares$$

- Factor de Seguridad para este Dise\no (f.s.):

$$f.s = \frac{P_{m\acute{a}x\ ad.c}}{P_{m\acute{a}x\ act}} = \frac{90\ bares}{60\ bares} = 1.5$$

Nota: El tubo Seleccionado soportar\ correctamente la Presi\n generada en la C\mara de Combusti\n.

#### 4.11 C\cCULO DE LOS PESOS DEL MOTOR A REACCI\N DE PROPULSOR S\LDIDO:



- Peso del Fuselaje (Inferior + Superior); (P<sub>F</sub>):  
 (Superior) (Inferior)

Fig. No.122 Fuselaje del Cohete S\ldido

$$P_F = 5.8\ kg$$

- Peso del Tap\n Superior (P<sub>TAP\N</sub>); de Acero AISI/SAE 1020:

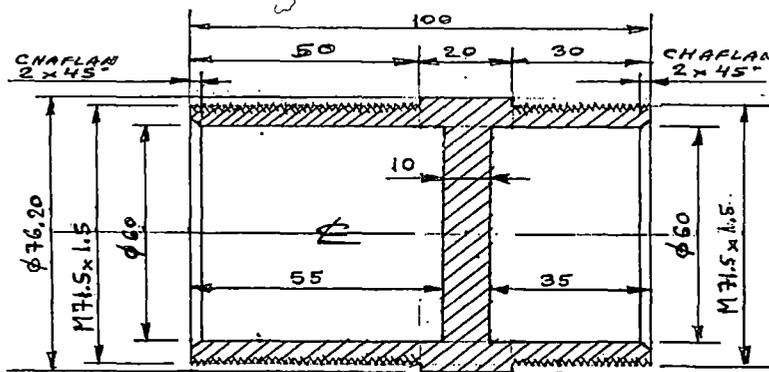


Fig. No.123 Tap\n Superior del Cohete S\ldido

$$P_{TAP\N} = 0.87\ kg$$

- Peso del Morro u Ojiva, de Aluminio Fundido ( $P_M$ ):

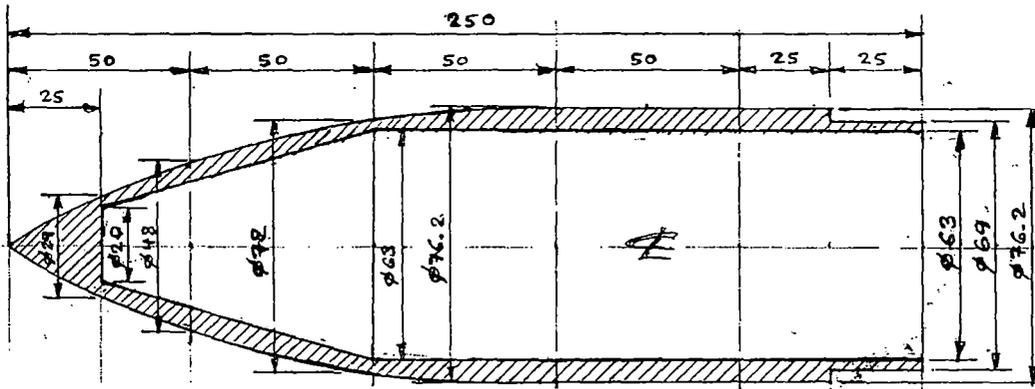


Fig. No.124

Morro u Ojiva del Cohete Sólido

$P_M = 0.705 \text{ kg}$

- Peso de la Tobera, de Acero AISI/SAE 1020( $P_T$ ):

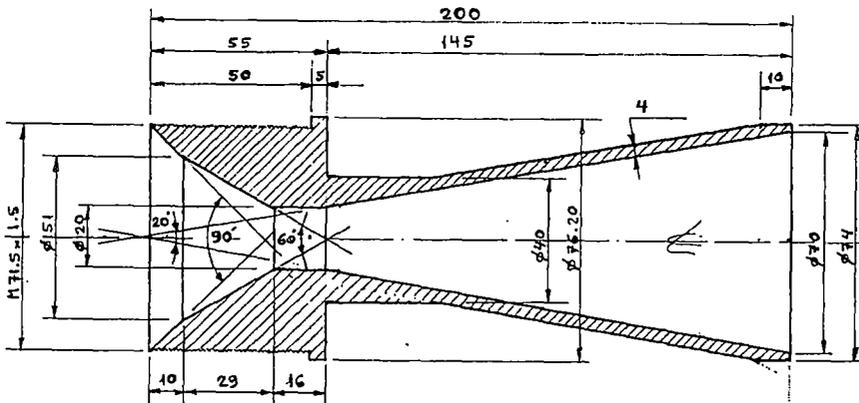


Fig. No.125

Tobera Convergente – Divergente del Cohete Sólido

$P_T = 1.42 \text{ kg}$

- Peso de las Aletas de Aluminio (3 Aletas); de 2.5 milímetros de Espesor:

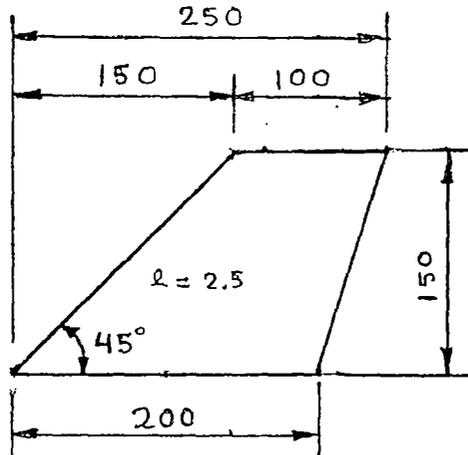


Fig. No.126

### Aletas direccionales del Cohete Sólido

$$P_{\text{ALETAS}} = 0.37 \text{ kg}$$

- Peso de los Inhibidores de (PVC):

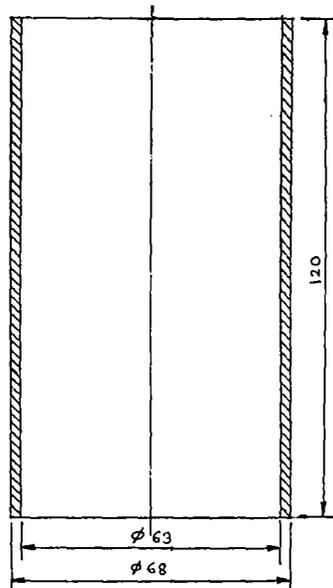


Fig. No.127

### Inhibidor de PVC del Cohete Sólido

- Volumen de un Inhibidor ( $V_{1\text{INH}}$ ):

$$V_{1\text{INH}} = \frac{\pi}{4}(d_e^2 - d_i^2) \times l = \frac{\pi}{4}(6.8^2 - 6.3^2)\text{cm}^2 \times 12\text{cm} = \frac{\pi}{4}(46.24 - 39.69)\text{cm}^2 \times 12\text{cm}$$

$$V_{1\text{INH}} = \frac{\pi}{4}(6.55)\text{cm}^2 \times 12\text{cm} = 61.73229564\text{cm}^3$$

- Peso de un Inhibidor ( $P_{1\text{INH}}$ ):

$$P_{1\text{INH}} = V_{1\text{INH}} \times \gamma_{\text{PVC}} = (61.73229564\text{cm}^3) \times (1.43055\text{gr}/\text{cm}^3)$$

$$P_{1\text{INH}} = 88.31113553\text{gr}$$

- Peso de los Cinco Inhibidores de (PVC); ( $P_{5\text{INH}}$ ):

$$P_{5\text{INH}} = 5 \times P_{1\text{INH}} = 5 \times 88.31113553\text{gr} = 441.5556777\text{gr}$$

$$P_{5\text{INH}} = 441.5556777\text{gr} \times \frac{1\text{kg}}{1000\text{gr}} = 0.4415556777\text{kg} \cong 0.442\text{kg}$$

- Peso del Sistema de Recuperación por Paracaídas ( $P_{\text{RECUP}}$ ):

(Paracaídas + Dispositivo de Expulsión) (Carga Útil):

$$P_{\text{RECUP}} = 300\text{grs} = 0.3\text{kg}$$

- Peso Total del Cohete Vacío, sin Propelente ( $P_{\text{T.C.V}}$ )

$$P_{\text{T.C.V}} = P_M + P_F + P_{\text{TAPÓN}} + P_{\text{TOBERA}} + P_{3\text{ALETAS}} + P_{5\text{INH}} + P_{\text{RECUP}}$$

$$P_{\text{T.C.V}} = (0.705) + (5.8) + (0.87) + (1.42) + (0.37) + (0.442) + (0.3)$$

$$P_{\text{T.C.V}} = 9.907\text{kg}$$

- Peso Total del Cohete con Propulsante incluido, al momento del Lanzamiento ( $P_{\text{TOTAL}}$ ):

$$P_{\text{TOTAL}} = P_{\text{T.C.V}} + Wp = (9.907\text{kg}) + (2.695642006\text{kg})$$

$$P_{\text{TOTAL}} = 12.60264201\text{kg} \approx 12.603\text{kg}$$

- Relación: Empuje/Peso Total, en el momento del Lanzamiento ( $\gamma^E/P_{\text{TOTAL}}$ ):

$$\gamma^E/P_{\text{TOTAL}} = \frac{E}{P_{\text{TOTAL}}} = \frac{357.3164393\text{kg} \times f}{12.603\text{kg} \times f} = 28.35169716 \approx 28.3517$$

#### 4.12 FLUJO DE MASA POR LA GARGANTA DE LA TOBERA (M):

$$\dot{M} = k \times A_t \times p_c \sqrt{\frac{M}{R' \times T_c}} \quad (4.16)$$

Donde para este Combustible:

$$K = 1.043$$

$$A_g = A_t = 291.0391069 \text{ mm}^2 = 0.0002910391069 \text{ m}^2$$

$$p_c = 60 \text{ bar}$$

$$R' = 8314 \text{ J/k.mol.K}$$

$$M = 42.39 \text{ kg/kmol}$$

$$T_c = 1625^\circ\text{K} = 1352^\circ\text{C}$$

$$C^* = 916 \text{ m/s}$$

$$P = 1.785 \text{ grs/cm}^3$$

- Reemplazando Valores en la Ecuación 1:

$$\dot{M} = 1.043 \times 0.0002910391069 \text{ m}^2 \times 60 \times 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \sqrt{\frac{42.39 \frac{\text{kg}}{\text{Kmol}} \times \frac{1 \text{ Kmol}}{1000 \text{ mol}} \times \frac{\text{N} \times \text{s}^2}{\text{m}}}{8314 \frac{\text{J}}{\text{Kmol} \times \text{K}} \times 1625 \text{ K} \times \frac{\text{N} \times \text{m}}{1 \text{ J}}}}$$

$$\dot{M} = 1821.322731 \frac{\text{N} \times \text{s}^2}{\text{m}} \times \frac{\text{kg} \times \text{m}}{\text{s}^2} \times \frac{1}{1 \text{ N}} \times 5.60144422 \times 10^{-5}$$

$$\dot{M} = 0.102020376 \text{ kg/s}$$

#### 4.13 TIEMPO TOTAL DE COMBUSTIÓN ( $t_c$ ):

$$\dot{M} = \frac{W_p}{t_c} \longrightarrow t_c = \frac{W_p}{\dot{M}} = \frac{2.695642006 \text{ kg}}{0.102020376 \text{ kg/s}} = 26.42258429 \text{ seg}$$

$$t_c = 26.42258429 \text{ seg} \approx 26' 25'' 21.3'''$$

## 4.14 ESTABILIDAD DEL MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO:

## 4.14.1 DISEÑO DE LAS ALETAS DEL COHETE DE PROPULSOR SÓLIDO\*:

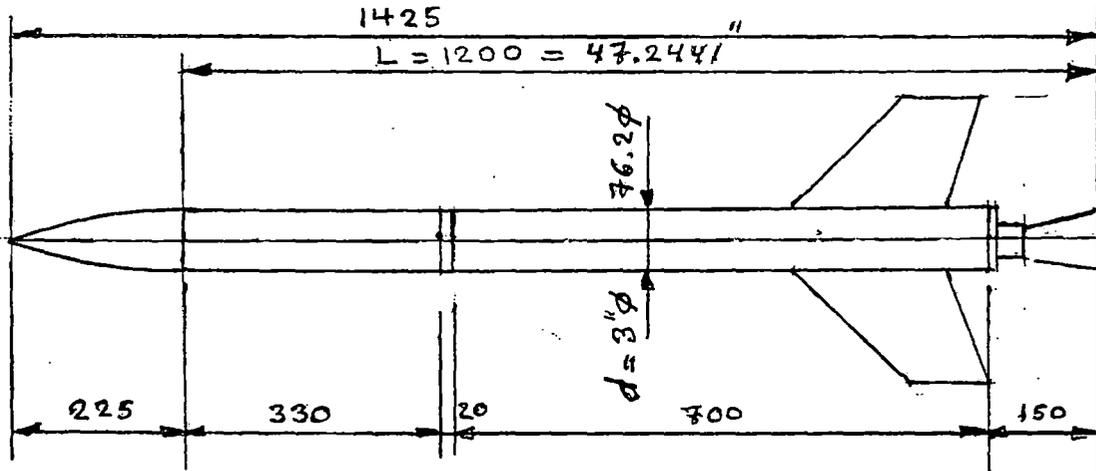


Fig. No.128

Dimensiones exteriores del cohete de 3 pulgadas de diámetro

a. Considerando 3 Aletas:

- Área de una Aleta ( $A_1$ ):

$$A_1 = 0.17 \times [(d + 0.5) \times L]$$

b. Considerando 4 Aletas:

- Área de una Aleta ( $A_1$ ):

$$A_1 = 0.13 \times [(d + 0.5) \times L]$$

Donde:

d = Diámetro Exterior del Fuselaje (Pulgadas)

L = Longitud del Cohete sin considerar el Morro (Pulgadas)

c. Para este Modelo utilizaremos 3 Aletas Direccionales

Entonces:

$$d = 76.2 \text{ mm} = 3''\phi$$

$$L = 1200 \text{ mm} = 47.2441''$$

- Área que debe tener una Aleta ( $A_1$ ):

$$A_1 = 0.17 \times [(d + 0.5) \times L] = 0.17 \times [(3'' + 0.5'') \times 47.2441'']$$

$$= 0.17[(3.5'' \times 47.2441'')]$$

$$A_1 = 0.17(165.35435 \text{ pulg}^2) = 28.1102395 \text{ pulg}^2$$

- d. Dimensiones de las Aletas (1ra. Disposición):

$$A_T = (250 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}) - \left( \frac{150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}}{2} \right) - \left( \frac{50 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}}{2} \right)$$

$$A_T = 37,500 \text{ mm}^2 - 11,200 \text{ mm}^2 - 3,750 \text{ mm}^2$$

$$A_T = 22,500 \text{ mm}^2 \times \frac{(1)^2 \text{ pulg}^2}{(25.4)^2 \text{ mm}^2} = 34.87506975 \text{ pulg}^2$$

$$A_T \cong 34.8751 \text{ pulg}^2$$

$A_T > A_1$  (OK) (Las dimensiones de la aleta son correctas)

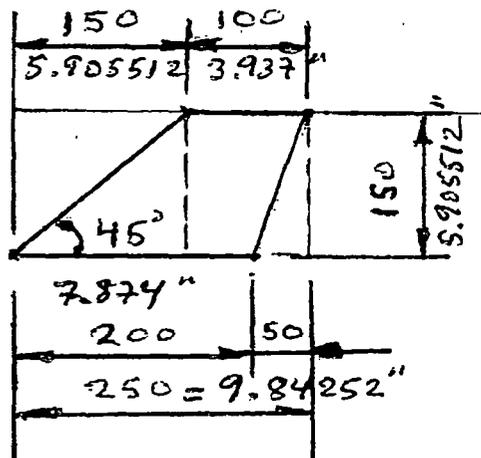


Fig. No.129 Dimensiones de las aletas

\* Tomado del libro "How to make amateur rocket", by Jhon H. Wickman CP Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002



$$X_n = 0.466 \times 225 \text{ mm} = 104.85 \text{ mm}$$

- Cálculo de las Aletas Estabilizadoras. Coeficientes de Fuerza Normal para 3 Aletas  $(C_N)_F$ , sin factor de Interferencia:

$n$  = Número de Aletas

$$(C_N)_F = \frac{4 \times n \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2L_F}{C_R + C_T}\right)^2}} = \frac{4 \times 3 \left(\frac{150}{76.2}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \times 180}{200 + 100}\right)^2}} = \frac{12 \times 3.87500775}{1 + \sqrt{1 + 1.44}}$$

$$(C_N)_F = \frac{12 \times 3.87500775}{1 + 1.562049935} = \frac{46.500093}{2.562049935} = 18.14956546 \quad (4.18)$$

\* Tomado del libro "How to make amateur rocket", by Jhon H. Wickman CP Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002

- Coeficiente de Interferencia ó Valor por el que se debe multiplicar el Coeficiente de Fuerza Normal  $(K_{TB})$ :

$$K_{TB} = 1 + \left(\frac{R}{S + R}\right) \times 2 = 1 + \left(\frac{38.1}{150 + 38.1}\right) \times 2 = 1 + 0.405103668$$

$$K_{TB} = 1.405103668 \quad (4.19)$$

- Fuerza Total en el Arrastre  $(C_N)_T$ :

$$(C_N)_T = K_{TB} \times (C_N)_F = 1.405103668 \times 18.14956546 = 25.50202101 \quad (4.20)$$

- Ubicación del  $(C_P)$  de las aletas  $(\bar{X}_F)$ :

$$\bar{X}_F = X_B + \frac{X_R(C_R + 2 \times C_T)}{3(C_R + C_T)} + \frac{1}{6} \left( C_R + C_T - \frac{C_R \times C_T}{C_R + C_T} \right)$$

$$\bar{X}_F = 1025 + \frac{150(200 + 2 \times 100)}{3(200 + 100)} + \frac{1}{6} \left( 200 + 100 - \frac{200 \times 100}{200 + 100} \right)$$

$$\bar{X}_F = 1025 + \frac{150(400)}{900} + \frac{1}{6} (200 + 100 - 66.67)$$

$$\bar{X}_F = 1025 + 66.67 + 38.888333 = 1130.558333 \quad (4.21)$$

- Coeficiente de Fuerza Normal Total del Cohete  $(C_N)$ :

$$C_N = (C_N)_N + (C_N)_T = 2 + 25.50202101 = 27.50202101 \quad (4.22)$$

- Centro de Presiones Total del Modelo del Cohete de Propulsante Sólido de 3 Pulgadas de Diámetro ( $\bar{X}_{CP}$ ):

$$\bar{X}_{CP} = \frac{(C_N)_N \times \bar{X}_n + (C_N)_T \times (\bar{X}_F)}{C_N} \quad (4.23)$$

$$\bar{X}_{CP} = \frac{(2 \times 104.85) + (25.50202101)(1130.558333)}{27.50202101}$$

$$\bar{X}_{CP} = \frac{209.7 + 28831.52236}{27.50202101} + \frac{29,041.22236}{27.50202101} = 1055.966845$$

$$\bar{X}_{CP} = 1055.966845 \cong 1056 \text{ mm (contados a partir de la punta dl morro)}$$

- b. Cálculo del Centro de Gravedad del Motor a Reacción de Propulsor Sólido:

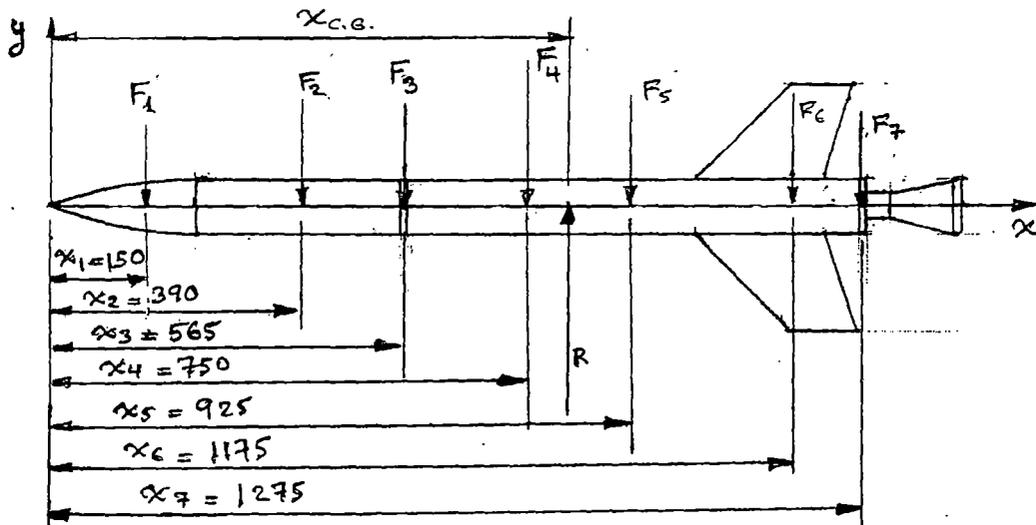


Fig. No. 131

**Ubicación de los pesos para el cálculo del Centro de Gravedad (CG)**

F1 = Peso del Morro u Ojiva = 0.705 kg

F2 = Peso del Sistema de Recuperación (Carga Útil) = 0.3 kg

F3 = Peso del Tapón superior roscado = 0.87 kg

F4 = Peso del Fuselaje y Cámara de Combustión = 5.8 kg

F5 = Peso de los granos + Inhibidores = 2.695642 + 0.442 = 3.137642 kg

F6 = Peso de las Aletas = 0.37 kg

F7 = Peso de la Tobera de Acero = 1.42 kg

R = Peso del Cohete = 12.603 kg

- Ubicación del Centro de Gravedad ( $X_{CG}$ ):

- Sumatoria de Momentos con respecto al Punto (o):

$$\sum M_0 = 0$$

$$R \times X_{CG} = F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7 \dots \dots \dots (4.24)$$

$$X_{CG} = \frac{F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7}{R}$$

$X_{CG}$

$$= \frac{(0.705kg) \times (150mm) + (0.3kg) \times (390mm) + (0.87kg) \times (565mm) + (5.8kg) \times (750mm)}{12.603kg} \\ + \frac{(3.137642kg) \times (925mm) + (0.37kg) \times (1175mm) + (1.42kg) \times (1275mm)}{12.603kg}$$

$$X_{CG} = \frac{(105.75 kg \cdot mm) + (117 kg \cdot mm) + (491.55kg \cdot mm) + (4350kg \cdot mm)}{12.603kg} \\ + \frac{(2902.31885 kg \cdot mm) + (434.75 kg \cdot mm) + (1810.5 kg \cdot mm)}{12.603kg}$$

$$X_{CG} = \frac{10,211.86885 kg \cdot mm}{12.603kg} = 810.2728596 mm \cong 810.273mm$$

(contado a partir de la punta del morro)

- c. Distancia entre el Centro de Gravedad y el Centro de Presiones ( $L_1$ ):

$$L_1 = \bar{X}_{CP} - \bar{X}_{CG} = 1056mm - 810.273mm = 245.727mm$$

$$L_1 = 245.727mm \quad (4.25)$$

Además:

$$D = 76.2mm\phi$$

Como:

$L_1 > D$  (OK) (El cohete volará en forma estable y en línea recta)

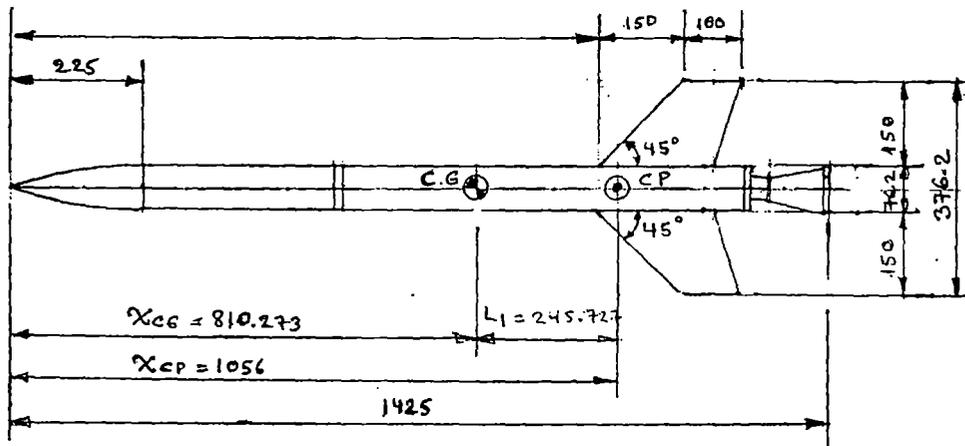


Fig. No.132

#### Ubicación del Centro de Gravedad (CG) y del Centro de Presión (CP) en el Motor a Reacción de Propulsor Sólido

\* Tomado del Libro: "How to Make Amateur Rocket", by John H. Wickman CP Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604-2002.

#### 4.15 CÁLCULO DE LA TOBERA CONVERGENTE DIVERGENTE (DE LAVAL) PARA EL MOTOR DE REACCIÓN DE PROPULSANTE SÓLIDO

El propulsante sólido (64 %) de nitrato de potasio + 34% de dextrosa+2% de aditivos balísticos), se combustiona en la cámara de combustión del cohete generando una presión de  $p_c = 60$  bares; a una temperatura de  $T_c = 1625 K = 1352^\circ C$ , estos gases se expanden en la tobera convergente-divergente, y salen a la atmósfera que están a una presión aproximada de 1 bar, proporcionando el empuje necesario para que el cohete abandone su rampa de lanzamiento.

Datos Iniciales:

$T_0 =$  Temperatura real de la cámara de combustión =  $1352^\circ\text{C} = 1625\text{K}$

$\mu_{\text{Mezcla}} = 22.67$

$R_{\text{Mezcla}} =$  Constante del gas específico =  $196.1 \text{ J/Kg.K}$

$K_{\text{Mezcla}} =$  Relación de calores específicos = 1.043

$\dot{M} = G_\Sigma =$  Flujo de masa por la tobera =  $0.102020376 \text{ kg/s}$

$p_0 = p_c =$  Presión en la cámara de combustión =  $60 \text{ bar} = 60 \times 10^5 \text{ N/m}^2$

$p_2 =$  Presión atmosférica =  $1 \text{ bar} = 1 \times 10^5 \text{ N/cm}^2$

$\phi =$  Coeficiente de expansión de la tobera (eficiencia de combustión) = 0.95

$\gamma =$  Ángulo de la parte divergente =  $20^\circ$

$M =$  Peso molecular efectivo de los productos =  $42.39 \text{ kg/Kmol}$

$R' =$  Constante Universal de los Gases =  $8314 \text{ J/mol.K}$

$\rho_{\text{Grano}} =$  Densidad real del grano =  $1.785 \text{ gr/cm}^3$

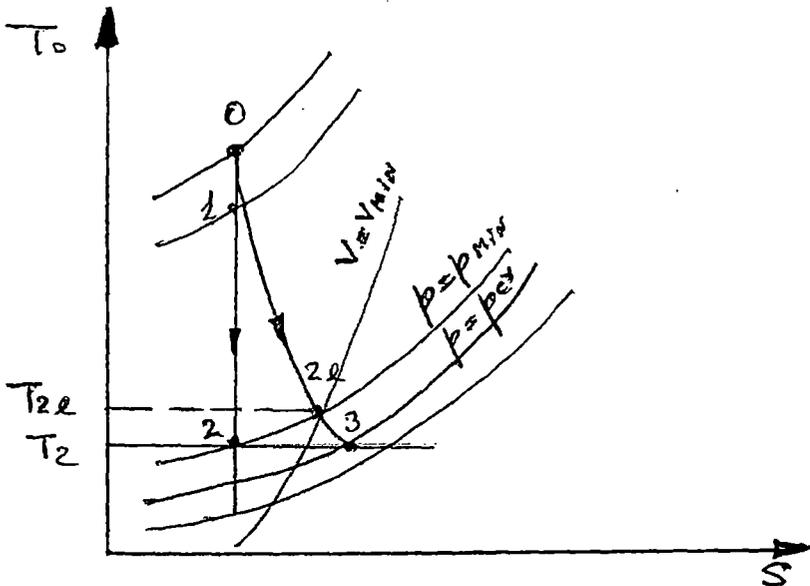


Fig. No. 133

Expansión de la Tobera en el Diagrama T-S



**TABLA No. 28**  
**RESULTADOS DEL CALCULO DE LA TOBERA CONVERGENTE-**  
**DIVERGENTE PARA EL MOTOR COHETE SÓLIDO**

Parámetro	Símbolo / Fórmula	Magnitud
Velocidad teórica de salida de los gases por la tobera (sin rozamiento)	$C_2 = 2 \left( \frac{K}{K-1} \right) RT_0 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]$ (4.26)	2018.85 m/s
Velocidad efectiva de salida de los gases por la tobera (con rozamiento)	$C_{2e} = \phi \times C_2$ (4.27)	2013 m/s
Temperatura al final de la expansión Isoentrópica	$T_2 = T_0 \left( \frac{p_2}{p_c} \right)^{\frac{K-1}{K}}$ (4.28)	1373 K=1100°C
Temperatura Real de expansión	$T_{2e} = T_0 - \phi^2(T_0 - T_2)$ (4.29)	1398 K= 1125°C
Sección de salida de los gases por al tobera	$f_2 = \frac{\dot{M} \times V_{2e}}{C_{2e}}$ (4.30)	3848.45 mm <sup>2</sup>
Diámetro de salida de la tobera	$d_2 = \sqrt{\frac{4 \times f_2}{\pi}}$ (4.31)	70 mm
Velocidad en el punto 5 Fig. N° 134	$C_r = a_* = \sqrt{2 \left( \frac{K}{K+1} \right) RT_0}$ (4.32)	780 m/s
Velocidad en la sección mínima de la Tobera punto 4 Fig. N° 134	$C_{mín} = \phi \mu \sqrt{R_{Mezcla} \times T_0}$ (4.33)  Donde: $\mu = 1.068$ (Para Gases perfectos poliatómicos)*  $\phi = 0.95$	783 m/s
Temperatura en la sección	$T_{mín} = T_0 - \phi^2 \left[ T_0 - \left( \frac{2}{K+1} \right) \right]$ (4.34)	1594.132 K =1321 - 132°C

mínima de la tobera		
Área de la sección mínima de la tobera	$f_{min} = \frac{\dot{M} \times v_{min}}{c_{min}}$ (4.35)	291.04 mm <sup>2</sup>
Diámetro de la sección mínima de la tobera	$d_{min} = \sqrt{\frac{4 \times f_{min}}{\pi}}$ (4.36)	19.25 mmφ
Longitud de la parte divergente de la tobera	$L_{Div} = \frac{d_2 - d_{min}}{2 \tan(\frac{\gamma}{2})}$ (4.37)	145 mm

\*Datos tomados del libro: "Problemas de termodinámica Técnica" – por T. Andrianova  
Edit. MIR- Moscú 1980

#### 4.16 VUELO VERTICAL DEL MOTOR A REACCIÓN DE PROPULSOR SÓLIDO DE 3 PULGADAS DE DIÁMETRO.

En la siguiente tabla N° 29, se muestran los resultados del vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 3 pulgadas de diámetro.

**TABLA No. 29**  
**VUELO VERTICAL DEL COHETE DE PROPULSOR SÓLIDO**

Parámetro	Símbolo / Fórmula	Magnitud
Masa Inicial	$M_0 = M_i$ (4.38)	12.603kg
Masa del propelente	$M_p = W_p$ (4.39)	2.695642006 kg
Masa total del cohete vacío	$M_{TCV} = M_{b0}$ (4.40)	9.907 kg
Relación de masas : Masa del propulsante/ Masa total en el arranque	$\pi = \frac{M_p}{M_0}$ (4.41)	0.213888915
Relación de Quemado	$\beta = -\frac{1}{M_p} \times \frac{dM}{dt} = \frac{\dot{M}}{M_p}$ (4.42)	0.037846411 ( $\frac{1}{s}$ )
Tiempo de vuelo activo (Propulsado)	$(t - t_{b0}) = \frac{1}{\beta}$ (4.43)	26.4225845 (seg)= 26' 25'' 21.3'''

Velocidad del cohete al finalizar de quemar todo el propelente	$V_{b0} = V_e \ln \left( \frac{1}{1-\pi} \right) - \frac{g_0}{\beta} \quad (4.44)$	225.2373214 $\left( \frac{m}{s} \right)$
Altura que alcanza el cohete al finalizar el quemado	$Z_{b0} = \frac{V_e}{\beta} \left[ \left( \frac{1}{\pi} - 1 \right) \ln(1 - \pi) + 1 \right] - \left( \frac{1}{2} \times \frac{g_0}{\beta^2} \right) \quad (4.45)$	2,719.217892 m
Altura total que alcanza el cohete (apogeo)(Vuelo propulsado + Vuelo por inercia)	$Z_{b0} = \frac{V_e^2}{2 \times g_0} \left[ \ln \left( \frac{1}{1-\pi} \right) \right]^2 + \frac{V_e}{\beta} \left[ 1 + \left( \frac{1}{\pi} \right) \ln(1 - \pi) \right] \quad (4.46)$	5,305 m

## CAPITULO V

### DISCUSIÓN DE RESULTADOS Y CONTRASTACIÓN DE HIPÓTESIS

#### 5.1 DISCUSIÓN DE RESULTADOS

##### 1. SOBRE EL MOTOR A REACCIÓN DE PROPELENTE LÍQUIDO MONOPROPULSANTE A BASE DE PERÓXIDO DE HIDRÓGENO.

Según lo propuesto en el capítulo III; la concentración del peróxido de hidrógeno utilizado como propulsor de los motores cohete líquidos varía de 80% a 95% y el resto es agua, no conviene utilizar una concentración de 100% porque es muy propenso a descomposición espontánea, mediante la luz solar directa ó mediante una onda sónica, y se utiliza un catalizador dióxido de manganeso en pellets, para acelerar la descomposición, se utiliza un gas inerte a alta presión para presurizar el peróxido de hidrógeno (nitrógeno a 200 bar); ésta disposición es más simple que utilizar una turbo-bomba para bombear el peróxido de hidrógeno a la cámara de descomposición “vaporizador” que contiene el catalizador; además el hecho de adaptar materiales utilizados en otras industrias contribuye a abaratar costos.

El cálculo se realizó para un motor a reacción líquido utilizando tanques de acero para los Propulantes (peróxido de hidrógeno y nitrógeno comprimido); sin embargo también se realizó el diseño utilizando tanques de duraluminio 7075 (T-6) para los Propulantes (peróxido de hidrógeno más nitrógeno comprimido); como se indica en el punto 3.1.42; con lo que se consigue reducir el peso del cohete y conseguir mayores alcances manteniendo la misma carga útil, en suma se consigue mejor eficiencia del motor a reacción de propulsor líquido, como se puede ver en la tabla N° 30.

Sin embargo éste tipo de mono-propulsante tiene el inconveniente de que en el país solo se encuentra de baja concentración no apto para su utilización en motores cohete; por lo que se tiene que encargar su concentración a algún laboratorio, lo que encarecería ligeramente el costo del motor cohete.

**TABLA N° 30.**

**MOTORES DE PROPULSIÓN LÍQUIDA (LANZAMIENTO A 45° CON LA HORIZONTAL).**

PARÁMETROS DE COMPARACIÓN.	COHETE N° 1			COHETE N° 2			COHETE N° 3		
	Tanques de acero	Tanques de dura.	Ganancia %	Tanques de acero	Tanques de dura.	Ganancia %	Tanques de acero	Tanques de dura.	Ganancia %
<b>Mo</b> (Kg.)	300	268	-11	461.33	405.53	-12	1760	1445	-17.9
<b>Mf</b> (Kg.)	180	148	-17.78	250.3	194.3	-22.37	1000	685	-31.5
<b>Mp</b> (Kg.)	120	120	-	211.23	211.23	-	760	760	-
<b>Lmáx</b> (Km.)	55.375425	76.914	+38.89	79.47862	114.3142	+43.83	67.94593	117.3003	+72.64
<b>Hmáx</b> (Km.)	15.7214	21.16432	+34.62	22.43520	32.11655	+43.15	19.20604	32.86884	+71.14
<b>Carga útil</b> (Kg.)	35	35	-	50	50	-	138	138	-
<b>Empuje</b> (Kg.f)	400	400	-	600	600	-	2400	2400	-
<b>V<sub>E</sub></b> (MACH)	3.884	4.5238	+16.47	4.66	5.591	20	5.99788	7.89623	+31.65
<b>Costo Apróx.</b> (\$)	3200	3800	-18.75	3900	4600	-17.95	4600	4900	-11.36

También se incluye un programa de simulación de vuelo del cohete de peróxido de hidrógeno. Programa que se puede “correr” introduciendo datos tales como: masa inicial, masa del propelente, ángulo de lanzamiento, vuelo con fricción, vuelo sin fricción, etc.

Después de analizar éstos resultados de la investigación, queda abierta la posibilidad de diseñar, fabrica y experimentar con motores a reacción de propulsión líquida a base de peróxido de hidrógeno, de mayores dimensiones, más alcance, y mayores cargas útiles.

## **2. SOBRE EL MOTOR A REACCIÓN DE PROPELENTE SÓLIDO**

Como se indicó en el punto 2.1 (estado del arte); la mejor combinación para un propelente sólido actual es uno compuesto básicamente de perclorato de amonio como oxidante y un poliéster o poli vinílico como combustible, más pequeñas cantidades de aditivos básicamente aluminio y berilio, a fin de incrementar el empuje y el impulso específico; pero lamentablemente el perclorato de amonio no se produce en el país y su importación está restringida y requiere permisos especiales. Por lo que para éste proyecto de investigación se tuvo que recurrir a propelente y aditivos fáciles de conseguir en el mercado interno.

Se probó básicamente con una combinación de propulsores compuestos a base de nitrato de potasio (KN 65%) con sorbitol (35%); nitrato de potasio (KN 65%), con dextrosa (DEX 35%); nitrato de potasio (KN 65%) con sacarosa; fundidos en baño maría y formando una molécula que es una mezcla de parte oxidante y parte combustible. Se probó con los tres tipos de propulsores, pero resulta que con esa composición y con esa forma de fabricación, el grano resulta muy higroscópico y frágil y no se puede guardar a la intemperie por mucho tiempo, además proporciona un impulso específico relativamente bajo.

Se tuvo que hacer muchas pruebas estáticas y pruebas de lanzamiento. Al final después de muchos ensayos, se tuvo que modificar la composición del propelente quedándonos finalmente con la siguiente composición: nitrato de potasio (KN 64%), dextrosa (DEX 34%), más 2% de aditivos balísticos (1% de polvo de

aluminio más 1% de polvo de magnesio); fundidos con fuego directo en un recipiente utilizando una cocina a gas de uso doméstico. Con ésta modificación el grano fundido en caliente, adquirió mayor consistencia, homogeneidad, mayor densidad y, de hecho se obtuvo mayor impulso específico, y no tiene poros como cuando usamos el procedimiento de fundición en baño maría.

Para la balística interna del propelente se utilizó la configuración “bates” (ballistic test); que consiste en varios segmentos o granos Propulsantes inhibidos por sus superficies externas y con un agujero cilíndrico central, se usa ésta configuración para obtener un perfil de (Kn) casi neutral. Se probó con muchos tipos de inhibidores, papel común, cartón, papel de aluminio, papel de lija, etc. Quedándonos finalmente con un inhibidor de PVC\*, con un mínimo de espesor de 2.5 milímetros, no es recomendable utilizar un tubo de PVC de menor espesor, porque se corre el riesgo de que con el calor se deforme demasiado y pueda “soplar” por la tobera u obstruir la tobera generando un reventón del cohete en pleno vuelo.

En cuanto al fuselaje y cámara de combustión del motor, se utiliza para éste proyecto de investigación el tubo de acero sin costura para calderas de 3 pulgadas de diámetro tipo ASTM A-192; que tiene ventajas en cuanto a resistencia y peso comparado con el tubo de acero sin costura para agua tipo (SCHEDULE 40); que también se utiliza en algunos modelos de cohetes.

El encendido es eléctrico, con una batería y un cable ubicado a 200 metros de la rampa de lanzamiento. Se probó con dos modalidades: el primero utilizando un “grano iniciador” es decir al momento de fundir el grano y antes de que se solidifique se introduce un alambre de NICRON, que al momento del lanzamiento se pone al rojo vivo encendiendo los granos y generando una gran cantidad de gases; éste “grano iniciador” se ubica en contacto con el tapón superior, es decir, la combustión se realiza de arriba hacia abajo ; el segundo es utilizando un iniciador pirotécnico a base de pólvora negra con aditivos (polvo de aluminio más polvo de magnesio), que se encienden también con la ayuda de un alambre de NICRON incrustado en el iniciador; en ambos casos se “obtura” la tobera con un tapón de

plástico para evitar la “pérdida de gases” antes de que el cohete pueda alcanzar el empuje necesario para abandonar su rampa de lanzamiento.

Si no usamos iniciador el cohete se demora algunas fracciones de segundo más en alcanzar el empuje necesario para abandonar la rampa de lanzamiento. Desde el 1 de octubre de 2004 hasta junio de 2012, ya llevamos más de 200 lanzamientos exitosos, habiendo acumulado una gran experiencia sobre el tema y afinado cálculos en base al método de ensayo-error. Si bien el cálculo se realizó para un cohete de 3 pulgadas de diámetro, también diseñamos, fabricamos y experimentamos con cohetes de 2 pulgadas de diámetro, 2 ½ pulgadas, 3 pulgadas de diámetro, 3 ½ de diámetro y 4 pulgadas de diámetro, como puede verse en la tabla No.31.

\*Este tipo de inhibidor está en proceso de ser patentado por el autor ante INDECOPI.

Mediante pruebas estáticas determinamos que la presión admisible en los tubos de acero sin costura (SCHEDULE 40) y ASTM A-192( tubos para calderas) y a una temperatura máxima en la cámara de combustión de 1350 grados centígrados y por un tiempo que no sobrepase los 30 segundos, la presión admisible es de 90 bares; pero para tener un factor de seguridad de alrededor de 1.5, todos los cohetes diseñados, utilizando dicho tipo de tubos, utilizan una presión en la cámara de combustión de alrededor de 60 bares. Con ésta presión se garantiza una alta velocidad de salida de los gases por la tobera, haciendo que las aletas direccionales sean muy eficaces desde un primer momento; además al hacer un diseño lo hacemos de tal forma que el empuje del cohete sea de 25 a 30 veces más que el peso del cohete con todo su combustible cargado en su rampa de lanzamiento.

**TABLA No.31**

**CARACTERISTICAS TECNICAS DE COHETES DE PROPULSOR SOLIDO**

<b>PARÁMETRO</b>	<b>COHETE N°1 TANGARANA IB</b>	<b>COHETE N°2 MANTONA IA</b>	<b>COHETE N°3 MANTONA IB</b>	<b>COHETE N°4 MANTONA IC</b>	<b>COHETE N°5 ISULA I-D</b>	<b>COHETE N°6 SHUSHUPE</b>
Diámetro Nominal	2" $\phi$	2" $\phi$	2" $\phi$	2" $\phi$	2 ½" $\phi$	3" $\phi$
Número de Granos	5	2	3	4	5	5
Diámetro Garganta-tobera	12.7 mm. $\phi$	10 mm. $\phi$	12 mm. $\phi$	16 mm. $\phi$	18 mm. $\phi$	19.25 mm. $\phi$
Número Aletas	3	3	3	3	3	3
Iniciador	S/I	S/I	C/I	C/I	C/I	C/I
Tobera (C/R , S/R)	C/R	C/R	C/R	C/R2	C/R	C/R
Tapón (C/R , S/R)	C/R	S/R	C/R	C/R	C/R	C/R
Tipo de Rampa	varilla	varilla	riel	riel	riel	riel
Tipo de morro	Ojiva	Ojiva	Ojiva	Ojiva	Ojiva	Ojiva
Tipo de Fuselaje	enterizo	enterizo	En 2 partes	En 2 partes	En 2 partes	En 2 partes
Sist. Recuperación	S/P	S/P	C/P	C/P	C/P	C/P
Tipo de Disparo	eléctrico	eléctrico	eléctrico	eléctrico	eléctrico	eléctrico
Ángulo de Disparo	75°	75°	75°	75°	75°	75°
Alcances a 45° (Km.)	5	6	8	10	12	15
Costo Aprox. (\$)	150	190	230	260	300	380
Tipo de tubo	ASTM A-192	SCHEDULE 40	SCHEDULE 40	SCHEDULE 40	ASTM A-192	ASTM A-192
Presión en C.C en BAR	51	50	55	60	62.5	60

### **3. SOBRE LOS COSTOS DE LOS MOTORES A REACCION DE PROPULSOR LÍQUIDO Y SOLIDO FABRICADOS EN EL PAIS.**

En la tabla No.32 se indican los costos del motor a reacción de propulsante líquido Monopropulsante a base de peróxido de hidrogeno. El costo de materiales para fabricar un cohete asciende a la suma de 2,334 \$ dólares USA, el maquinado y mano de obra suman alrededor de 780 \$ dólares USA, el costo del propelente es de 1095 \$ dólares USA. El costo total del motor a reacción de propulsante líquido con fines de investigación (por ejemplo como cohete sonda), asciende a la Suma de 4,209 \$ dólares USA.

Si a este motor a reacción de propulsor líquido, le hacemos algunos cambios agregándole una cabeza de guerra (espoleta, carga explosiva), y un sistema de guía inercial, estimados en un costo aproximado de 4,500 \$ dólares USA, se convierte en un misil Tierra-Tierra de 50 Kilómetros de alcance, cuyo costo total ascendería a 8,109 \$ dólares USA, un costo bastante módico comparado con otros misiles Tierra-Tierra de similares características importados.

En la tabla No.33 se muestran los costos del motor a reacción de propulsante sólido fabricado en el país. El costo de materiales para fabricar un cohete es de 136 \$ dólares USA, el costo del maquinado y mano de obra asciende a 150 \$ dólares USA, el costo del propelente sólido es de 30 \$ dólares USA. El costo total del motor a reacción de propulsor sólido con fines de investigación (por ejemplo como cohete sonda o para producir lluvias artificiales) será de 316 \$ dólares USA.

A este motor a reacción de propulsor sólido, se le puede hacer algunas modificaciones, para convertirlo en un misil antitanque, agregándole una cabeza de guerra, con doble carga hueca en Tandem, un sistema de guía (guiado por cable, Laser o infrarrojo), y un dispositivo de lanzamiento (Trípode, telemetro Laser, dispositivo de puntería, etc. ), estimado en 4,600 \$ dólares USA, con lo que se convertiría en un misil antitanque portátil de 5 Kilómetros de alcance a un costo moderado de 4,916 \$ dólares USA.

TABLA N° 32

**Costos del Motor a Reacción de Propulsor Líquido Monopropulsante a Base de Peróxido de Hidrógeno:**

COMPONENTES DEL COSTO	COSTO \$ (DÓLARES USA)
<b>a.- Costo de Materiales:</b>	
- Morro u Ojiva (de dos Materiales):	
Punta: 2,7829 kg de Plancha de Acero Inoxidable AISI 316, de 3/16 "	30 \$
Parte Inferior: 7,1284 kg de Plancha de Duraluminio 7075	70 \$
- 1 Plancha de Duraluminio 7075 de 1mm Espesor x 10 pies x 5 pies	80 \$
- 50 kg de Plancha de ½ " Espesor, SAE 1020, Acero	230 \$
- 20 kg de Plancha de Acero Inoxidable AISI 316 de 1/8 " Espesor	200 \$
- 16 kg de Plancha de Acero Inoxidable AISI 316, de 1/4 " Espesor	160 \$
- 7 kg de Plancha de Acero Inoxidable AISI 316, de 1/4 " Espesor	65 \$
- 1 Válvula Reductora de Presión de 200 bar / 25 bar de 1 " ½ Ø	150 \$
- 2 Válvulas Solenoide de 1 " ½ Ø	160 \$
- 2 Dispositivos de Alineamiento de Acero estructural ASTM A-36	60 \$
- 4 Aletas Direccionales de Planchas de Aluminio AA-6063 de " 1/8 de Espesor	25 \$
- 4 kg de Electrodo AWS E-6011, de 1/8"Ø	24 \$
- 4 kg de Electrodo AWS E-7018, de 1/8"Ø	40 \$
- 4 kg de Electrodo AWS E-316-316 , de 1/8"Ø	40 \$
- 200 metros de Alambres eléctrico Mellizo AWG # 16	70 \$
- 1 Caja de Disparo con Dispositivos Eléctricos y Electrónicos	150 \$
- 1 Batería de 11 Placas y 12 Voltios	120 \$
- 1 Perfil Angular de Aluminio de L-1"x1"x1/8"x6 metros de Longitud	10 \$
- 40Pernos de Acero SAE N°5 de Ø3/8"x1"Long. C/R Galvanizado	20 \$
- 1 Metro de Tubo de Acero Inoxidable AISI-316, de 1 ½" Ø	30 \$
- Carga Útil (Paracaídas, Sistema de Expulsión, Batería, Switchs, Billa, Tubo de PVC, Pólvora, Nicrón, Terminales, Altímetro, Acelerómetro, Flash-BEKON, etc).	600 \$
<b>COSTO DE MATERIALES</b>	<b>2334 \$</b>
<b>b.- Costos de Maquinado y Mano de Obra:</b>	
- Maquinado del Morro y Ojiva	100 \$
- Rolado y Soldado del Fuselaje	80 \$
- Fabricación del Tanque de Nitrógeno	90 \$
- Fabricación del Tanque de Peróxido de Hidrógeno	110 \$
- Fabricación del Vaporizador	80 \$
- Fabricación de la Tobera Convergente-Divergente	60 \$
- Fabricación de 2 Dispositivos de Alineamiento	40 \$
- Fabricación de las Aletas de Alineamiento	20 \$
- Fabricación de la Caja de Disparo	50 \$
- Conexión de los Tanques mediante Tubo de 1"½Ø	50 \$
- Montaje del Equipo	100 \$
<b>COSTO DE MAQUINADO Y MANO DE OBRA</b>	<b>780 \$</b>

<b>c.- Costo del Propelente:</b>	
- 32,45 kg de Nitrógeno Comprimido	175 \$
- 87,55 kg de Peróxido de Hidrógeno Líquido	720 \$
- 39,4 kg de Dióxido de Manganeso en Pellets	200 \$
	<b>1095 \$</b>
<b>d.- Costo Total del Motor a Reacción de Propelente Líquido con fines de Investigación: (a + b + c)</b>	<b>4209 \$</b>

<b>e.- Costo Adicional para convertirlo en un Misil Tierra – Tierra, de 50 Kilómetros de Alcance, 20 kg de Explosivo (TNT), y Sistema de Guía:</b>	
- 1 Espoleta Mecánica de Impacto (Estimado)	100 \$
- 20 kg de Carga Explosiva (TNT Fundido en el Morro) (Estimado)	400 \$
- Sistema de Guía Inercial (Estimado)	4000 \$
<b>COSTO ADICIONAL PARA CONVERTIRLO EN UN MISIL TIERRA – TIERRA</b>	<b>4500 \$</b>
<b>f.- Costo Total del Motor a Reacción de Combustible Líquido, Convertido en un Misil Tierra – Tierra de 50 kilómetros de Alcance y 20 kg de Carga Útil: (a – 600\$ + b + c + e)</b>	<b>8109 \$ (USA)</b>

TABLA N° 33

## Costos del Motor a Reacción de Propulsor Sólido:

COMPONENTES DEL COSTO	COSTO \$ (DÓLARES USA)
<b>a.- Costo de Materiales:</b>	
- 1 metro de Tubo de 3"Ø, Tipo ASTM A – 192, Acero para calderas , sin Costura	25 \$
- 1 Tocho de Aluminio Fundido de 3"Ø x 250mm Longitud (Aluminio AA-6063)	11 \$
- 1 Tocho de Acero SAE 1020, de 3"Ø x 100 mm Longitud	15 \$
- 3 Aletas de Aluminio AA-6063, de planchas de 1/8"	12 \$
- 1 Tocho de Acero Laminado SAE 1020, de 3"Ø x 200mm Longitud	30 \$
- 1 Ángulo de Acero L – 20mm x 20mm x 2mm x 250mm Longitud	4 \$
- 0,5 kg de Electrodo AWS E-6011 DE 1/8"Ø	3 \$
- 1 Metro de Tubo de PVC 2"Ø	6 \$
- Sistema de Expulsión del Paracaídas (Paracaídas, Batería, Switch, Billa, Tubo PVC, Pólvora, Nicrón, Terminales, etc)	30 \$
<b>COSTO DE MATERIALES</b>	<b>136 \$</b>
<b>b.- Costos de Maquinado y Mano de Obra:</b>	
- Maquinado del Morro u Ojiva	20 \$
- Maquinado del Tapón Roscado	30 \$
- Maquinado de la Tobera	70 \$
- Maquinado del Fuselaje (Roscas)	20 \$
- Soldadura de Clips para Aletas, y Guías de Lanzamiento	10 \$
<b>COSTO DE MAQUINADO Y MANO DE OBRA</b>	<b>150 \$</b>
<b>c.- Costo del Propelente:</b>	
- Peso del Propelente Fundido = 2,7 kg	
- 2 kg de Oxidante, Componente (A); (KN); (1,728 kg en el Grano)	10 \$
- 1 kg de Combustible; Componente (B); (DEX); (0,918 kg en el Grano)	6 \$
- 60 gramos de Aditivos Balísticos (Al + Mg); (0,054 kg en el Grano)	4 \$
- Fabricación de los Granos Fundidos para 1 Cohete	10 \$
<b>COSTO DEL PROPELENTE</b>	<b>30 \$</b>
<b>d.- Costo Total del Motor a Reacción de Propulsor Sólido con Fines de Investigación: (a + b + c)</b>	<b>316 \$</b>
<b>e.- Costo como Misil Antitanque de 5 Kilómetros de Alcance y Doble Carga Hueca en Tandem:</b>	
- Cabeza de Guerra (2 kg. de Carga Hueca, TNT Fundida, más Espoleta de Impacto)	300 \$
- Sistema de Guía (Guiado por Cable de Fibra Óptica o Infrarrojo) (Estimado)	2500 \$
- Dispositivo de Lanzamiento (Trípode, Telémetro, Dispositivo de Puntería, etc) (Estimado)	1800 \$
<b>COSTO DE LOS DISPOSITIVOS PARA CONVERTIRLO EN UN MISIL ANTITANQUE</b>	<b>4600 \$</b>
<b>f.- Costo Total como Misil Antitanque (Cohete, Cabeza de Guerra, Sistema de Guía y Dispositivo de Lanzamiento) (d + e) = 316 \$ + 4600 \$</b>	<b>4916 \$ (USA)</b>

#### **4. SOBRE LOS COSTOS DEL MOTOR A REACCION DE PROPULSOR SOLIDO NACIONAL COMPARADO CON OTROS SIMILARES IMPORTADOS Y ADQUIRIDOS POR EL GOBIERNO DEL PERU.**

En la tabla No.34 se indica la comparación de costos del motor a reacción de propulsante solido en su versión antitanque de fabricación nacional, con otros cohetes y misiles similares importados adquiridos para nuestras Fuerzas Armadas.

Si comparamos el costo del cohete antitanque nacional de 3 pulgadas de diámetro y 6 Kilómetros de alcance, que tiene un costo de 616 \$ dólares USA, con el cohete antitanque de origen alemán "Panserfaust-3", de similares características y que tiene un costo unitario de 11,756\$ dólares USA, lo que significa una diferencia de precios de 11,140 \$ dólares USA, a favor del modelo alemán, con el costo de un "Panserfaust-3" se podría obtener 18 cohetes antitanque de Fabricación nacional "Shushupe I-AM".

De igual manera si comparamos al cohete antitanque Nacional con el cohete antitanque de origen Español "Alcotan-100", también de similares características, y que tiene un costo unitario de 25,287 \$ dólares USA, lo que significa una diferencia de precios de 24,671 \$ dólares USA a favor del diseño Español, con el costo de un "Alcotan-100", se podría fabricar 40.5 cohetes de diseño nacional "Shushupe I-AM".

Si comparamos el costo de un misil antitanque de concepción, diseño y fabricación nacional "Shushupe ANT-IA", de 3 pulgadas de diámetro nominal y 5 Kilómetros de alcance, de doble carga hueca en tándem y con una capacidad de penetración de 700 mm de blindaje después de superar el blindaje reactivo (ERA), que tendría un costo de 4,916 \$ dólares USA, con el costo de un misil antitanque ruso "Kornet-E", de similares características, que tiene un costo unitario de 87,500 \$ dólares USA (sin incluir el costo del trípode y dispositivos adicionales de lanzamiento), lo que significa una diferencia de precios de 82,584 \$ dólares USA a favor del misil ruso, con lo que cuesta un misil ruso "Kornet-E", se podría fabricar 16 misiles antitanque "Shushupe ANT - IA", de Concepción y diseño nacional.

Del mismo modo si comparamos el misil antitanque nacional, con el misil antitanque de origen israelí "Spike LR", de similares características técnicas y adquiridos por el gobierno peruano a un precio unitario de 196,721 \$ dólares USA (sin incluir el costo del trípode y dispositivos adicionales de lanzamiento), lo que significa una diferencia de precios de 191,805 \$ dólares USA a favor del modelo israelí, y con lo que cuesta un misil antitanque israelí "Spike LR", se podría obtener 39 misiles de fabricación nacional "Shushupe ANT-IA".

Según lo mostrado en las Tablas No.32, No.33 y No.34, resulta a todas luces a corto, mediano y largo plazo, más ventajoso económica y estratégicamente, diseñar y fabricar motores a reacción de concepción y diseño nacional, de distintos tipos de propelentes y para diferentes usos según las necesidades.

TABLA N° 34

**Comparación de Costos del Motor a Reacción de Propulsor Sólido en su Versión Antitanque, con otros Cohetes y Misiles similares importados**

Costo del Motor a Reacción de Combustible Sólido Nacional	Costo del Cohete o Misil Antitanque Importado	Diferencia de Precios del Importado con el Nacional	Número de Cohetes o Misiles que se podría fabricar con el Costo del Importado
<p>a.- Cohete Antitanque de Propulsor Sólido Nacional: Nombre = Shushupe I-AM Diámetro Nominal = 3"Ø Longitud = 1448 mm Peso Total = 14,603 kg Alcance = Desde 20 m hasta 6 km (Tiro Directo) Cabeza de guerra = Doble Carga Hueca en Tandem Penetración = 700 mm después Del blindaje reactivo (ERA). Costo = 616 \$ (USA)</p>	<p>a.- Cohete Antitanque "PANZERFAUST - 3" Origen = Alemania Fabricante = Dynamit Nobel AG Peso Total = 13,3 kg Longitud = 950 mm Diámetros: Cohete = 60 mm Ø Cabeza de Guerra=110 mm Ø Alcance = 20m a 600 m Penetración = 700 mm después Del blindaje reactivo (ERA). Costo Unitario = 11,756 \$</p> <p>b.- Cohete Antitanque "ALCOTAN_100" Origen = España Fabricante = Instalaza Peso Total = 14 kg Longitud = 1150 mm Diámetro = 100 mm Ø Alcance = 30m a 600 m Penetración = 700 mm después Del blindaje reactivo (ERA). Costo Unitario = 25,287 \$</p>	<p>a.- 11,140 \$</p> <p>b.- 24,671 \$</p>	<p>a.- 18 Cohetes</p> <p>b.- 40,5 Cohetes</p>

Costo del Motor a Reacción de Combustible Sólido Nacional	Costo del Cohete o Misil Antitanque Importado	Diferencia de Precios del Importado con el Nacional	Número de Cohetes o Misiles que se podría fabricar con el Costo del Importado
<p>b.- Misil Antitanque de Propulsor Sólido Nacional: Nombre = Shushupe ANT-IA Diámetro Nominal = 3"Ø Longitud = 1448 mm Peso Total = 15 kg Alcance = Desde 50 m hasta 5 km Cabeza de Guerra = Doble Carga Hueca en Tandem. Sistema de guía :guiado por cable , infrarrojo o Laser. Penetración = 700 mm después Del blindaje reactivo (ERA). Costo = 4916 \$</p>	<p>c.- Misil "KORNET-E": Origen = Rusia Fabricante = KBP Instrument Design Bureau (Tula-Rusia) Longitud = 1200 mm Diámetro = 152 mm Peso Total = 29 kg Alcance = 100 m a 5500 m Sistema de Guía = Láser (SACLOS) Cabeza de Guerra = 7 kg HEAT, 10 kg TNT, doble Carga Hueca en Tandem. Penetración = 700 mm después Del blindaje reactivo (ERA). Costo Unitario = 87,500 \$</p> <p>d.- Misil "SPIKE LR": Origen = Israel Fabricante=Rafael Advanced Defense Systems. Longitud = 1670 mm Diámetro = 170 mm Peso Total = 13,8 kg Alcance = 200m a 4000 m Sistema de Guía = Infrarrojo, Electroóptico Cabeza de Guerra = Doble Carga Hueca en Tandem Penetración = 700 mm después Del blindaje reactivo (ERA). Costo Unitario = 196,721 \$</p>	<p>c.- 82,584 \$</p> <p>d.- 191,805 \$</p>	<p>c.- 16 Misiles</p> <p>d.- 39 Misiles</p>

## 5.2 CONTRASTACIÓN DE LAS HIPÓTESIS PLANTEADAS

HIPÓTESIS.	RESULTADOS.
<p><b>HIPÓTESIS ESPECÍFICA 1:</b> El modelo de motor a reacción planteado servirá para el desarrollo e investigación espacial.</p>	<p>Se demuestra la hipótesis planteada, pudiendo utilizar un cohete líquido o un cohete sólido, para la investigación aeroespacial dependiendo de la altura que se quiera alcanzar, tal como se demuestran en las tablas N° 30 y N° 31.</p>
<p><b>HIPÓTESIS ESPECÍFICA 2:</b> Con el prototipo del motor a reacción se podrá evitar la caída de granizo y la falta de lluvias en algunas zonas del país.</p>	<p>La hipótesis planteada se demuestra, siendo los motores a reacción más apropiados para inyectar yoduro de plata a cierto tipo de nubes, los motores de propelente sólido tal como se indica en el capítulo IV y en la tabla N° 31.</p>
<p><b>HIPÓTESIS ESPECÍFICA 3:</b> El modelo de motor a reacción se utilizará para equipar a nuestras fuerzas armadas con artillería reactiva.</p>	<p>Se demuestra la hipótesis planteada, ya que para corto alcance (de 0 a 20 Km) y para mediano alcance (de 20 a 100 Km) se podrá utilizar los cohetes sólidos en sus versiones anti-tanque, de saturación, defensa anti-aérea de baja cota, etc. Ver el capítulo IV y la tabla N°31; y para largo alcance (mayor a 100 Km), se podrá utilizar los cohetes de combustible líquido, en sus versiones tierra-tierra; defensa de puertos, superficie-superficie, etc. Como se indica en el capítulo IV y las tablas N° 30, No 32 y No.33.</p>

HIPÓTESIS.	RESULTADOS.
<p><b>HIPÓTESIS ESPECÍFICA 4 :</b></p> <p>Con el prototipo diseñado se podrá disminuir la dependencia del extranjero, lo que significa un ahorro de divisas para el país.</p>	<p>La hipótesis planteada se demuestra, ya que los cohetes en su versión anti-tanque con una cabeza de guerra de doble carga hueca en tándem por ejemplo con un alcance de 5 Km no sobrepasan los 1000\$ de costo y como misil anti-tanque (con sistema de guía y cabeza de guerra de doble carga hueca en tándem) no sobrepasarían los 5000\$ por unidad; si lo comparamos con los misiles anti-tanque que compró Perú de origen Israelí (el SPIKE) que costó 220,000\$ por unidad (el costo del misil más los dispositivos adicionales de lanzamiento, o el ruso (KORNET-E), que costó 180 000\$ por unidad (incluyendo el costo del misil más los dispositivos adicionales de lanzamiento). Se demuestra el gran ahorro de divisas; ver el capítulo IV y las tablas N° 31. y No.34.</p>
<p><b>HIPÓTESIS GENERAL:</b></p> <p>Diseño, fabricación y experimentación de un motor a reacción con fines de investigación, con las materias primas y el personal humano disponible en el Perú.</p>	<p>Como consecuencia de las hipótesis específicas se demuestra que, con las materias primas existentes en el mercado interno nacional, sin tener que recurrir a materiales e insumos importados costosos y con el personal humano adecuado e ingenioso existente en el país es posible el diseño, fabricación y experimentación de un motor a reacción con fines de investigación. Es más se diseñó, fabricó y experimentó</p>

	<p>con varios modelos, unos de combustible líquido mono-propulsante a base de peróxido de hidrógeno con un catalizador (dióxido de manganeso el pellets); y otros de combustible sólido (64% de nitrato de potasio más 34% de dextrosa más 2% en aditivos balísticos); logrando excelentes resultados y lanzamientos exitosos, a bajo costo y con tecnología netamente nacional.</p>
--	--

## CONCLUSIONES

1. Se concluye que se puede diseñar y fabricar un prototipo de motor a reacción con fines múltiples.
2. Se concluye que se puede optimizar económicamente el diseño y fabricación del motor a reacción, utilizando materiales e insumos netamente nacionales.
3. Se concluye que se puede innovar y mejorar el diseño y fabricación del grano de la forma presentada en esta investigación.
4. Se ha logrado experimentar con éxito dos tipos de propulsante uno de combustible sólido y otro de combustible líquido, hecho que se demuestra con los cerca de 200 lanzamientos exitosos.
5. Se concluye que la construcción del motor a reacción es totalmente con tecnología nacional.
6. Se ha comprobado el comportamiento del prototipo del motor a reacción con dos tipos diferentes de propelentes.
7. Es posible disminuir la dependencia tecnológica del extranjero en lo concerniente a este tipo de motores a reacción.
8. Se concluye que con el prototipo de motor a reacción diseñado se sentó las bases para obtener una tecnología nacional en este tipo de motores a reacción.
9. Con los prototipos diseñados es posible estudiar las capas superiores de la atmosfera.
10. También es posible producir lluvias artificiales debido al bajo costo de los motores a reacción.
11. Se concluye que se pueden realizar estudios de contaminación ambiental a grandes alturas tomando muestras de aire mediante un vehículo a reacción.
12. Se demostró que es factible realizar un Proyecto de Investigación de Alta Tecnología a un costo muy reducido.

13. Se demuestra que es factible prescindir a futuro de la importación de Artillería Reactiva para nuestras Fuerzas Armadas.
14. Como una conclusión ambiciosa se puede a futuro desarrollar un Lanzador Satelital, para su utilización en Telecomunicaciones y con fines Estratégicos.
15. Se concluye que con el prototipo del motor a reacción de propulsor líquido a base de Peróxido de Hidrógeno se tiene un motor ecológico de cero contaminación, porque como productos de la descomposición libera vapor de agua sobrecalentada y oxígeno gaseoso, oxigenando el medio ambiente en vez de contaminarlo.

## RECOMENDACIONES

1. Se recomienda que para obtener Tablas de Dispersión de Tiro con fines militares se deben fabricar en grandes cantidades (500 por cada tipo de Modelo como mínimo); para dispararlos en la misma dirección y con el mismo ángulo de lanzamiento; y de esta forma obtener el “error circular probable” y elaborar Tablas Balísticas.
2. Recomendamos desarrollar un Sistema de Guía que puede ser según las necesidades: guiado por cable, radar activo, radar pasivo, inercial, infrarrojo, referencia sobre el Terreno, laser semiactivo, electroóptico, etc. Para convertir estos cohetes de tiro directo en poderosos misiles.
3. Se recomienda buscar el financiamiento respectivo para continuar investigando como evitar la caída de Granizo y producir Lluvias Artificiales en las diferentes regiones del país donde se producen épocas de sequía.
4. Se debe propugnar la creación de una planta de fabricación de Propelentes: Sólidos, Líquidos e Híbridos.
5. Se debe dar mayor importancia a la Investigación en temas de Defensa Nacional, tanto en Universidades como en centros Militares, y para esto debe existir una estrecha colaboración entre civiles y militares a fin de realizar proyectos conjuntos, optimizando costos.
6. Se debe propugnar por la creación del Ministerio de ciencia, Tecnología e Innovación Tecnológica, a fin de desarrollar este tipo de Proyectos de Investigación.
7. Recomendamos que en los centros de Investigación tipo (CONIDA) se debe colocar Ingenieros capaces y creativos, y no solamente gente que intenta copiar otros cohetes diseñados y fabricados en otras latitudes como son: el Ruso 5K (Proyecto Terra); el Hispano-Suizo SURA-80, El Ruso BM-21 (Proyecto Terra LM); El Argentino ORION I (Proyecto Paulet).
8. Se recomienda tomar esta Tesis de Maestría como base para desarrollar otras Tesis de Maestría, haciendo hincapié en cada uno de los temas específicos que puede solucionar este Motor a Reacción de concepción, Diseñado y Fabricación totalmente Nacional.

**BIBLIOGRAFÍA**

1. Pendray, G. Edward  
Rocket and Jet Propulsión  
New York Harper & Row Publishers  
15ava – Edition 1980
  
2. Warren Francis  
Rocket Propellants  
New York. RPC Publishers  
23ava Edition 1985
  
3. Sutton G.P.  
Rocket Propulsión Element  
New York – Mc Graw Hill  
28ava Edition 1986
  
4. Wickman Jhon  
How to make amateur Rocket  
New York CP Technologies  
2da Edition 2002
  
5. Ford Bryan  
Armas Secretas Alemanas  
Edit. San Martin – Madrid – España  
3ra Edición 1985
  
6. Lester Lichty  
Procesos de los Motores de Combustión  
Editorial del Castillo – Madrid – 1990

7. Carlos Ordóñez  
Aerodinámica (4 tomos)  
Editorial UTEHA – Madrid 1980
8. R.E. Wiech Jr. And R.F. Straus  
Fundamentals of Rocket Propulsión  
Reinhold Publishing Company  
New York – 1980
9. E. Mischuch and L.T. Carleton  
Solid Propellants  
Ind. Eng. Chemistry – 1980
10. R.J. Priem and M.F. Heidman  
Propellant Vaporization as a design Criterion  
For Rocket engine Combustión Chambers  
Technical Report R – 67 (1960) – NASA
11. Journal of the British Interplanetary Society  
Calculation of Step Rockets  
Volumen 14 – Londres – 1955
12. A. Miece  
Mejanika Poliota – “Mecánica de vuelo”  
Edit. Mir Moscú – 1980
13. L.M. Vorobiov  
K Teori I Poliota Raket – “La Teoría del vuelo del Cohete”  
Editorial Mashinostroine – Moscú – 1985
14. P.G. Hill and C.F. Peterson  
Mechanics and Thermodynamics of Propulsión

Addison – Wesley publishing Company Reading  
Massachusetts – USA – 1965

15. D.G. Sheperd

Aerospace Propulsión  
American Elsevier publishing Company  
New York – 1972

16. A.R. Koelle (Editor)

Handbook of Astronautical Engineering  
Mc Graw Hill – New York 1961

17. Wernher Von Braun and Ordway Frederick

History of Rocketry and Space Travel  
Thomas Y. Crowell Company – New York 1969

18. Willy Ley

Rocket, Missiles and men in Space  
The Viking Press – New York 1968

19. H.S. Seifert (Editor)

Space Technology  
John Wiley & Sons – New York 1969

20. Gran Encyclopedia (SARPE)

Armamento y poder Militar  
Madrid – España – 2000

21. A.A Kosmodemienski

Konstantin Eduardovich Tsiolkovski

Editorial MIR-Moscu-1980.

22. H. Walter y K. Kiel

Diagrama Temperatura Entalpia para mezclas de  $H_2O_2$  -  $H_2O$   
Berlin-1947

23. Glassman and R.F. Sawyer Agardograf No.129-

The performance of rockets propellants  
Circa Publication-Pelhan New York 1970

24. R.A. Carpenter.

Liquid Rocket propellants, fuel and oxidizer of the future  
John Wiley & Sons – New York 1969

25. S.D. Pursglove

Hope sustains monopropellants work  
Washington 1974.

**ANEXOS**

- A-1: Funciones de  $\pi$  utilizados para el Cálculo de Cohetes
- A-2: Carta de Diseño para un Propulsante KN-SORBITOL
- A-3: Carta de Diseño para un Propulsante KN-DEXTROSA
- A-4: Carta de Diseño para un Propulsante KN-SACAROSA
- A-5: Dependencia de la Carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes de Varias Etapas
- A-6: Dependencia de la Carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes de Varias Etapas; si  $S = 10$
- A-7: Propulsores Líquidos para Motores Cohete
- A-8: Parámetros de la Combustión para Cohetes Líquidos
- A-9: Características de Velocidad de quemado para varios Propulsores Heterogéneos
- A-10: Efecto de la Temperatura del Propulsante sobre la velocidad lineal de quemado  
De un propulsante heterogéneo
- A-11: Perfil para los canales para distintos regímenes de Flujo
- A-12: Cohete de Keroseno/Oxígeno Líquido
- A-13: Cohete de Hidrógeno Líquido/Oxígeno Líquido
- A-14: Ecuación Química del Propelente: KN-SACAROSA
- A-15: Secciones Típicas de Granos Sólidos
- A-16: Configuración del Encendido
- A-17: Sistema de Expulsión del Paracaídas
- A-18: Temperatura de Descomposición y Poder Calorífico
- A-19: Peso Específico y Temperatura de Fusión

## ANEXO A-1

Funciones de  $\pi$  utilizados para el cálculo de Cohetes

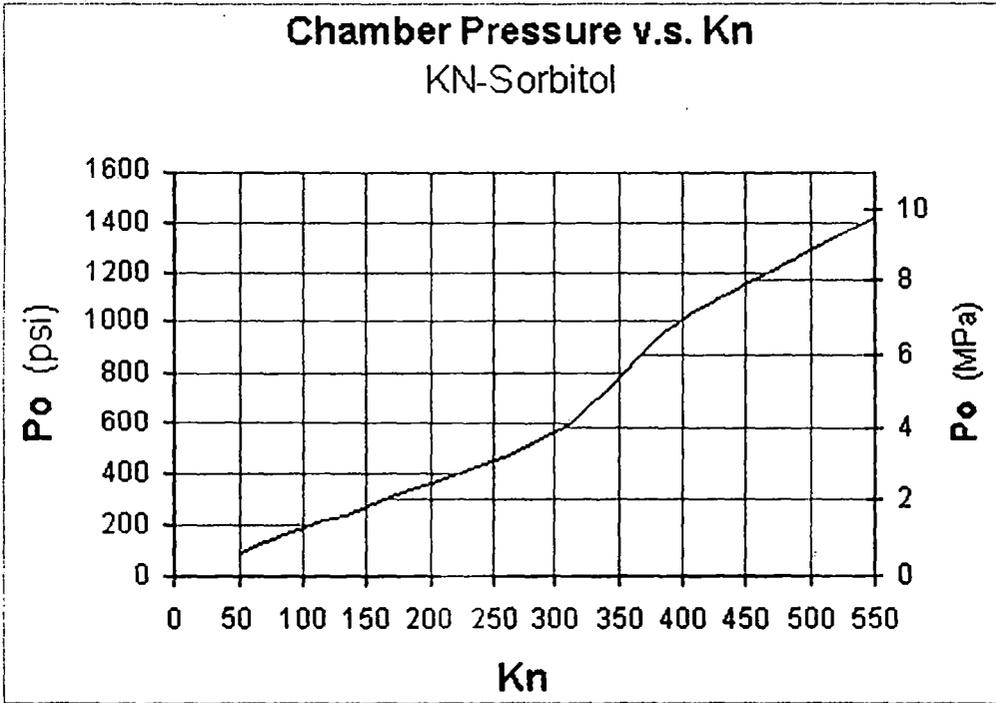
$\pi$	$\frac{\pi}{1-\pi}$	$\ln\left(\frac{\pi}{1-\pi}\right)$	$\left(\frac{1}{\pi} - 1\right)\ln(1-\pi) + 1$	$\left[\ln\left(\frac{1}{1-\pi}\right)\right]^2$	$1 + \frac{1}{\pi}\ln(1-\pi)$
0.10	0.111	0.105	0.052	0.011	-0.054
0.11	0.124	0.117	0.057	0.014	-0.059
0.12	0.136	0.128	0.063	0.016	-0.065
0.13	0.149	0.139	0.068	0.019	-0.071
0.14	0.163	0.151	0.074	0.023	-0.077
0.15	0.176	0.163	0.079	0.026	-0.083
0.16	0.190	0.175	0.085	0.030	-0.090
0.17	0.205	0.186	0.090	0.035	-0.096
0.18	0.220	0.198	0.096	0.039	-0.103
0.19	0.235	0.211	0.102	0.044	-0.109
0.20	0.250	0.223	0.107	0.050	-0.116
0.21	0.226	0.236	0.113	0.056	-0.122
0.22	0.282	0.248	0.119	0.062	-0.129
0.23	0.229	0.261	0.125	0.068	-0.136
0.24	0.316	0.274	0.131	0.075	-0.143
0.25	0.333	0.288	0.137	0.083	-0.151
0.26	0.351	0.301	0.143	0.091	-0.158
0.27	0.370	0.315	0.149	0.099	-0.166
0.28	0.389	0.329	0.155	0.108	-0.173
0.29	0.408	0.342	0.161	0.117	-0.181
0.30	0.429	0.357	0.168	0.127	-0.189
0.31	0.449	0.371	0.174	0.138	-0.197
0.32	0.471	0.386	0.180	0.149	-0.205
0.33	0.493	0.400	0.187	0.160	-0.214
0.34	0.515	0.416	0.193	0.173	-0.222
0.35	0.538	0.431	0.200	0.186	-0.231
0.36	0.562	0.446	0.207	0.199	-0.240

0.37	0.587	0.462	0.213	0.213	-0.249
0.38	0.613	0.478	0.220	0.229	-0.267
0.39	0.639	0.494	0.227	0.244	-0.267
0.40	0.667	0.511	0.234	0.261	-0.277
0.41	0.695	0.528	0.241	0.278	-0.287
0.42	0.724	0.545	0.248	0.297	-0.297
0.43	0.754	0.562	0.255	0.316	-0.307
0.44	0.786	0.580	0.262	0.036	-0.318
0.45	0.818	0.598	0.269	0.357	-0.329
0.46	0.852	0.616	0.277	0.380	-0.340
0.47	0.887	0.635	0.284	0.403	-0.351
0.48	0.923	0.654	0.292	0.428	-0.362
0.49	0.961	0.673	0.299	0.453	-0.374
0.50	1.000	0.693	0.307	0.480	-0.386
0.51	1.041	0.713	0.315	0.509	-0.399
0.52	1.083	0.734	0.322	0.539	-0.411
0.53	1.128	0.755	0.330	0.570	-0.425
0.54	1.174	0.777	0.339	0.603	-0.438
0.55	1.222	0.799	0.347	0.638	-0.452
0.56	1.273	0.821	0.355	0.674	-0.466
0.57	1.326	0.844	0.363	0.712	-0.481
0.58	1.381	0.867	0.372	0.753	-0.496
0.59	1.439	0.892	0.380	0.795	-0.511
0.60	1.500	0.916	0.389	0.840	-0.527
0.61	1.564	0.942	0.398	0.887	-0.544
0.62	1.632	0.968	0.407	0.936	-0.561
0.63	1.703	0.994	0.416	0.989	-0.578
0.64	1.778	1.022	0.425	1.044	-0.596
0.65	1.897	1.050	0.435	1.102	-0.615
0.66	1.211	1.079	0.444	1.164	-0.635
0.67	2.030	1.409	0.454	1.229	-0.655

0.68	2.125	1.139	0.464	1.298	-0.676
0.69	2.226	1.171	0.474	1.372	-0.697
0.70	2.333	1.204	0.484	1.450	-0.720
0.71	2.448	1.238	0.494	1.532	-0.743
0.72	2.571	1.273	0.505	1.620	-0.768
0.73	2.704	1.309	0.516	1.714	-0.794
0.74	2.846	1.347	0.527	1.815	-0.820
0.75	3.000	1.386	0.538	1.922	-0.848
0.76	3.167	1.427	0.549	2.037	-0.878
0.77	3.348	1.470	0.561	2.160	-0.909
0.78	3.545	1.514	0.573	2.293	-0.941
0.79	3.762	1.561	0.585	2.436	-0.975
0.80	4.000	1.609	0.598	2.590	-1.012
0.81	4.263	1.661	0.610	2.758	-1.050
0.82	4.556	1.715	0.624	2.941	-1.091
0.83	4.882	1.772	0.637	3.140	-1.135
0.84	5.250	1.833	0.651	3.358	-1.182
0.85	5.667	1.897	0.665	3.588	-1.182
0.86	6.143	1.966	0.680	3.866	-1.286
0.87	6.692	2.040	0.695	4.162	-1.345
0.88	7.333	2.120	0.711	4.495	-1.409
0.89	8.091	2.207	0.727	4.872	-1.480
0.90	9.000	2.303	0.744	5.302	-1.558
0.91	10.111	2.408	0.762	5.798	-1.646
0.92	11.500	2.526	0.780	6.379	-1.745
0.93	13.286	2.659	0.800	7.072	-1.859
0.94	15.666	2.813	0.820	7.915	-1.993
0.95	19.000	2.996	0.842	8.974	-2.153
0.96	23.999	3.219	0.866	10.361	-2.353
0.97	32.332	3.507	0.892	12.296	-2.615
0.98	48.998	3.912	0.920	15.304	-2.992

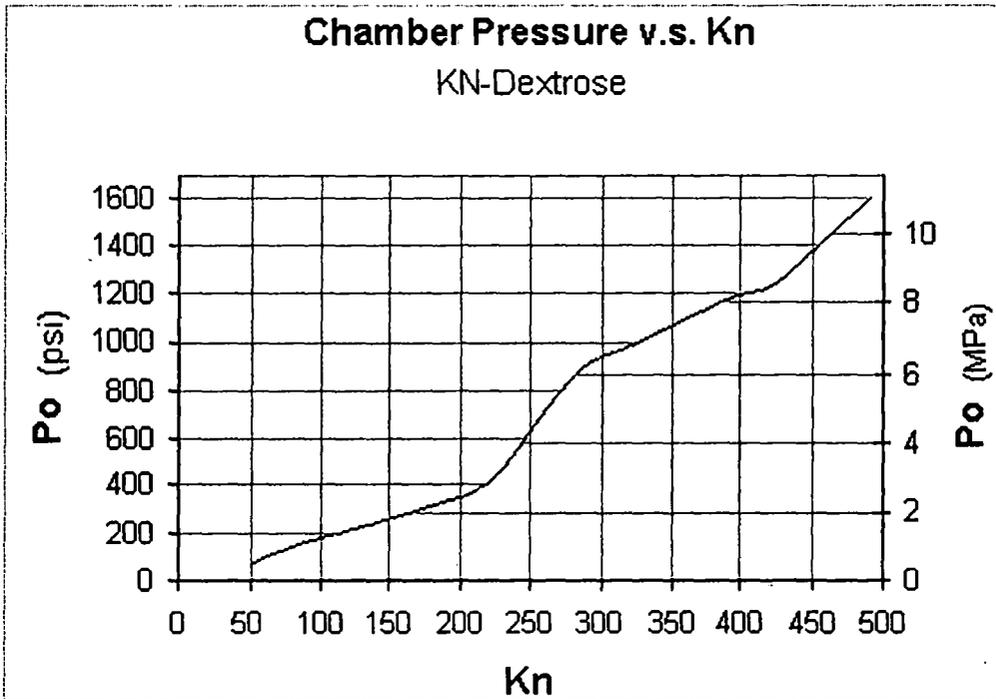
## ANEXO A-2

Carta de Diseño para un Propulsante KN-SORBITOL



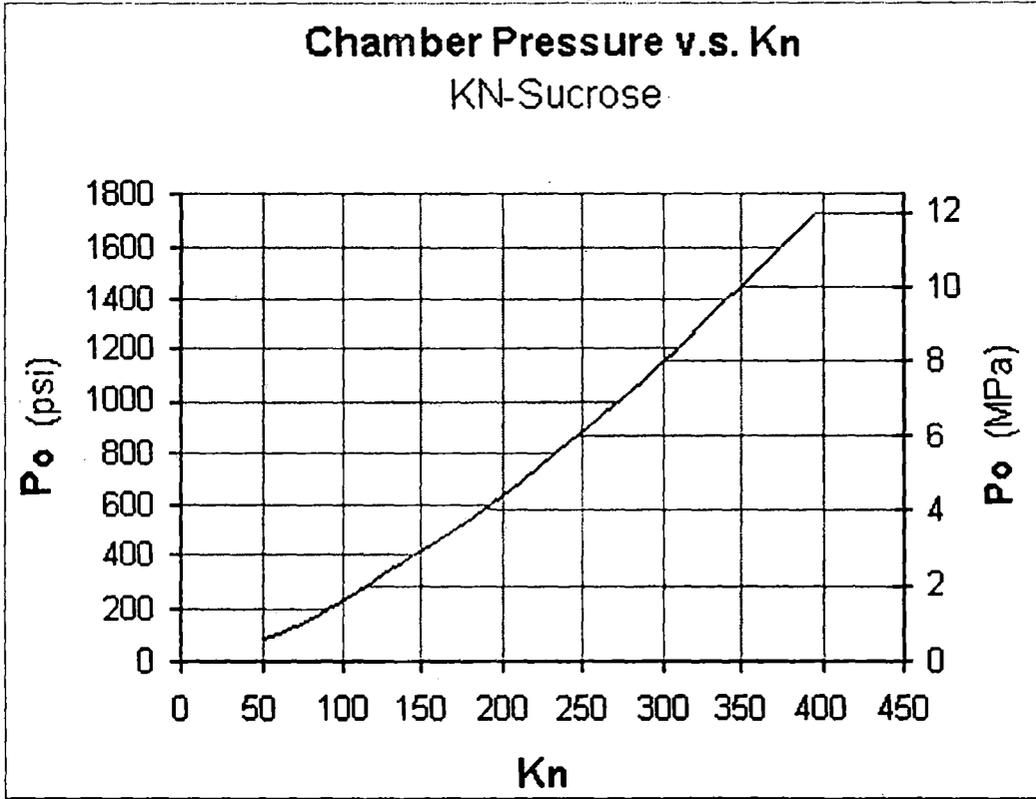
## ANEXO A-3

Carta de Diseño para un Propulsante KN-DEXTROSA



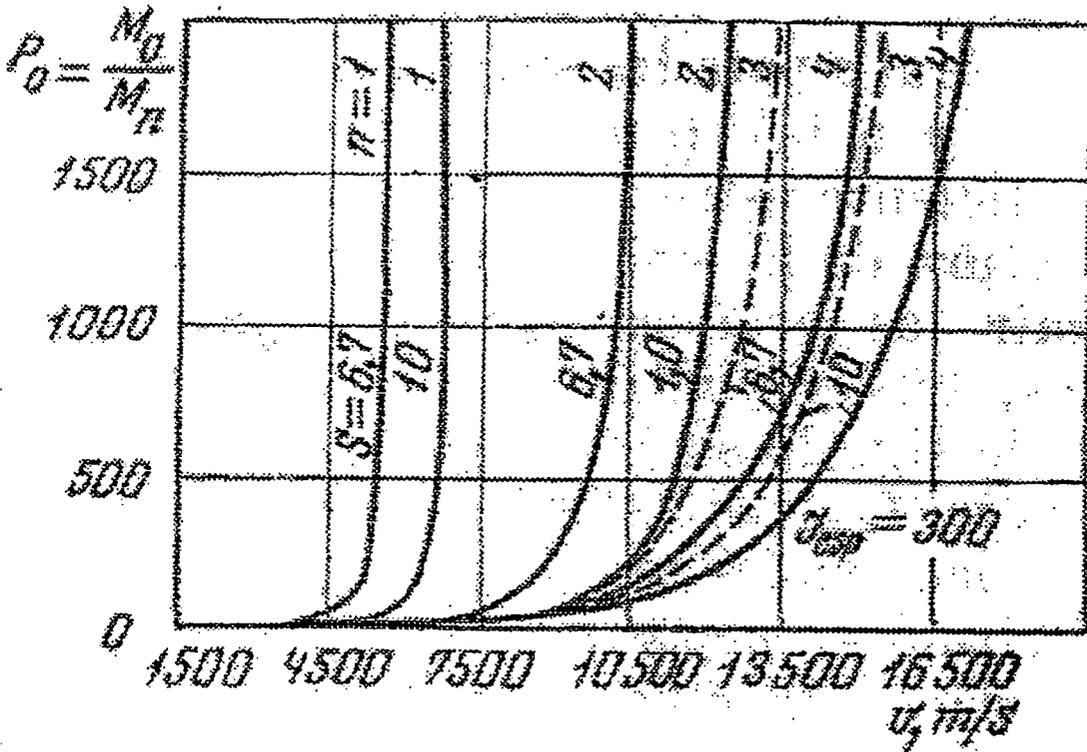
ANEXO A-4

Carta de Diseño para un Propulsante KN-SACAROSA



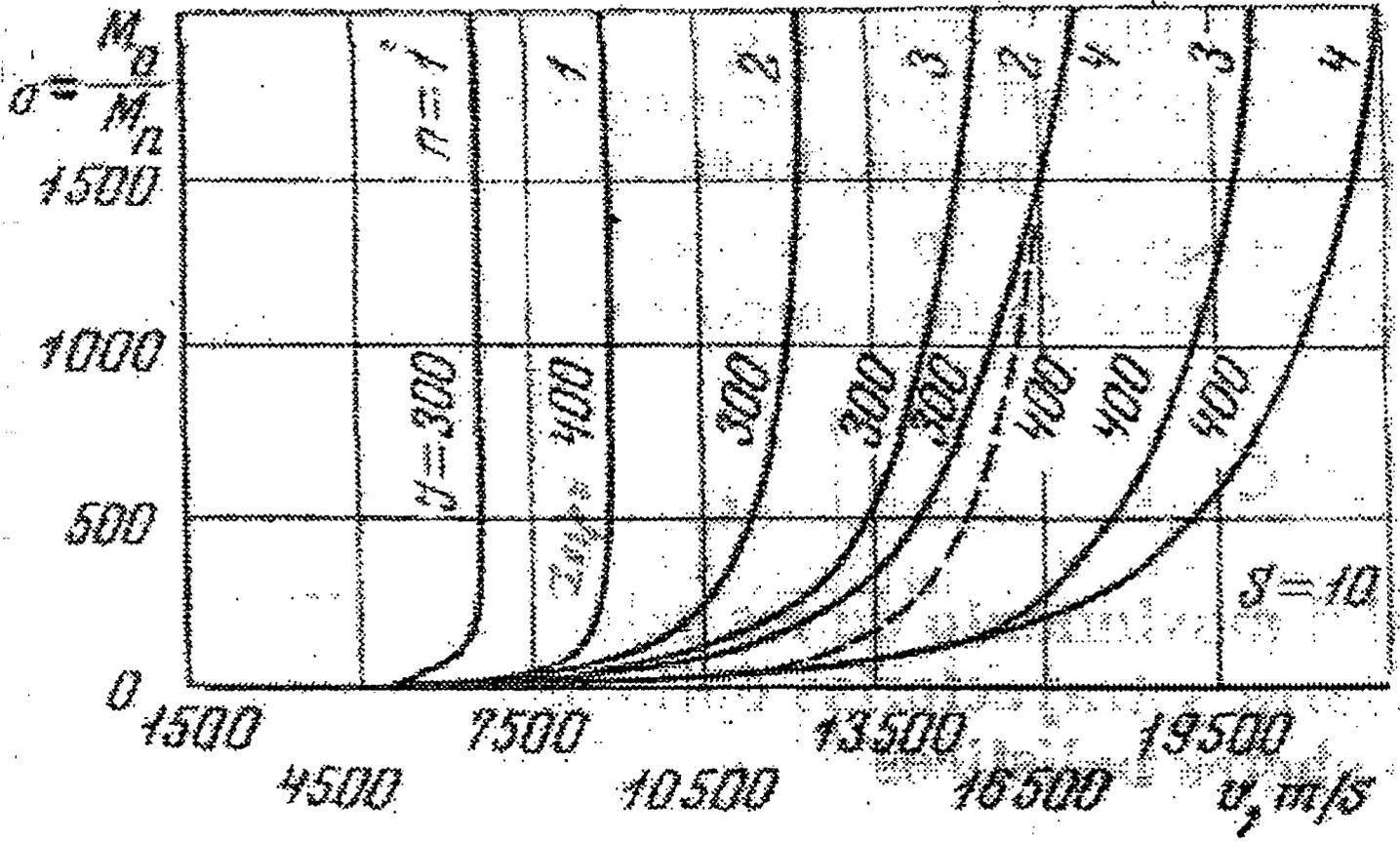
ANEXO A-5

Dependencia de la Carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes de Varias Etapas



ANEXO A-6

Dependencia de la Carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes de Varias Etapas; si  $S = 10$



## ANEXO A-7

## Propulsores Líquidos para Motores Cohete

MONOPROPULSORES	PODER CALORÍFICO (Kcal/kg).(&)	IMPULSO ESPECÍFICO (kg/seg por kg)
Nitro metano ( $CH_3NO_2$ )	2775	220
Peróxido de Hidrógeno ( $H_2O_2$ ) (con catalizador)	-----	100 a 145
Di borano	17000	-----
Nitrato de Hidracina	-----	220
Óxido de Etileno ( $C_2H_4O$ )	-----	160 a 180

## BIPROPULSORES

COMBUSTIBLE	OXIDANTE	PODER CALORÍFICO (Kcal/kg)	IMPULSO ESPECÍFICO (kg/seg por kg)
$H_2$ (líquido)	$O_2$ (líquido)	28610	340
Alcohol Metílico	Oxígeno Líquido	5345	210 a 250
Gasolina	Oxígeno Líquido	10000 a 11500	240
Hidrato de Hidracina + Metanol	$H_2O_2$	-----	180
Anilina	$HNO_3$ (fumante)	8725	220
Alcohol Metílico	$HNO_3$ (fumante)	5345	175
Hidracina	$HNO_3$ (fumante)	-----	305
JP - 3	WFNA	-----	227
Hidracina	Oxígeno Líquido	-----	318

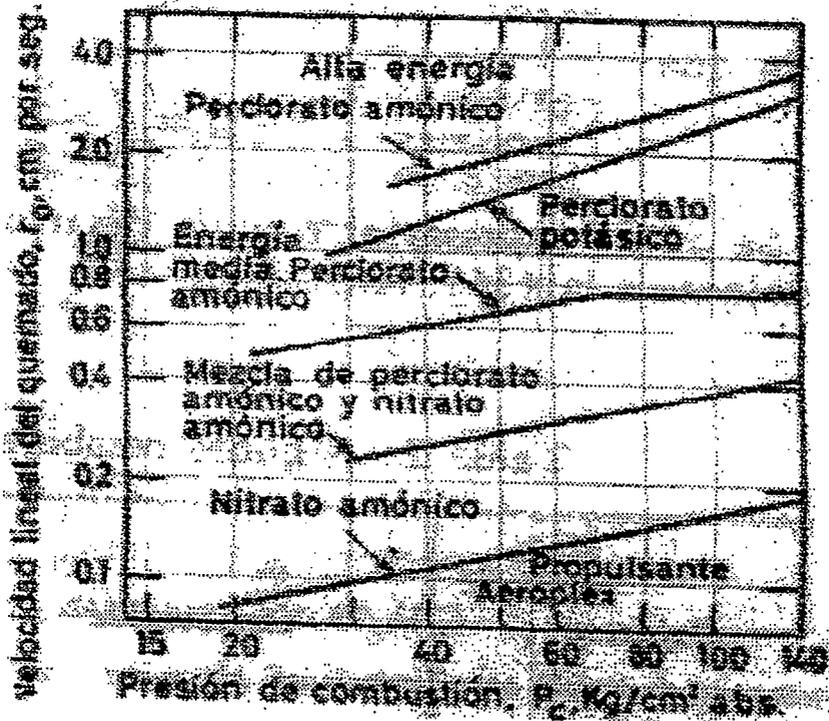
## ANEXO A-8

## Parámetros de la Combustión para Cohetes Líquidos

PAR PROPULSANT E OXIDANTE + COMBUSTIBL E	PRESIÓN EN LA CÁMARA DE COMBUS TIÓN - kg/cm <sup>2</sup>	RAZON DEL PESO DEL OXIDANTE AL PESO DEL COMBUSTI BLE	IMPULSO ESPECÍFI CO $I_{esp.} =$ $V_e/g$	TEMPERA TURA ABSOLUT A (°K)	VELOCID AD EFICAZ DE LAS PARTÍCUL AS EXPULSA DAS (V <sub>e</sub> ) (m/seg)	PESO ESPECÍFICO DE LA MEZCLA PROPULSAN TE
Oxig. Líq. + gasolina	21	2.5	242	3020	3280	0.935
Oxig. Líq. + hidracina	21	0.5	259	2482	2540	1.05
Oxig. Líq. + keroseno	21	2.2	248	3077	2440	1.01
Oxig. Líq. + Alcohol metílico al 100%	21	1.25	238	2860	2340	0.895
Flúor Líq. + hidracina	21	1.9	299	4165	2940	1.31
Ácido Nítrico + Anilina	21	3.0	221	2770	2170	1.37
Ácido Nítrico + Alcohol furfurílico	21	1.9	214	2770	2100	1.37
Oxig. Líq. + Hidrógeno Líquido	35	3.5	364	2482	3570	0.26

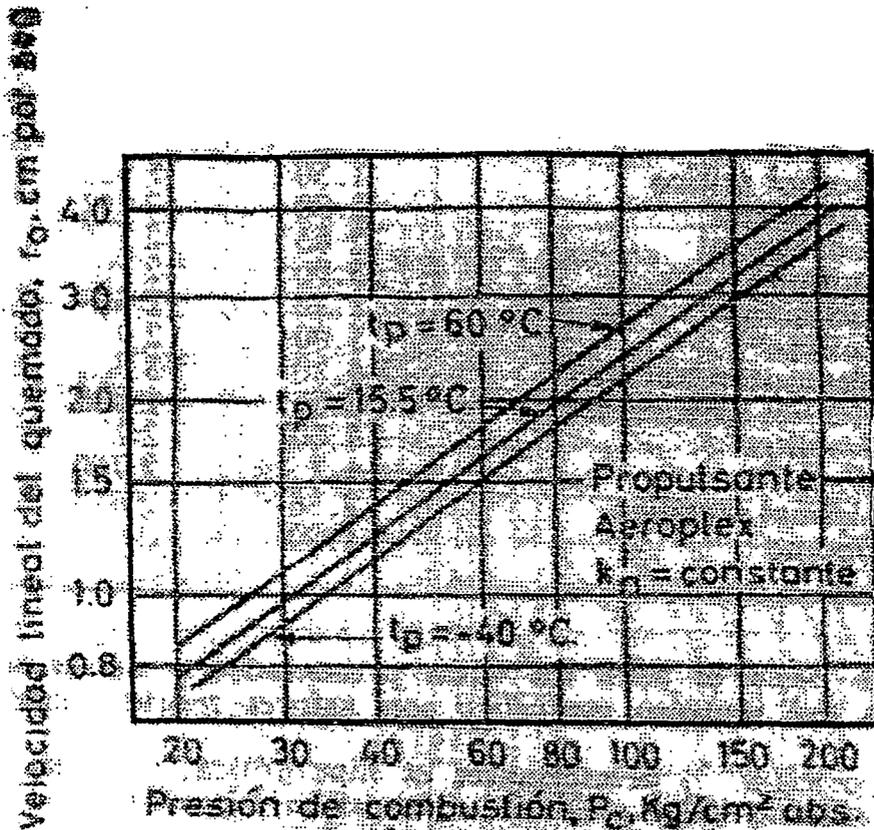
ANEXO A-9

Características de Velocidad de quemado para varios Propulsantes Heterógenos



ANEXO A-10

Efecto de la Temperatura del Propulsante



## ANEXO A-11

## Perfil para los canales para distintos regímenes de Flujo

TIPO DE FLUJO	FORMA DEL DUCTO	
	TOBERA (aceleración del flujo, caída de la presión a lo largo del flujo).	DIFUSOR (retardo del flujo, aumento de la presión a lo largo del flujo).
Flujo subsónico: $M < 1$	Convergente	Divergente
Flujo supersónico: $M > 1$	Divergente	Convergente

## ANEXO A-12

## Cohete de Keroseno/Oxígeno Líquido

Relación: Moles de $O_2$ , Moles de Combustibles	Tbo (s)	Vbo (m/s)	Zbo (km)	Z máx. (km)	Empuje (KN)
20.15	191	3928	179	1131	162
18.60	195	4029	188	1199	162
17.05	200	1438	198	1278	162
15.50	205	4257	209	1368	163
13.95	206	4228	208	1347	161
12.40	205	4164	203	1303	160
10.85	203	4066	195	1231	159

## ANEXO A-13

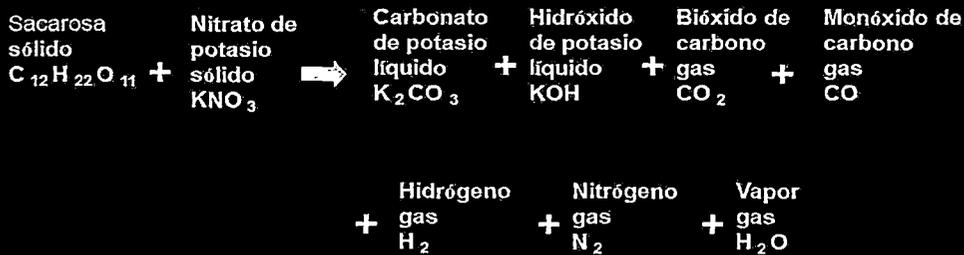
## Cohete de Hidrógeno Líquido/Oxígeno Líquido

Relación: Moles de Moles de	Tbo (s)	Vbo (m/s)	Zbo. (km)	Z máx. (km)	Empuje (KN)
0.2	297	4905	318	2006	140
0.3	291	4993	322	2090	144
0.4	282	4957	314	2045	146
0.5	274	4887	303	1967	147
0.6	257	4551	263	1642	146
0.7	242	4274	233	1409	146

## ANEXO A-14

## Ecuación Química del Propelente: KN-SACAROSA

## Cohetes de combustible sólido

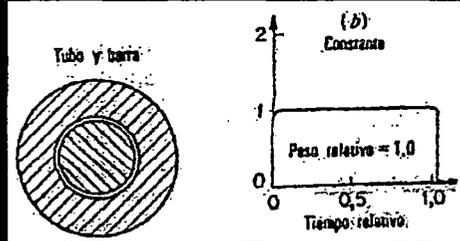
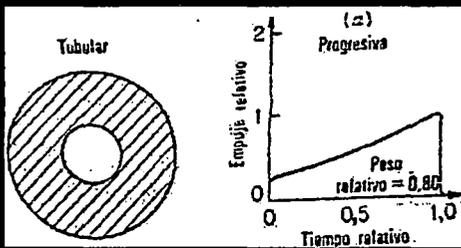
Composición del grano:Ecuación Química:

ANEXO A-15

Secciones Típicas de Granos Sólidos

Tipos de granos:

Sección recta tubular y barra -->



<----- Sección recta tubular

Sección de tubo en estrella ----->

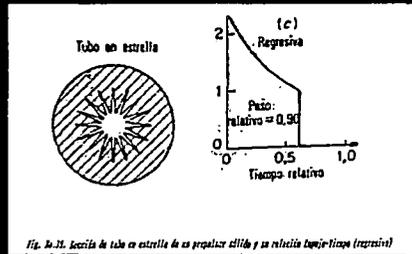


Fig. 20-31. Sección de tubo en estrella de su propulsor elíptico y su relación tiempo-empuje (regresiva)

ANEXO A-16

Configuración del Encendido

**Configuración de Encendido**

El encendido empieza desde la parte superior asegurando el encendido de todos los granos a la vez y así asegurando un quemado parejo desde el centro del propulsante hacia el exterior.

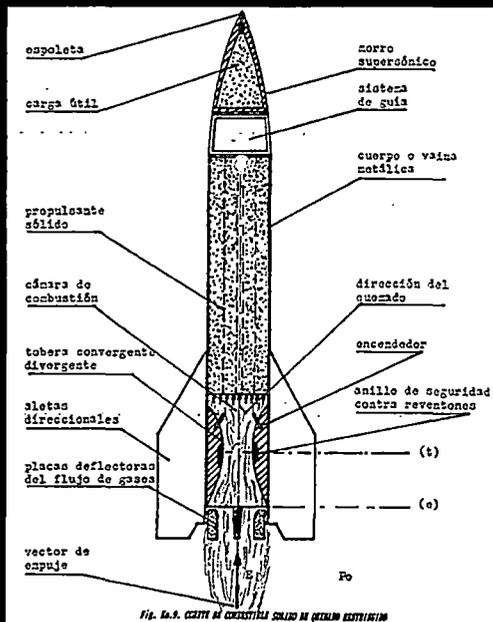
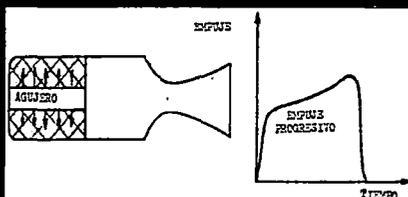


Fig. 20-32. Corte de un cohete sólido de quemado regresivo

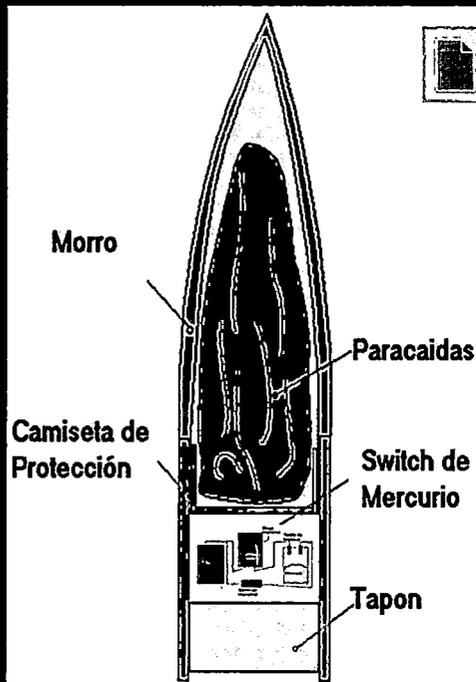
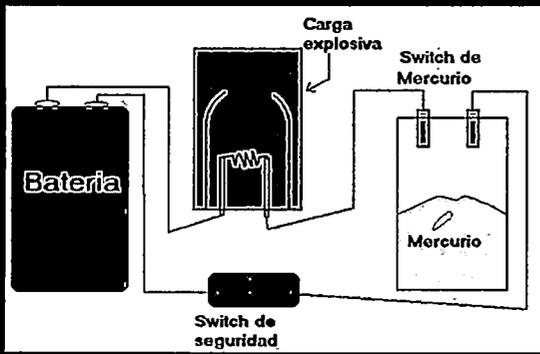
ANEXO A-17

Sistema de Expulsión del Paracaídas

Sistema de expulsión del paracaídas

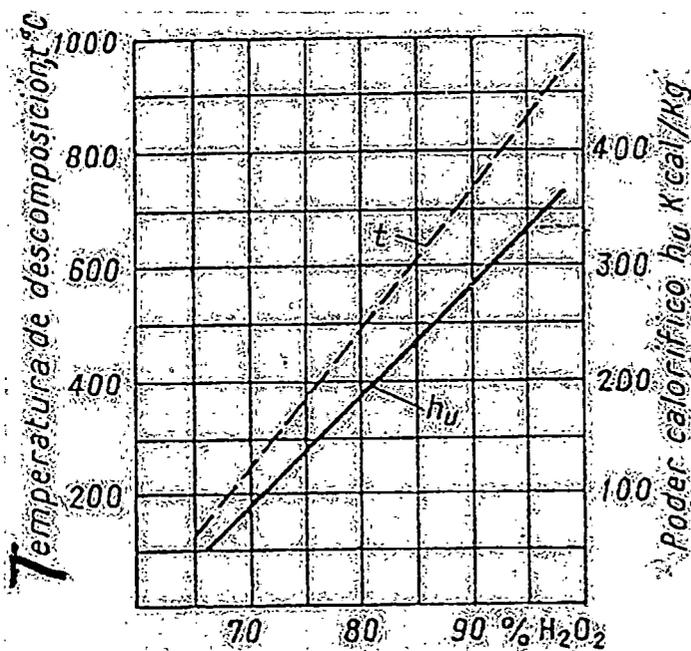
Consiste en expulsar el morro mediante una carga explosiva calculada accionada por un switch de mercurio que se activa cuando el cohete toma una postura horizontal cuando su velocidad vertical es cero.

Configuración del Switch de Mercurio



ANEXO A-18

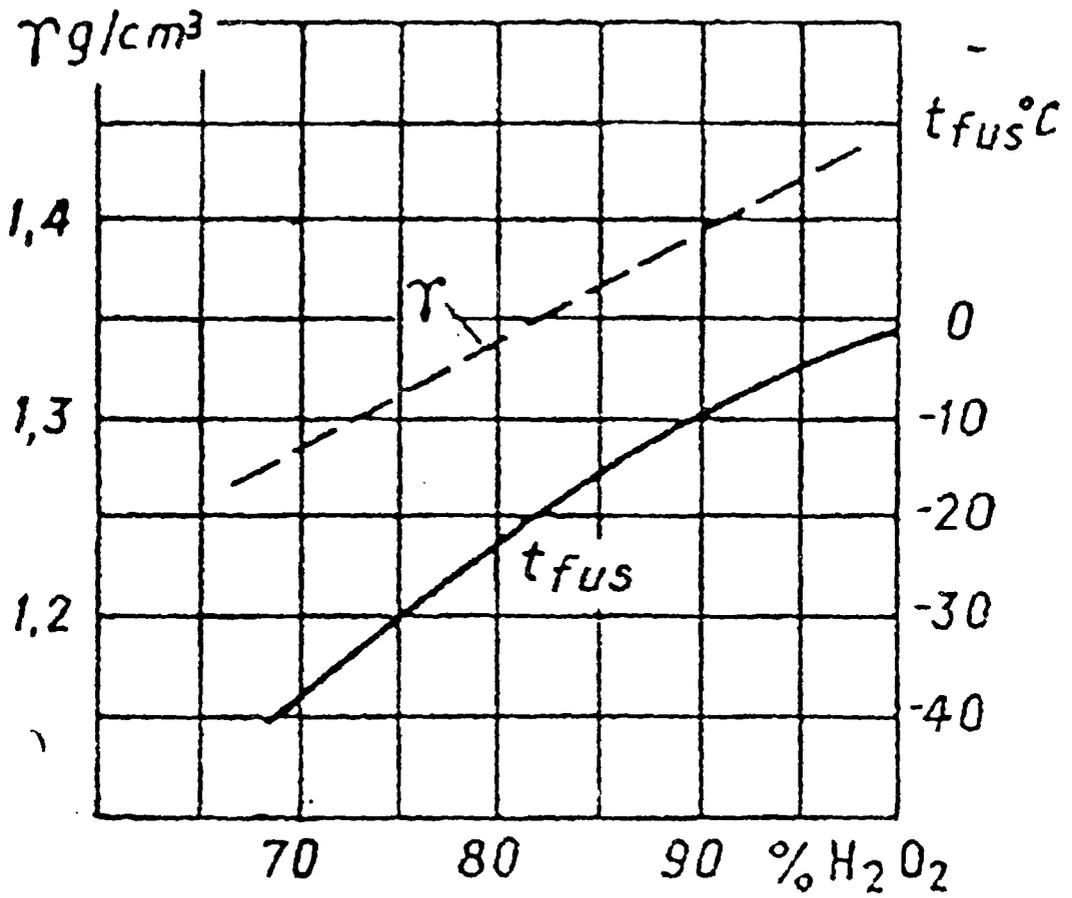
Temperatura de Descomposición y Poder Calorífico del peróxido de hidrogeno en Función de la concentración.



## ANEXO A-19

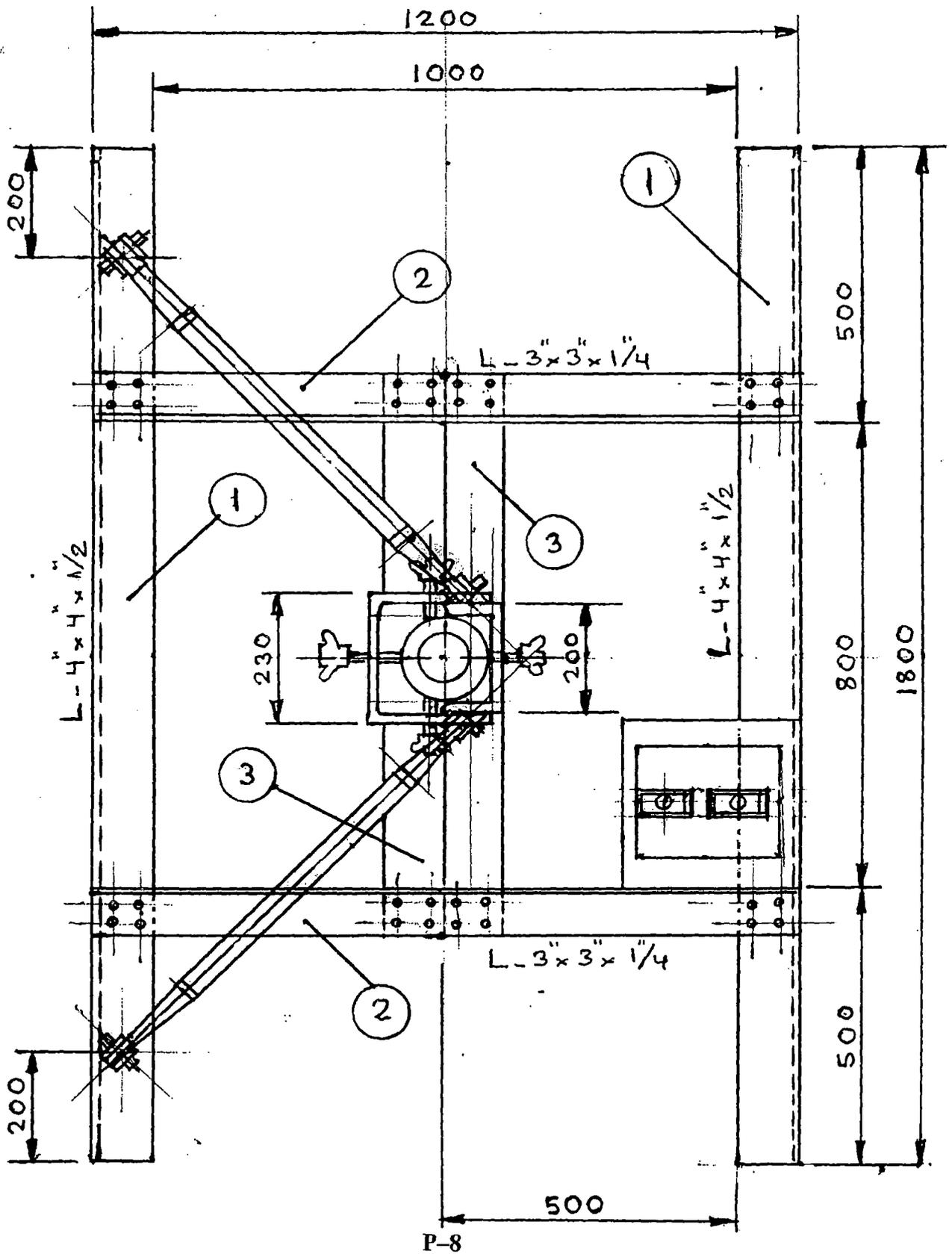
Peso Específico y Temperatura de Fusión (solidificación) del peróxido de hidrogeno en función de la concentración.

Poder calorífico  $h_u$  Kcal/Kg



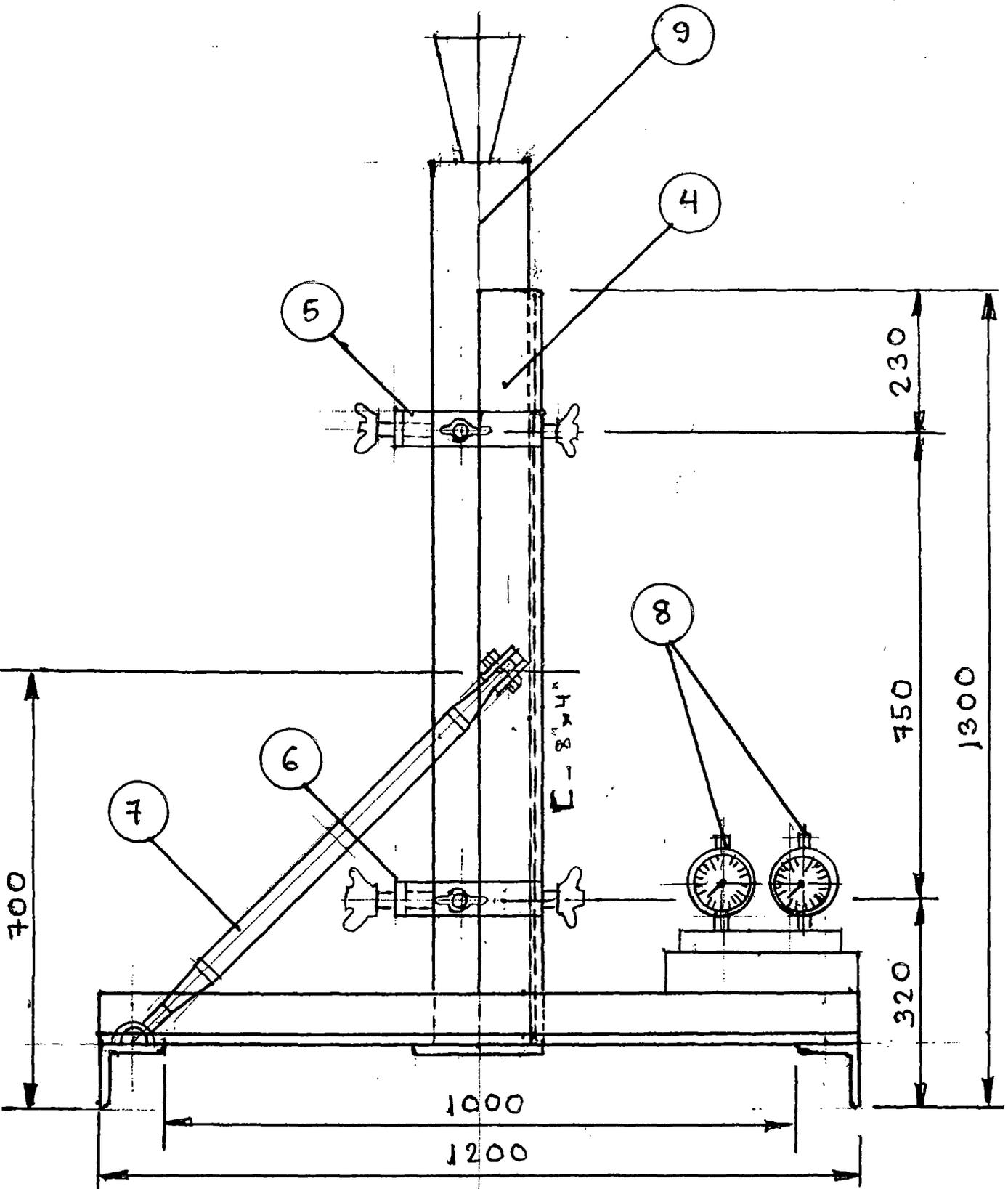
## PLANOS

- P-1/G-I-01: Montaje del cohete de combustible líquido experimental  
A base de peróxido de hidrogeno.
- P-2/G-I-02: Cohete de combustible líquido experimental:  
Vaporizador y tobera.
- P-3/G-I-03: Cohete de combustible líquido experimental:  
Tanques de Nitrógeno, Peróxido de Hidrogeno, Fuselaje  
Y dispositivos de alineamiento.
- P-4/G-I-04: Cohete de combustible líquido experimental:  
Rampa de lanzamiento para el cohete Gergon I.
- P-5/G-I-05: Cohete de combustible líquido experimental:  
Detalles de la Rampa de Lanzamiento para el  
Cohete de combustible líquido Gergon I.
- P-6/G-I-06: Cohete de combustible líquido experimental:  
Despiece de la Rampa de Lanzamiento para el  
Cohete de combustible líquido Gergon I.
- P-7/SHU-01: Despiece y ensamble del cohete de propulsor  
Solido Experimental "Shushupe I-A-M".
- P-8: Banco de pruebas de motores cohete experimentales (vista superior).
- P-9: Banco de pruebas de motores cohete experimentales (vista frontal).



Banco de Pruebas de Motores Cohete (Vista Superior)

403



P-9

Banco de Pruebas de Motores Cohete (Vista Frontal)

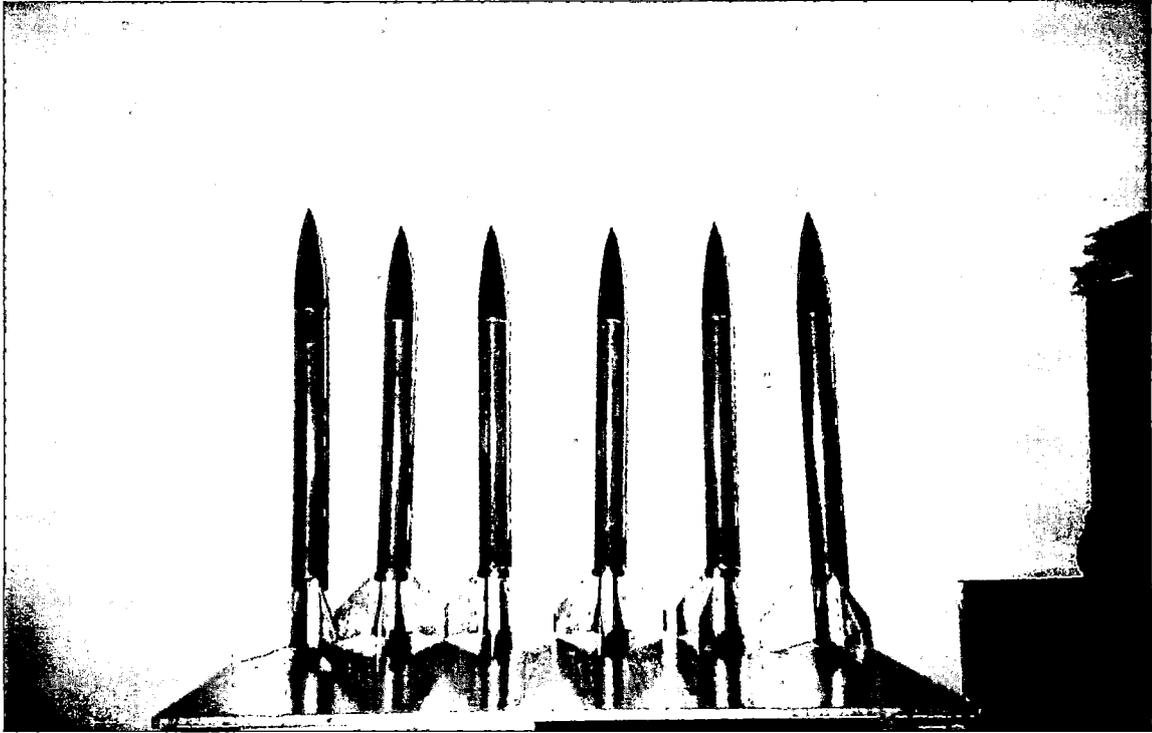
**FOTOS**

- F-01: Seis Cohetes Sólidos de 2 Pulgadas de Diámetro
- F-02: Mostrando Cohetes Sólidos
- F-03: Primer Prototipo de un Cohete Sólido de 2 Pulgadas
- F-04: Instantes previos al Lanzamiento – Ancón – 2005
- F-05: Cohete Sólido en su Rampa de Lanzamiento
- F-06: Colocando un Cohete en el Riel de Lanzamiento
- F-07: Preciso Instante de la Ingnición de un Cohete
- F-08: Varios Cohetes esperando su Turno de Lanzamiento
- F-09: Ancón – 2007 Instantes previos al Disparo
- F-10: 2 Rampas de Lanzamiento
- F-11: Mostrando un Cohete Recuperado
- F-12: 5 Cohetes de 3 Pulgadas de Diámetro
- F-13: Exposición en la UNI – FIM 2005
- F-14: Instantes Previos al Lanzamiento Ancón – 2006
- F-15: Lanzamiento de Prueba en la UNI – 2005
- F-16: Cohete Híbrido – CIP – Marconi – 2009
- F-17: Mostrando el Cohete Híbrido – CIP – Marconi – 2009
- F-18: Rampa de Lanzamiento Móvil
- F-19: Mostrando varios cohetes Mantona de 2 Pulgadas
- F-20: Rampa de Lanzamiento Móvil UNAC – FIME
- F-21: Rampa de Lanzamiento
- F-22: Cohete de 3 Pulgadas en su Rampa de Lanzamiento (PUNO – 07-10-2011)
- F-23: Instalando un Cohete en su Rampa de Lanzamiento (PUNO – 07-10-2011)
- F-24: Instantes previos al Lanzamiento (PUNO – 07-10-2011)

405

F-01

Seis Cohetes Sólidos de 2 Pulgadas de Diámetro



F-02

Mostrando Cohetes Sólidos



406

F-03

**Primer Prototipo de un Cohete Sólido de 2 Pulgadas**



F-04

**Instantes previos al Lanzamiento – Ancón – 2005**



407

F-05

**Cohete Sólido en su Rampa de Lanzamiento**



F-06

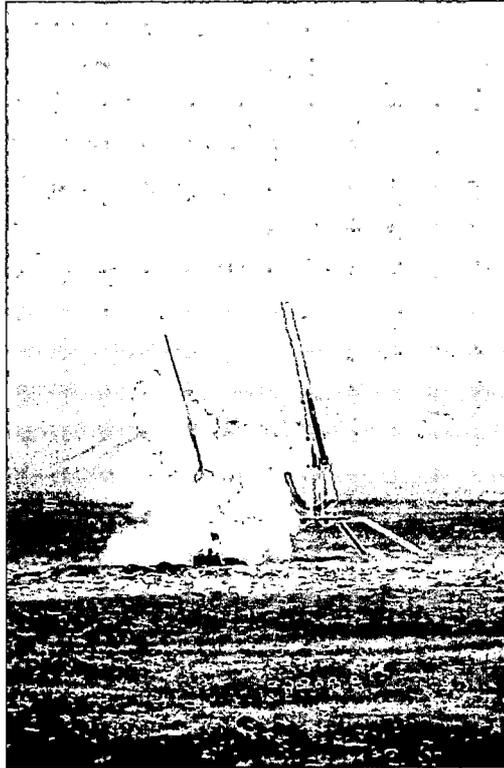
**Colocando un Cohete en el Riel de Lanzamiento**



408

F-07

**Preciso Instante de la Ingnición de un Cohete**



F-08

**Varios Cohetes esperando su Turno de Lanzamiento**



409

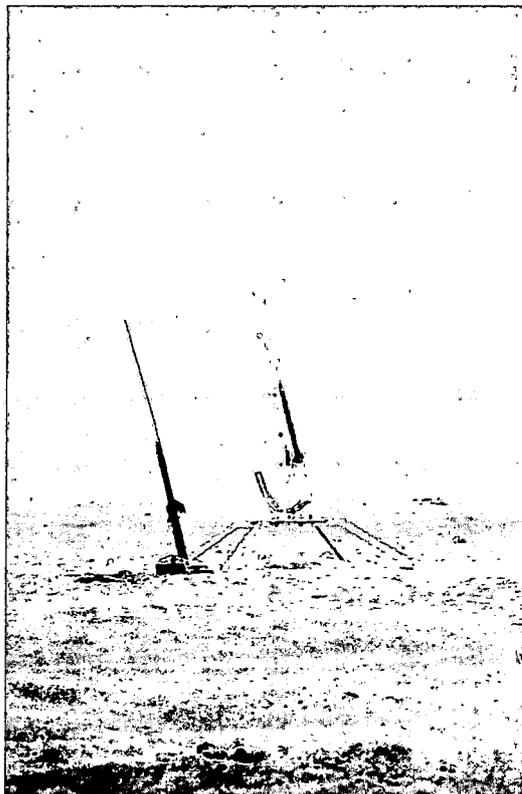
F-09

Ancón – 2007 Instantes previos al Disparo



F-10

2 Rampas de Lanzamiento



410

F-11

Mostrando un Cohete Recuperado



F-12

5 Cohetes de 3 Pulgadas de Diámetro



411

F-13

Exposición en la UNI – FIM 2005



F-14

Instantes Previos al Lanzamiento Ancón – 2006



412

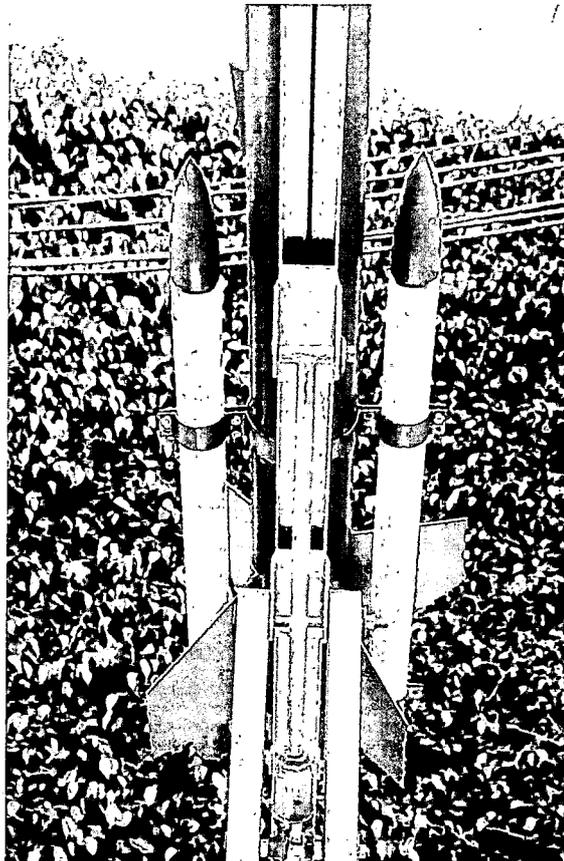
F-15

Lanzamiento de Prueba en la UNI – 2005



F-16

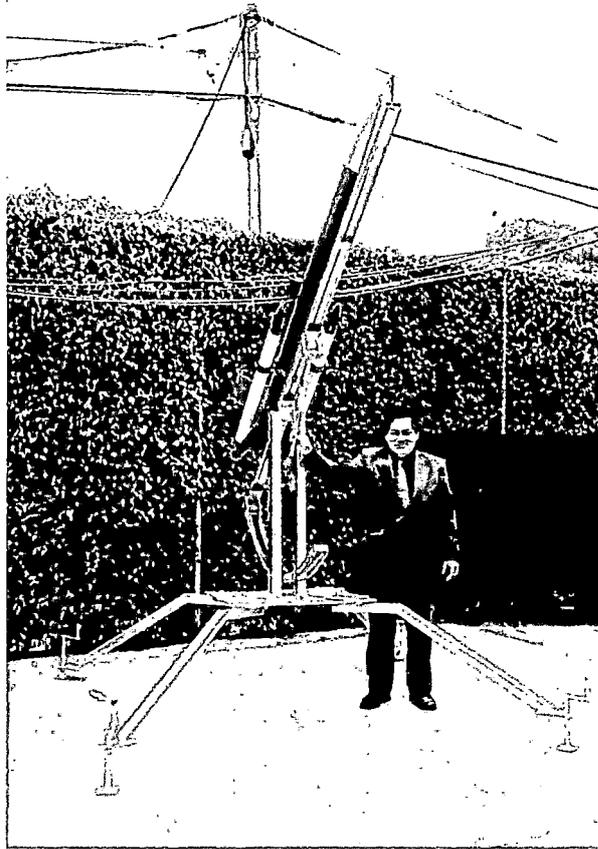
Cohete Híbrido – CIP – Marconi – 2009



413

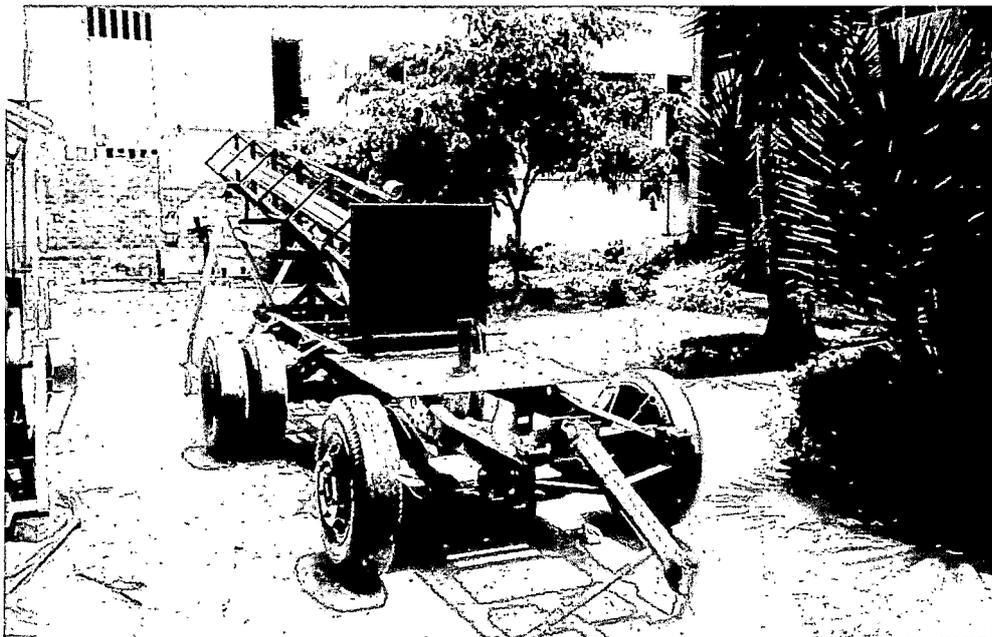
F-17

Mostrando el Cohete Híbrido – CIP – Marconi – 2009



F-18

Rampa de Lanzamiento Móvil



414

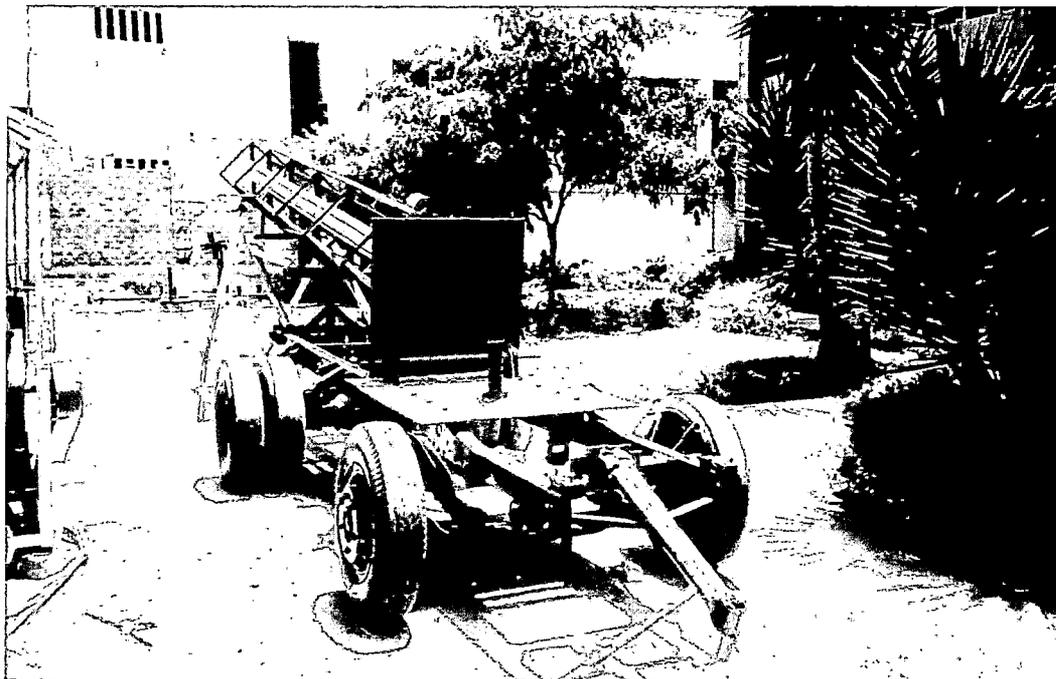
F-19

Mostrando varios cohetes Mantona de 2 Pulgadas



F-20

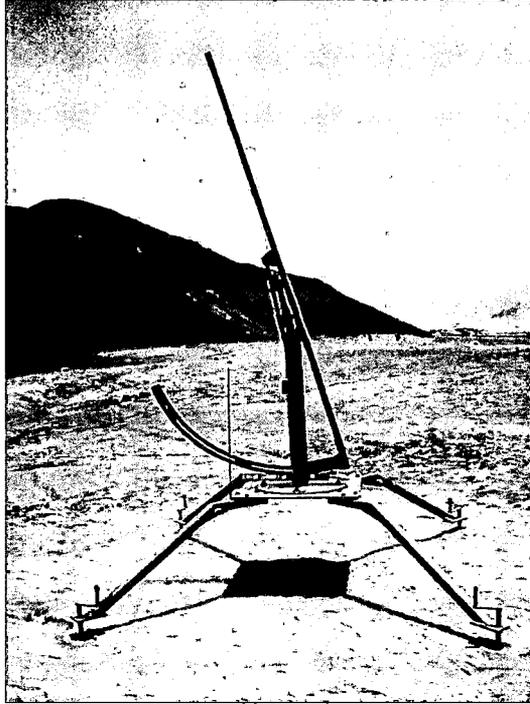
Rampa de Lanzamiento Móvil UNAC - FIME



415

F-21

Rampa de Lanzamiento



F-22

Cohete de 3 Pulgadas en su Rampa de Lanzamiento

(PUNO - 07-10-2011)



416

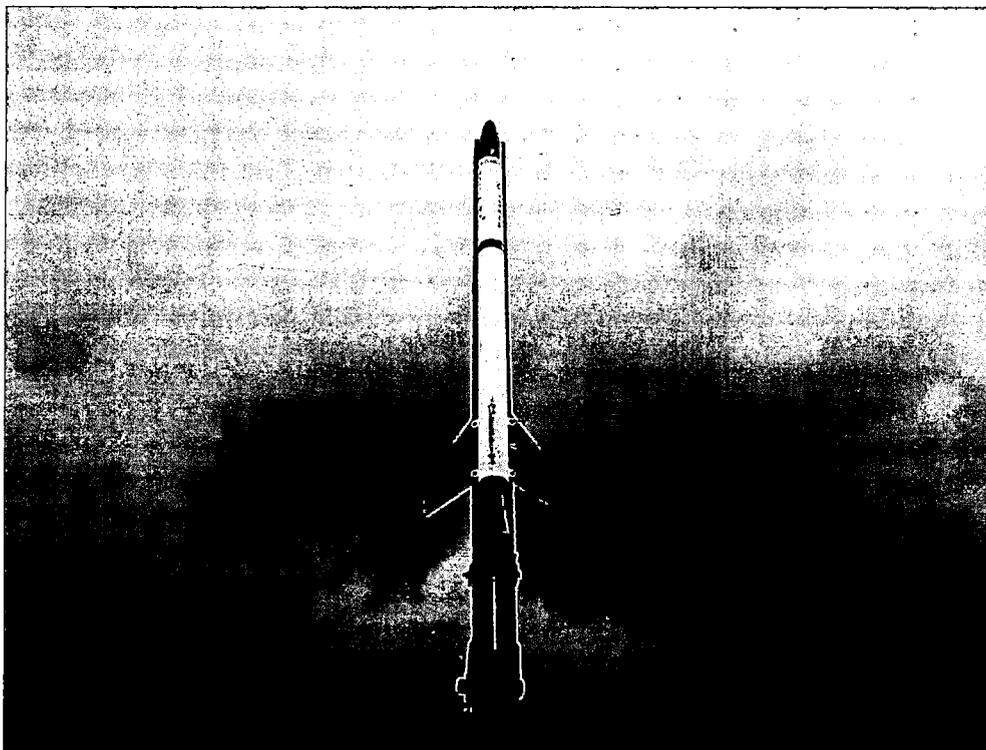
F-23

**Instalando un Cohete en su Rampa de Lanzamiento**  
**(PUNO - 07-10-2011)**



F-24

**Instantes previos al Lanzamiento**  
**(PUNO - 07-10-2011)**



**REPORTES PERIODÍSTICOS**

R-P 1: “Para Estudiar la Atmósfera”

El Comercio: Viernes 6 de Agosto del 2010 – Lima

Sección b18 – Reportero: Sandro Medina Tobar

R-P 2: “Lanzamiento 13 Cohetes al Espacio en Puno”

Correo – Jueves 06 de Octubre del 2011 – Puno

Página 3. – Reportero: Juan Gómez Apaza

R-P 3: “Lanzarán 12 Cohetes al Cielo Puneño”

La República – 7 de Octubre 2011 – Página 26

Reportero: Liubomir Fernández – Puno

R-P 4: “Cohetes tienen fines Bélicos y Exploratorios”

Correo – Sábado 8 de Octubre del 2011 – Puno

Reportero: Wilson Aguirre Quispe

R-P 5: “Las Universidades no Investigan”

La República – Lunes 10 de Octubre 2011

Reportero: Liubomir Fernández – Puno

## R-P 1: "Para Estudiar la Atmósfera"

El Comercio: Viernes 6 de Agosto del 2010 - Lima

Sección b18 - Reportero: Sandro Medina Tobar

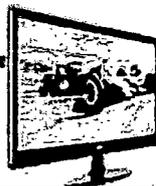
b18 | EL COMERCIO viernes 6 de agosto del 2010

vida&amp;futuro

sandro.medina@comercio.com.pe

## CON NUEVOS MONITORES LED OFRECEN CUIDAR EL AMBIENTE

LG presenta en el Perú su nueva serie de monitores E50 modelo E2350V con tecnología LED, que ofrece a los usuarios la mejor calidad de imagen, en un producto de sofisticado diseño, y, además, cuida nuestro medio ambiente por su bajo consumo de energía.



TECNOLOGÍA. MÁS AVANCES EN LA INVESTIGACIÓN DE NUESTROS CIELOS

# Para estudiar la atmósfera

SANDRO MEDINA TOBAR

Durante muchos años, el ingeniero Hugo Ordóñez se preguntaba si en nuestro país se podría diseñar y construir cohetes, sin necesidad de recurrir a tecnología o materiales del exterior. Luego de varios años, gracias a los que se convirtió en especialista e investigador de estos artefactos espaciales en el Perú, descubrió que era posible.

Desde hace más de seis años, Ordóñez ha diseñado, fabricado y lanzado hasta las alturas más de 200 de estos aparatos.

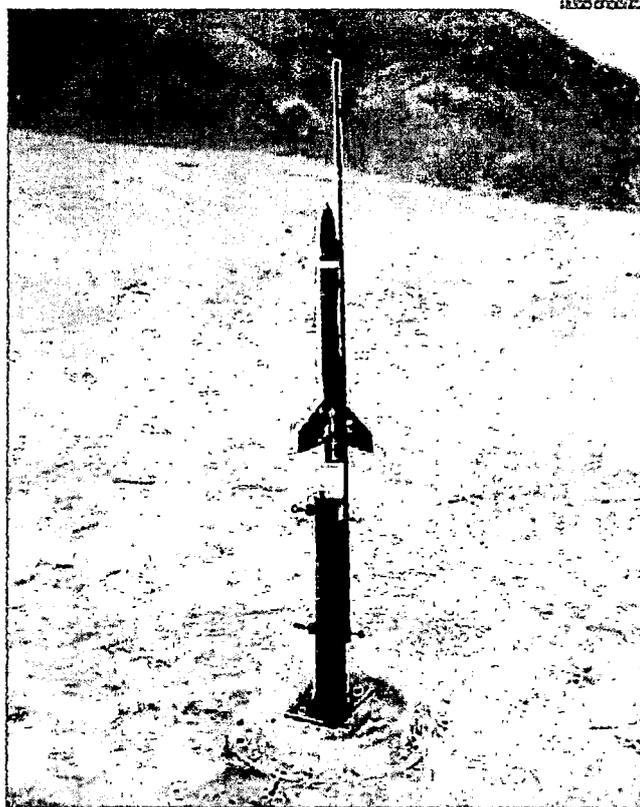
## APLICACIONES

¿Y para qué servirá todo esto? Asegura que pueden ser empleados para estudios de alta atmósfera, introducción a la ciencia aerospacial, así como la producción de lluvias artificiales.

Indicó que este trabajo podría hacerse previa coordinación con los expertos del Servicio Nacional de Meteorología e Hidrología del Perú (Senamhi).

"La precipitación de lluvia artificial es posible y así se viene demostrando últimamente. Para ello los cohetes tendrán en su interior un depósito de plata, un compuesto químico que provocará la lluvia en zonas donde no la hay. La cantidad de cohetes que se lanzarán obedecerá estrictamente a un proyecto de investigación", explicó el ingeniero Ordóñez, también docente de la Facultad de Ciencias Físicas de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos (UNMSM).

En nuestro país ya se cuenta con la tecnología necesaria para diseñar y fabricar cohetes destinados al estudio meteorológico. Incluso pueden ser usados para crear lluvias artificiales



EFFECTIVO. Posee un sistema simplificado, los cohetes pueden cumplir diversas labores científicas.

## LAS CIFRAS

US\$ 500

costo de diseñar y fabricar un cohete de 80 cm de alto y dos pulgadas de grosor.

45 km.

de altura a cargo al primer cohete lanzado por la Contida en el 2007.

## A DISTANCIA

El investigador añadió que la tecnología con la que han sido desarrollados estos cohetes permite que sean administrados vía electrónica (con un botón convencional) o electrónica, es decir, podemos hacer los lanza-

## Mayor impulso a investigación

Debido al trabajo realizado por el investigador Hugo Ordóñez, el decano de la Facultad de Ciencias Físicas de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos (UNMSM), Máximo Poma Torres, declaró que fomentará entre los alumnos el estudio y la investigación de la cohetaría, principalmente en la Escuela de Ingeniería de Mecánica de Fluidos.

"Todo lo que tenga que ver con la investigación en la cual estén involucrados alumnos y docentes será impulsado en nuestra facultad", precisó.

Dijo que ante las investigaciones hechas por el profesor Ordóñez, buscan darle un mayor impulso a este tipo de trabajos relacionados con la tecnología, tal como sucede en otros campos como la telemedicina, física nuclear y nanotecnología.

mientos desde una aplicación que funciona desde un teléfono celular sin ningún problema", precisó.

Comentó que para asegurar el perfecto funcionamiento de estos aparatos aeroespaciales han experimentado con los tres com-

puestos químicos que se utilizan: sólidos, líquidos e híbridos.

Sostuvo que no solo están en capacidad de fabricar en serie estos aparatos, sino además construir vehículos para poner en órbita los satélites que son fabricados en el país. Sin embargo, aclaró que para lograrlo se requiere de financiamiento, de modo que sea posible levantar una planta especializada acondicionada.

## EXPERIENCIA

Ordóñez asegura que adicionalmente a los más de 200 lanzamientos que ha realizado, ha hecho un gran número de pruebas estáticas con las cuales dicha cifra se ampliará.

De acuerdo con sus registros firmados, el 1 de octubre del 2004 disparó el primer cohete llamado Mantona I-A, que tuvo el financiamiento del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (Idimar), el cual dirige actualmente.

Las últimas pruebas de lanzamiento las hizo en el mes de junio de este año y anunció que para fines de este mes tendrá preparada otra jornada espacial.

El especialista destacó que los cohetes que han fabricado -junto a un equipo multidisciplinario-, han superado los 50 kilómetros de altura y no son copias de otros existentes. "Por el contrario, todos los cohetes han sido fabricados con materiales que se encuentran en el mercado nacional, con lo cual sus costos se abaratan enormemente", puntualizó el investigador peruano. ■

R-P 2: "Lanzamiento 13 Cohetes al Espacio en Puno"

Correo - Jueves 06 de Octubre del 2011 - Puno

Página 3. - Reportero: Juan Gómez Apaza

3 CORREO A PUNO  
JUEVES 6 DE OCTUBRE DE 2011  
**CIUDAD**



3 inspectores para atender a 2 mil empleadores

Walter Aparca Zea, director regional de Trabajo y Promoción del Empleo, expresó que sólo cuentan con 3 inspectores para atender a los más de 2 mil empleadores que se encuentran en las 13 provincias de la región, siendo escasa la fiscalización del cumplimiento de las normas laborales por parte de los empleadores de las nuevas formulas de Puno.

ESTUDIANTES DE MECÁNICA ELÉCTRICA, MECATRÓNICA, ELECTRÓNICA Y RAMAS AFINES

# Lanzarán 13 cohetes al espacio en Puno

Concurso aeroespacial será el primero en realizarse en nuestro país

JUAN GÓMEZ APAZA  
jgomez@puno.com.pe



Puno será escenario del primer lanzamiento de 13 cohetes espaciales los cuales fueron elaborados por estudiantes de Ingeniería Mecánica Eléctrica, Electrónica y Mecatrónica de las diferentes universidades del país y la Universidad Luis Adorno, presidente del XVI Congreso Nacional de Estudiantes de Escuelas Profesionales, el día que el evento tiene fines experimentales como medida de preparación de la fauna puna para poder recibir la capacidad residual de los cohetes, entre otros objetivos, y que por primera vez se realizará en nuestro país.

El lanzamiento se desarrollará el día viernes 7 de octubre, a las 09:00 horas, en el campo deportivo de la comunidad de Huerta Blanca o Huerta (Puno), lugar que será defendido hoy por todos los participantes y que esta actividad requiere de mucho cuidado. "El día viernes se habilitarán 3

Es la primera vez que en nuestro país se efectuará el lanzamiento de cohetes aeroespaciales."

SUN AGOSTO  
FESTIVIDAD DEL AGOSTO

vehículos de la Universidad Nacional del Altiplano (UNA), los que desplazarán a todos aquellos que quieran apreciar este gran espectáculo único en el país", refirió Adorno.

**ROBOTS.** El congreso agrupa además a todos los estudiantes amantes de los robots en las disciplinas de seguidores de línea, robots soccer robots sumo y los warbots, los cuales el día de hoy se bautizarán en el coliseo de la UNA, a partir de las 10:00 horas. "Invitamos a toda la juventud universitaria y la población en su conjunto a que se dé cita en nuestra universidad para que



COHETES. Vienen siendo presentados en el patio de la UNA

puedan presenciar la guerra de robots, los robots sumo y el partido de fútbol entre máquinas. Será una experiencia única", refirió el organizador. Cabe indicar que este evento agrupa también a varios estudiantes de nivel secundario de Puno, quienes vienen participando con robots seguidores de línea. El congreso se prolongará hasta el 8 de octubre del presente mes. ■



Los robots son el punto más atractivo del congreso

DADO HASTA EL MES DE SEPTIEMBRE POR LA BENEFICENCIA PÚBLICA

## Piden informe del pago de S/.500 mil a comuna puneña

Manuel Ramírez Pizarro, presidente del directorio de la Sociedad de Beneficencia Pública de Puno, sostuvo que se ha pedido un informe detallado al Órgano de Control Interno (OCI) sobre el proceso de pago de la deuda que la entidad tenía con la Municipalidad Provincial de Puno, la cual ascendía a S/.500 mil soles. El funcionario indicó que este pago correspondía por una deuda que la Beneficencia Pú-

blica contrajo por concepto de trámites y autorizaciones de todos los locales que son administrados por esta institución, los cuales se arrastraban desde hace más de 11 años. "Queremos tener el informe detallado sobre todo el proceso del pago de la deuda que tenemos con la Beneficencia con el municipio, el cual se habrá efectuado en varios etapas y cuyo cobro fue de manera coercitiva", refirió el funcionario.

**JANOMALLAST.** Ramírez Pizarro no descartó que en este proceso se haya cometido una serie de irregularidades dadas en las gestiones anteriores, hipótesis que se están corroborando con el informe pedido el cual no tiene una fecha determinada para que sea enviado. Finalmente el pago de los S/.500 mil soles se concretó en su totalidad en el mes de setiembre. ■

JUAN GÓMEZ



Manuel Ramírez Pizarro, presidente

**Agenda del día**

**Horario 08:00**  
Actividad: Feria de la Integridad Andina  
Organiza: Martín y Lorena  
Lugar: Sector de Laguna  
Temperatura: 18°C  
Ingreso: Libre

**Horario 08:00**  
Actividad: Feria de Artes  
Organiza: Intendencia de Puno  
Lugar: Sector de Laguna  
Temperatura: 18°C  
Ingreso: Libre

**Horario 08:00**  
Actividad: Conferencia de la OMS sobre el control de los medicamentos  
Organiza: Dirección Regional de Salud  
Lugar: Auditorio de la UNP  
Ingreso: Libre

**Horario 09:00**  
Actividad: Entrega de los resultados de la investigación  
Organiza: Universidad Nacional del Altiplano  
Lugar: Campo de Huerta Blanca  
Ingreso: Libre

**Horario 09:00**  
Actividad: Proyección del programa  
Organiza: Servicio Agrario Rural  
Lugar: Centro de la Cultura  
Ingreso: Libre

**Horario 09:00**  
Actividad: Recorrido por el centro poblado de Uta  
Organiza: Club de Fútbol  
Lugar: Huerto de Uta  
Ingreso: Libre

**Tempo**

Mín: 18°C  
Máx: 25°C

**Cotización**

DÓLAR: Compra/Venta  
Banco: S/175 - S/177  
Paralelo: S/175 - S/175  
EURO: Compra/Venta  
S/130 - S/130

R-P 3: "Lanzarán 12 Cohetes al Cielo Puneño"

La República - 7 de Octubre 2011 - Página 26

Reportero: Liubomir Fernández - Puno

26

SOCIEDAD

El Gran Sur | La República

Viernes 7/10/2011

INVESTIGACIÓN: CON FINES DE ESTUDIO CIENTÍFICO Y COMPROBACIÓN DE TEORÍAS FÍSICAS

# Lanzarán 12 cohetes a cielo puneño

Es la primera vez que se realiza esta hazaña en esta ciudad. Científico Gustavo Ordóñez llegó a Puno por congreso de estudiantes.

Liubomir Fernández, Puno. El científico peruano Gustavo Ordóñez Cárdenas lanzará hoy 12 cohetes al cielo puneño desde Ventilla, ubicado en lo alto de la ciudad de Puno.

La hazaña tiene fines de estudio y comprobación de unas serie de teorías físicas cuyos resultados permitirán establecer la factibilidad de lanzar en un futuro nuevos proyectos de inducción de lluvias y para evitar granizadas.

Una medida de esta magnitud, según consideró, permitirá mensurar las sequías, cuya manifestación afecta los cultivos de pan de azúcar.

A lo largo de toda su carrera, Ordóñez realizó 250 disparos, la mayoría en zonas altas de la capital, en campos del Ejército. Es la primera vez que hará un lanzamiento en altura. Se cree que en zonas de altura el aire es denso, por lo que los cohetes debían ir a mayor altura de la estimada, sin ningún tipo de complicaciones por la gravedad.

### Lluvia artificial

La comprobación de este dato, permitirá en un futuro lanzar cohetes para crear lluvia artificial. El químico utilizado para este experimento es el yoduro de plata.



INVESTIGADOR. Gustavo Ordóñez muestra los cohetes que serán lanzados hoy desde la zona de Ventilla

### También creó nueva ala de avión

1 Los cohetes serán lanzados a 75 grados, y se prevé que recorrerán 20 kilómetros. Es la primera vez que se realiza una práctica científica en Puno.

2 Gustavo Ordóñez Cárdenas llegó a Puno como ponente en el marco del XVIII Congreso Nacional de Estudiantes de Ingeniería Mecánica Eléctri-

ca que se desarrolla en la Universidad Nacional del Altiplano.

3 Actualmente Ordóñez dirige el Instituto de Investigación de Motores de Reacción (Idimar), en el que confecciona cohetes con distintos fines. Pese a no contar con financiamiento, sus investigaciones han dado la vuelta al mundo. Recientemente creó un nuevo tipo de ala de avión que está en proceso de validación por organismos internacionales.

Se trata de una sustancia muy conocida por aquellos que revelan fotografías, altamente insoluble en agua y con una estructura cristalina parecida a la del hielo, que se espacia sobre una nube hace las veces de núcleos de condensación, es decir, de partículas para condensar el vapor de agua.

Un lanzamiento para este propósito solo será posible si algún organismo se interesa en financiar la fabricación del cohete para provocar lluvias. Ordóñez sostuvo que está dispuesto a poner en práctica todos sus conocimientos si alguien se lo solicita.

### PEDRO MACEDO:

## "No estamos capacitados para manejar el SIT"

Dirigente sostuvo que proyecto, debe implementarse de manera progresiva.

Arequipa. El presidente del Sindicato Único de Transporte Masivo de Arequipa (Sutma), Pedro Macedo, anunció el VI Congreso Nacional de Transporte Público 2011, que se realizará en el auditorio del Colegio de la Gran Unidad Escolar "Mariano Melgar", el 8 de octubre de las 08:00 horas.

En este congreso se debatirán los problemas de pasajeros a nivel nacional, la evaluación del SIT (Sistema Integrado de Transporte), sobre la ley de la renovación del parque automotor y el futuro del transporte en la ciudad de Arequipa.

Pedro Macedo se pronunció sobre el SIT: "Está teniendo una evolución lenta, no es de la noche a la mañana, necesitamos un capital humano y ese capital humano somos nosotros y no estamos capacitados para manejar este servicio", indicó el transportista.



Pedro Macedo.

### EN PUNO. AL REALIZAR TRABAJOS DE EXPLORACIÓN Y EXPLOTACIÓN

## Mineras dejaron 600 pasivos ambientales

Presidente regional informó que contrataron a un especialista para que trabaje en el tema.

### Kleber Sánchez, Puno

Por lo menos 600 pasivos ambientales dejaron las empresas mineras que realizaron trabajos de exploración y explotación de recursos minerales en territorio puneño, informó el presidente regional, Mauricio Rodríguez.

Frente a estos problemas socioambientales, el Gobierno Regional de Puno contrató a un especialista que será remunerado con fondos del Ministerio de Economía y Finanzas.

Estos encargará de identificar, minuciosamente los pasivos ambientales y adoptar las acciones para su posterior arreglo, agregó el titular de la región.

Asimismo se identificará a las



MINERÍA. Dejó pasivos ambientales ocasionando conflictos sociales.

empresas mineras que dejaron estos pasivos ambientales para que remedien la situación a través de un plan. De negarse, adoptarán acciones legales del caso, puntualizó la autoridad.

Los pasivos ambientales identificados hasta el momento se encuentran en la jurisdicción de los distritos puneños de San Antonio de Equilache, Palca, Quilcapuncu, Huancané, entre otros.

### BUROCRACIA: DE NUEVE AUMENTARON A 12

## Crean más gerencias en la municipalidad de San Román

Funcionario dijo que se pretende mejorar servicios. Para dirigentes solo se favorece a allegados.

### Felldiano Gutiérrez, Jilaca

El gerente municipal, Nicanor Condemayta Quispe, informó ayer que en la comuna se está implementando el nuevo organigrama estructural, que contempla la creación de más gerencias.

"Estamos implementando la nueva estructura organizacional para optimizar el trabajo y llegar a la población con la atención oportuna. El organigrama del municipio ya estaba desfasado", expresó el funcionario.

Manifestó que con este nuevo organigrama se crean más gerencias. Setenta y nueve gerencias, ahora aumenta a 12. Las nuevas geren-

**CONTRARIOS.** Los dirigentes de las organizaciones populares mostraron su rechazo, alegando que se están creando nuevas gerencias para favorecer a sus allegados.

cias son las de secretaría general, de fiscalización y control, y de asesoría jurídica.

El funcionario expresó que para implementar este nuevo organigrama todos los funcionarios están poniendo sus cargos a disposición. "Algunos van a ser ratificados y otros no. El alcalde David Mamani Parichua está evaluando de acuerdo a los resultados", sostuvo Condemayta Quispe.

R-P 4: "Cohetes tienen fines Bélicos y Exploratorios"

Correo - Sábado 8 de Octubre del 2011 - Puno

Reportero: Wilson Aguirre Quispe

CIUDAD

CORREO • PUNO SÁBADO 8 DE NOVIEMBRE DE 2011 5

AYER FUERON LANZADOS EN VENTILLA-PUNO

Cohetes tienen fines bélicos y exploratorios

Investigadores lamentan el desinterés del Estado



FOTO: WILSON AGUIRRE

GRAM. Expectativa causó el lanzamiento de estos objetos espaciales

WILSON AGUIRRE QUISPE correo@epensa.com.pe

La ciencia espacial en el Perú comenzó con Pedro Pauliet en el siglo XIX, con la invención del motor a propulsión con combustible líquido...

evidenciando el desinterés del Gobierno Central y universidades. "Los fines de nuestras investigaciones son militares y la exploración del espacio para estudiar los efectos del cambio climático y el calentamiento global en la atmósfera...

metros por segundo), alcanzando una altura máxima de 14 kilómetros, con un ángulo de disparo de 75º con respecto a la superficie.

TIEMPO. En otro momento, aclaró que desde la concepción de la idea, diseño y fabricación de un cohete, se invierte no menos de 4

meses. "El mayor tiempo nos lo quita la fabricación y la elaboración del combustible sólido de doble base (compósito)", declaró. Cabe indicar que este evento causó gran expectativa en la población estudiantil de la Escuela Profesional de Mecánica Eléctrica y otros afines. II



"Nuestra motivación es el estudio de motores a reacción con un sistema eléctrico para su control"

JHON CHAHUA ZAMAMPA ESTUDIANTE DE LA UNMSA



"Me parece una escena bonita en Puno, nos motiva a estudiar más y mejorar los actuales cohetes"

CRISTIAN MEDINA HUAMÁN ESTUDIANTE DE LA UNMSA

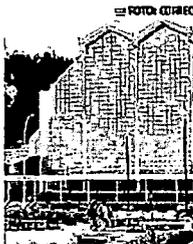
Primeras indagaciones

Los científicos alemanes Max Valiery, Hermann Oberth fundaron en 1928 la Sociedad Astronáutica Alemana, con la intención de poner en práctica las teorías de Hermann y construir un motor de combustible líquido. Meses después, a través de un medio de comunicación escrita de nuestro país, reciben una carta rubricada por el científico peruano Pedro Pauliet...

HIJO DEL PRESIDENTE REGIONAL SE BENEFICIA

Contrato irregular en Comunicación

Tras una reunión acalorada de docentes de la Escuela Profesional de Ciencias de la Comunicación Social de la Universidad Nacional del Altiplano, salió a la luz el supuesto contrato irregular del docente Luigui Rodríguez Rocha, hijo del actual presidente de la región Mauricio Rodríguez. Según la Resolución Rectoral N° 1485-2011-R-UNA, de fecha 22 de julio del 2011, se resuelve la ampliación de la contrata de docentes que han venido laborando en el segundo semestre académico del 2010. Este documento benefició a todos los profesores contratados de la E.P. de Ciencias de la Comunicación Social, incluido Luigui Rodríguez, quien venía trabajando a tiempo parcial de 20 horas semanales y recibía como remuneración S/ 624, 00 al mes. Pero curiosamente, después de que el Gobierno Regional desembolsó más de 14 millones por concepto de canon minero a las arcas de la UNA, se emite la Resolución Rectoral N° 1821-2011-R-UNA, de fecha 7 de setiembre pasado, y sorpresivamente el hijo del presidente regional es contratado a



Escándalo en la UNA

tiempo completo (40 horas semanales), con un salario que sobrepasa los mil 200 soles al mes, a pesar de ubicarse en el octavo lugar (14.66 puntos) en el ranking de docentes contratados a tiempo parcial. Cabe indicar que dicha escuela profesional siempre tuvo una plaza a tiempo completo, que le corresponde a un profesor del área de televisión; 10 plazas a tiempo parcial y 2 plazas de jefe de práctica a tiempo completo; sin embargo, según el último documento de contrata de docentes, aparece 1 plaza más asignada a Rodríguez Rocha, sin la solicitud por parte de la citada escuela. II

PRONUNCIAMIENTO

SE PONE DE CONOCIMIENTO A LA OPINIÓN PÚBLICA La Comunidad Campesina de Untuca, es una organización social, con existencia legal y personería jurídica, ubicada en el Distrito de Omas, Provincia de Saavedra y Región de Puno, que nos acercamos como únicos propietarios de todos los terrenos de nuestra comunidad y los demás afectados en el Área de Influencia Social Directa en el Estudio de Impacto Ambiental del Proyecto de Ampliación de Explotación a Tajo Abierto y Beneficio de Minerales Hasta 3 500 TMS/O, por parte de la Empresa Minera COPRI PUNO S.A.C. 1. Los Comunes de la Comunidad Campesina de Untuca, nos vemos afectados a fin de que a la fecha de este pronunciamiento la Audiencia Pública para el día 12 de octubre a las 15:00 del presente año, incluso cuando los representantes de nuestra Comunidad en reuniones oportunizadas y en las plazas establecidas hemos manifestado nuestra disconformidad respecto a los mecanismos establecidos para que se realice dicha Audiencia. 2. También ponemos de conocimiento que en reuniones oportunizadas hemos solicitado la necesaria información que principalmente debe estar relacionada a brindar información necesaria hacia los comuneros en donde se podrá establecer un diálogo y conocer percepciones preocupaciones e intereses de la Comunidad Campesina de Untuca, hecho que nunca ha sido respetado para el Ministerio de Energía y Minas y la Empresa COPRI PUNO S.A.C. nosotros aún dando respuesta a las solicitudes recibidas por la Comunidad. 3. Es por esta que, hemos solicitado la suspensión de la Audiencia Pública ante el Ministerio de Energía y Minas, para que se respete el día de audiencia y se debe a cabo primeramente los talleres informativos y en plazos adecuados para que los comuneros pudieran evaluar el Proyecto, más aún si se ha vulnerado el derecho a partir por responsabilidades en este proceso de suma de decisión y en la aplicación de las peticiones y medidas frente al ambiente y sus componentes. 4. Por esta parte la Comunidad Campesina de Untuca, se encuentra desde el día de hoy, pero sin embargo alzamos nuestra voz de protesta energética, por la manera abusiva que la empresa concesionaria está actuando, e incluso no respetando los términos de los acuerdos que se tiene con la comunidad. 5. Por todas estas consideraciones nos acercamos a las autoridades regionales, autoridades provinciales, locales y locales en general a no dejarse sorprender por el actuar abusivo de la Empresa Minera COPRI Puno, e instamos a que la Empresa cumpla con los Talleres Informativos que la Ley manda Untuca, 08 de Octubre de 2011.

COMUNIDAD CAMPESINA DE UNTUCA

EMPRESA IMPORTANTE DE PUNO LIDER EN EL SECTOR ELECTRICO, BUSCA PERSONAL PARA CUBRIR LA PLAZA VACANTE DE:

OPERADOR DE LA CENTRAL TERMICA DE TAPARACHI

Profesional con estudios técnicos completos en Mecánica y/o Electricidad Industrial, con conocimientos en Informática, software, utillaje, conocimientos en mantenimiento, conocimientos de normas legales del sector eléctrico, conocimiento en operación y mantenimiento de centrales térmicas, conocimientos en sistemas de gestión de calidad, medio ambiente, seguridad y salud ocupacional.

Experiencia mínima probada: 02 años en posiciones similares.

Requerimientos Deseables: Con estudios complementarios en la especialidad.

Los interesados entregar su CV documentado, en el Jr. Acorra N° 268 Puno, hasta el 17 de Octubre de 2011, (17:00 Horas), o a la siguiente dirección electrónica reclutamiento\_rhh@hotmail.com

## R-P 5: "Las Universidades no Investigan"

La República - Lunes 10 de Octubre 2011

Reportero: Liubomir Fernández - Puno

SOCIEDAD

El Gran Sur | La República

Lunes 10/10/2011

ENTREVISTA

Gustavo Ordóñez Cárdenas

Investigador y fabricante de cohetes experimentales.

## "Las universidades no investigan"

Reconocido científico peruano llegó a Puno para participar de congreso de estudiantes de Mecánica Eléctrica. Como parte de su participación lanzó cohetes fabricados por él.

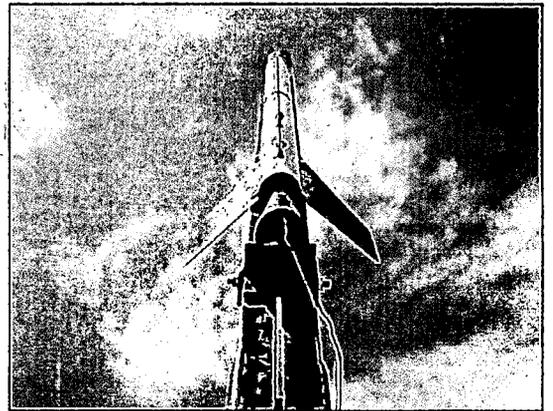
Liubomir Fernández, Puno. -Las universidades son instituciones promotoras de la investigación. Ha sorprendido que la Universidad Nacional del Altiplano (UNA) no haya reconocido su formación profesional pese a ser un reconocido científico de la cohetaría en el Perú. ¿Cuál es su percepción al respecto?

-Las instituciones y las personas son libres de reconocer a quien vean por conveniente. Yo creo que las universidades no están haciendo verdadera investigación. Las universidades están tergiversando la formación. En el caso de las

"PODEMOS FABRICAR COHETES de guerra por un costo de 40 mil dólares pero no tenemos financiamiento".



DESPEGUE. Gustavo Ordóñez fabrica cohetes con fines de investigación.



PADRE DE LA CRIATURA. Alguno de los ejemplares creados por Ordóñez

## Hago cohetes sin financiamiento

-Dígame ¿tan poco cuesta la ciencia?

-Depende cómo se haga. Yo no tengo financiamiento. Nadie me auspicia. Yo me las ingenio para fabricar los proyectiles. Ahora, si no lo hago, tampoco podría saber si las teorías que desarrollé sirven o no. Todo lo que hago lo hago con lo que hay en el mercado.

-Usted señaló que sus cohetes por ahora eran experimentales. ¿Cuándo sus trabajos tendrán fines militares?

-Se puede hacer. Pero se requiere de recursos.

-Usted dijo que en el Altiplano podía crear lluvia artificial. ¿Qué se necesita para presenciar un trabajo suyo?

-Solo el interés de alguna institución pública o privada que financie la fabricación del cohete. Si alguien está dispuesto a financiarlo, yo estoy dispuesto a venir y poner en práctica mis conocimientos y mostrar que sí es factible crear lluvia artificial.

-¿Aparte de sus objetivos qué aprendió de su formación?

-Que a las universidades no les importa la investigación.

carreras de ingeniería, en vez de propiciar la investigación, a los alumnos los están inclinando hacia la administración.

-Cómo es que inicia su interés por la fabricación de cohetes.

-Yo nací en San Martín. Siempre que veía volar aviones nacía en mí una inquietud por saber cómo una máquina tan pesada se mantenía en el aire. Estudié Mecánica Eléctrica en la Univer-

sidad Nacional del Callao. Cuando culminé mis estudios decidí ser un verdadero ingeniero. Investigué bastante. Así, poco a poco, me decidí a crear cohetes.

-En su exposición durante el Congreso de Mecánica Eléctrica dijo que había gente que lo veía como enemigo por crear cohetes.

-Siempre hay envidias. Yo hago esto porque quiero a mi país.

-¿Cómo lo hace si no recibe

financiamiento?

-Es cierto, no recibimos financiamiento, pero eso me motiva mucho más.

-¿Qué necesita para crear un cohete?

-Para eso requiero dos datos: a dónde se quiere llegar y cuánto de peso se quiere transportar. Con esa información se hace todo el trabajo.

-¿Qué tipo de cohetes puede

crear con esos conocimientos?

-Todos.

-¿Qué es ese todo?

-Cohetes antitanque, cohetes dirigidos. Todo se puede hacer. Pero ojo, todo lo que hago lo hago con producto peruano porque no tengo recursos ni financiamiento.

-¿Y qué necesita para fabricar uno de esos cohetes?

-Solo financiamiento.

-¿Cuánto cuesta la construc-

ción de un cohete?

-El Estado compró cohetes Spike. Cada uno, si no me equivoco, tuvo un costo de 220 mil dólares. Nosotros como Instituto de Investigación de Motores a Reacción, hemos sacado nuestros costos y hemos concluido que cada cohete lo podemos fabricar en 40 mil dólares como máximo. Pero eso sí, todo en base a productos peruanos.