

**UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA**

**Facultad de Ingeniería Mecánica**



**Diseño de un Sistema Portante  
para uso en la Aviación Militar**

**T E S I S**

**Para Optar el Título Profesional de  
INGENIERO MECANICO**

**Waldo Ruben Zaldivar Alvarez**

**LIMA - PERU**

**1991**

## PROLOGO

El Ingenio, el Espíritu de Superación y en muchos casos el Valor, han sido los recursos comunes del personal técnico civil y militar de la Fuerza Aérea, para superar los problemas de los diversos escalones del mantenimiento y que son limitados por razones presupuestales. Estos recursos, sumados a la característica Iniciativa de nuestro personal han sido valiosos en el mantenimiento y mejoramiento de nuestros sistemas de armas a través de los años.

Como es de suponer, la experiencia y sobre todo el empirismo fueron las únicas herramientas empleadas en la mayoría de los trabajos realizados fuera de las órdenes técnicas. Afortunadamente, en la actualidad hay un cambio decidido en la actitud de la Superioridad de aceptar y/o **exigir** la aplicación de los métodos analíticos en la solución de los que realmente son problemas de ingeniería. La combinación de los métodos analíticos con ensayos de laboratorio constituye el camino lógico para la solución de los problemas técnicos.

Otra justificación importante para lo dicho anteriormente, es que cada vez tiene mayor importancia en los proyectos

el factor economía. El diseño debe reunir las condiciones de resistencia y seguridad, y sin embargo reducir al mínimo el gasto de material. La reducción del peso implica un aumento de los esfuerzos actuantes, y solamente puede conseguirse mediante un cuidadoso análisis de la distribución de dichos esfuerzos en el sistema, mecanismo o estructura diseñada, además de la investigación experimental de las propiedades de los materiales utilizados.

El presente trabajo se divide en ocho capítulos que a continuación se describen brevemente.

En el Capítulo 1, Introducción, se describe el objeto del estudio, la necesidad de concretar el diseño y la forma en que se enfrenta el problema.

El Capítulo 2, presenta los antecedentes del caso, la justificación y las limitaciones del proyecto. En esta parte se detalla el origen del problema en el aspecto mecánico.

En el Capítulo 3 se efectúa el Análisis Técnico del Proyecto, señalando algunas definiciones respecto a los sistemas de armas involucrados, así como del avión M5. También se detallan las etapas del proyecto, terminando con la descripción del misil P, de su lanzador y del sistema de sujeción original soviético.

En el Capítulo 4, que es el del Cálculo de Cargas Máximas Admisibles en el Pylon CES 3A, se hace un profundísimo estudio del sistema portante original francés, utilizando modelos y métodos matemáticos especialmente perfilados para determinar su resistencia al ser sometido a sollicitaciones diversas, logrando determinar un conjunto de cargas que constituyen los primeros datos de diseño para el nuevo pylon (portante) SMG-CES.

En el Capítulo 5 se estudian los efectos sobre el modelo del pylon original al ser recortado para alojar el sistema de sujeción de origen soviético que se planea alojar en el nuevo portante.

El Capítulo 6 es el que describe el Diseño del Pylon SMG-CES aprovechando la información de la investigación realizada en los dos capítulos previos, proponiéndose un cambio de material y un modelo geoméricamente reforzado respecto del CES 3A.

En el Capítulo 7 se exponen las características del diseño del Módulo de Interfase Electrónico que permite la comunicación entre el avión francés y el misil soviético.

El Capítulo 8 es el del Análisis Económico, en se justifican los diversos gastos requeridos para la ejecución de este proyecto.

## INDICE

PROLOGO .....	1
1. INTRODUCCION .....	4
2. ANTECEDENTES Y SITUACION ACTUAL .....	6
2.1. ANTECEDENTES .....	6
2.2. SITUACION ACTUAL .....	/
2.2.1. Justificación del Proyecto .....	
2.2.2. Exigencias y Limitaciones del Proyecto....	8
3. ANALISIS TECNICO DEL PROYECTO .....	10
3.1. CONSIDERACIONES .....	10
3.2. ETAPAS DEL PROYECTO .....	11
3.3. DESCRIPCION TECNICA DEL MISIL .....	13
3.3.1. Aplicación .....	13
3.3.2. Datos Generales sobre la Estructura y el Principio de Funcionamiento .....	14
3.3.3. Estructura .....	16
3.3.4. Datos Técnicos Principales .....	
4. CALCULO DE CARGAS MAXIMAS ADMISIBLES EN EL PYLON CES 3A .....	24
4.1. DESCRIPCION .....	24
4.2. IDENTIFICACION DEL MATERIAL .....	
4.3. ANALISIS DE LA GEOMETRIA DEL FYLON .....	
4.3.1. Seccionamiento Transversal .....	

4.3.2.	Seccionamiento Longitudinal .....	39
4.4.	CALCULO DE CARGAS MAXIMAS ADMISIBLES .....	50
4.4.1.	Cargas .....	50
4.4.2.	Carga Vertical W y Situaciones de Carga	51
4.4.3.	Carga Lateral F y Situaciones de Carga.	69
4.4.4.	Carga Frontal A .....	79
4.4.5.	Carga de Cargas y Análisis de Resultados	82
5.	FYLON CES 3A RECORTADO .....	114
5.1.	DESCRIPCION .....	114
5.2.	GEOMETRIA DEL FYLON CES 3A-RECORTADO .....	114
5.3.	RESISTENCIA DEL FYLON CES 3A RECORTADO .....	116
5.3.1.	CARGAS ANALIZADAS .....	116
5.3.2.	PARAMETROS DE CONTROL .....	117
5.4.	ANALISIS DE RESULTADOS .....	118
6.	DISEÑO DEL FYLON SMG-CES .....	140
6.1.	DESCRIPCION .....	140
6.2.	SELECCION DEL MATERIAL Y DEL PROCESO DE SOL-- DADURA .....	140
6.3.	SECCIONAMIENTO DEL FYLON SMG-CES .....	143
6.4.	DISEÑO DEL FYLON SMG-CES .....	143
6.4.1.	Reforzamiento .....	143
6.4.2.	Propiedades de las Secciones .....	145
6.4.3.	Cargas Analizadas y Diagramas de Carga.	146
6.4.4.	Parámetros de Control .....	147
6.4.5.	Análisis de Resultados .....	148
7.	DISEÑO DEL MODULO DE INTERFASE ELECTRONICO MIMA-I..	171
7.1.	FILOSOFIA DEL DISEÑO .....	171
7.2.	INGENIERIA DEL DISEÑO .....	171

7.2.1. Descripción del Sistema .....	172
7.3. ANALISIS TECNICO DEL PROBLEMA .....	174
7.3.1. Proceso de Fabricación .....	174
7.3.2. Requerimiento de Ensayos y Pruebas .....	174
7.3.3. Requerimiento de Equipos .....	176
8. ANALISIS ECONOMICO .....	182
8.1. DESCRIPCION .....	182
8.2. COSTOS POR MATERIALES .....	182
8.2.1. Area Electrónica .....	182
8.2.2. Area Mecánica .....	183
8.3. COSTO POR MAQUINARIAS, EQUIPOS Y HERRAMIENTAS. ESPECIALES .....	184
8.4. COSTO POR SERVICIOS .....	184
8.5. COSTO TOTAL .....	185
CONCLUSIONES .....	186
BIBLIOGRAFIA .....	188a
FLANOS	
ANEXO A1 .DESCRIPCION TECNICA DEL AVION MIRAGE M5P4 ..	189
ANEXO A2 .METODO DE LOS PARAMETROS DE ORIGEN .....	198
ANEXO A3 .PYLON CES 3A .....	203

## INTRODUCCION

Actualmente la crisis económica restringe la adquisición de material bélico y exige un mayor trabajo e iniciativa para que la Fuerza Aérea del Perú, pueda cumplir cabalmente el fin que la nación le ha encomendado, la defensa de nuestra soberanía.

El objetivo de este trabajo es contribuir, dentro de nuestras posibilidades y limitaciones, al mejoramiento de la capacidad de nuestros aviones de combate MIRAGE M5P4/DP4 convirtiéndolos en arma de primer orden.

El Servicio de Material de Guerra de la Fuerza Aérea (SEMAG), desde el año de 1979, viene realizando estudios y proyectos de Investigación y Desarrollo tendientes a mejorar nuestros sistemas de armas, minimizar la dependencia y elevar su nivel tecnológico. En esta tarea se vienen conjugando los esfuerzos profesionales de ingenieros electrónicos, mecánicos y especialistas de armamento, con el fin de utilizar al máximo los medios con que cuenta la Institución en el desarrollo de los trabajos encomendados por el Alto Mando.

Uno de estos proyectos, es la adaptación de misiles

soviéticos P al avión MIRAGE MSP4/DF4, adaptación que se planteó al haberse modernizado la referida aeronave y quedar en condiciones de lanzar misiles aire-aire MATRA MAGIC R550, aumentando la capacidad del avión al presentar configuraciones con misiles P, sin perder la de portar y lanzar los MAGIC 550.

Tomando en cuenta las condiciones técnicas (exigencias) para el lanzamiento del misil P desde su vector original, el avión SUKHOI 22, se ha planteado la solución del problema considerando dos factores de importancia:

El rediseño del pylon CES 3A del MIRAGE M5, a fin de contar con un SISTEMA PORTANTE que permita la eyección del Lanzador del misil en condiciones de emergencia, proponiéndose el pylon SMG-CES de características exteriores similares al original, pero con modificaciones en su estructura interior y del material.

El diseño de un módulo de interfase electrónico que permita el intercambio de señales entre el misil P y la caja de transferencia R550 del avión MIRAGE 5, proponiéndose el interfase MIMA-I.

## CAPITULO 2 ANTECEDENTES Y SITUACION ACTUAL

### 2.1. ANTECEDENTES

Con el Proyecto FENIX se modernizaron los Aviones MIRAGE M5 capacitándolos con tecnología actual para el lanzamiento de misiles aire-aire MATRA MAGIC R550, anulando la capacidad original de portar los misiles SIDEWINDER, reforzando los puntos de sujeción alar e incorporando un sistema de ayuda visual de presencia y enganche de misil en la mira; asimismo se incorporó una caja de transferencia automática, que permite dar prioridad al misil que primero ha enganchado al objetivo.

Esta situación llevó al personal del Servicio de Material de Guerra de la Fuerza Aérea (SEMAG) a realizar un minucioso estudio del sistema de lanzamiento de misiles del avión MIRAGE modernizado (M5F4/DF4), encontrándose que para posibilitar el lanzamiento de los misiles R de origen soviético, tenía que diseñarse un interfase electrónico que fuera capaz de interpretar las señales eléctricas provenientes del misil R y convertirlas en señales comprensibles por el sistema eléctrico instalado en el avión. En esta tarea, el aspecto mecánico no fue

problema, pues sólo se requirió la construcción de un adaptador simple en forma de cuña entre el Pylon CES 3A y el lanzador APU-13M2.

Con la ejecución de este proyecto en el período 1984-86, se logró la adaptación de los misiles soviéticos R en los aviones MIRAGE MSP4/DP4. Este trabajo fue perfeccionado en 1989 en coordinación con el Grupo Aéreo No6.

En 1989 y con la experiencia ganada con el R, el SEMAG inició el estudio para la adaptación del misil P en el mismo avión de combate MIRAGE MSP4/DP4: Proyecto ARMSTRONG. Desde entonces se han venido efectuando los análisis correspondientes a las áreas mecánica-aeronáutica y eléctrico-electrónica, con resultados teóricos satisfactorios, mediante pruebas de laboratorio y empleando medios mecanizados. La solución del problema mecánico y eléctrico-electrónico de esta adaptación constituye el tema del presente estudio.

## 2.2. SITUACION ACTUAL

### 2.2.1. JUSTIFICACION DEL PROYECTO

Los misiles aire-aire P de procedencia soviética, tienen mejores performances y son de más reciente fabricación que los R.

Los misiles F son misiles aire-aire que estan dentro de la clasificación de los infrarrojos al igual que los R, los MATRA MAGIC R550 y los SIDEWINDER AIM9.

La posibilidad de utilizar todos los equipos y sistemas electrónicos de actual tecnología (medios de ayuda audio-visual; priorización de enganche) con que actualmente cuenta el avión M5 para el lanzamiento de misiles.

Mejorar el sistema de intercambiabilidad de material bélico entre los aviones de combate de distinto origen (americano, francés, soviético, italiano, inglés y brasileño).

#### 2.2.2. EXIGENCIAS Y LIMITACIONES DEL PROYECTO

El misil F posee un "Dispositivo de Lanzamiento de a Bordo" (Lanzador) APU-13MTE, el cual incluye entre otros sistemas y equipos, una botella de nitrógeno a alta presión. En un caso de emergencia, según dispone el manual de empleo del misil para el avión SU-22, debe eyectarse también el lanzador. En consecuencia, para su correcto empleo en el MIRAGE, deberá capacitarse a este vector para la eyección de este dispositivo.

- La necesidad de contar con los misiles F en óptimas

condiciones de empleo para las pruebas en simulador y reales proyectadas para el presente año, plantea la necesidad de no descuidar el mantenimiento completo al Banco de Pruebas de este misil.

La adquisición en el extranjero de algunos componentes para la fabricación de los Fylons (SMG-CES) y de los Módulos de Interfase Electrónico (MIMA-I).

## CAPITULO 3 ANALISIS TECNICO DEL PROYECTO

### 3.1. CONSIDERACIONES

- En ningún caso un misil va portado directamente en un avión, lo que en realidad va sujeto (en diversas formas) es el lanzador de ese misil, siendo este último el único sistema que tiene relación física y electrónica con el proyectil.

Por lo tanto, la adaptación mecánica del misil F al avión M-5 no implica la sujeción del misil propiamente dicho, sino del dispositivo lanzador APU-13MTE a la última estación del avión.

Originalmente, en el MIRAGE 5 el lanzador MATRA LM LM40 del misil R550 va sujeto al Adaptador ADP4, y éste al Pylon CES 3A. Ninguno de estos accesorios es lanzable porque son empernados.

Para la adaptación del F, se presentó el problema de la eyección del lanzador en caso de emergencia, problema que quedaba solucionado con la incorporación del "cierre" (sistema de ganchos soviéticos que sostiene el dispositivo y también las bombas en el avión SUKHOI 22, no siendo posible colocarlo dentro del Pylon CES 3A original del M5.

En el SEMAG se ha rediseñado un Pylon de iguales características exteriores (para no modificar la aerodinámica del portante) y modificado en su estructura interna y en el material, permitiendo alojar el cierre BD3-55M en el interior de este nuevo portante.

El Módulo Electrónico MIMA-I actuará como interfase entre el lanzador del misil de procedencia soviética ( APU-13MTE ) y la Caja de Transferencia R550 que se encuentra en el avión, logrando de esta forma la transmisión automática de la señal de audio y la visualización en la mira, de la indicación de presencia del misil, y la correspondiente al "enganche" del misil con el objetivo. Este bloque estará instalado en el pylon SMG-CES.

### 3.2 ETAPAS DEL PROYECTO

Para la ejecución del Proyecto ARMSTRONG (construcción del nuevo pylon y del módulo electrónico) se han planificado las siguientes etapas:

a. Recolección de información técnica relativa al misil P y capacidad de empleo en el avión M5F4/DF4.

- Estudio del pylon CES 3A.

Estudio de los diagramas electrónicos del sistema de lanzamiento de misiles de los aviones MIRAGE M5P4/DP4 y SU-22.

- b. Cálculo de las cargas máximas admisibles (vertical, lateral y frontal) en el pylon CES 3A sometido a esfuerzo y deformación.
- c. Diseño del nuevo pylon SMG-CES.
  - Selección del material
  - Rediseño de estructura interior con las cargas máximas admisibles por el pylon CES 3A.
  - Selección del proceso de soldadura.
- d. Diseño del Módulo Electrónico MIMA-I.
- e. Análisis Económico
- f. Construcción de dos módulos de interfase electrónico con componentes militares, y verificación de la respuesta del módulo en presencia de la señal de audio, es decir cuando el coordinador del misil ha detectado una señal infrarroja.
- g. Fabricación de 02 prototipos de pylon SMG-CES.
- h. Tratamiento Térmico.

Diseño y construcción de probetas para tratamiento térmico

Tratamiento térmico de probetas

Comprobación del tratamiento térmico (ensayo de tracción de probetas).

Tratamiento térmico de los pylons SMG-CES.

1. Prueba dinámica y Calibración final de los Módulos de Interfase MIMA-I , tropicalización y sellado, e instalación del módulo en el pylon.
- j. Pruebas en tierra. Montaje de Pylons SMG-CES en avión M5.
- k. Ensayos en vuelo del Pylon SMG-CES con el misil de entrenamiento P-13MU en condiciones máximas de empleo. Análisis y evaluación de resultados.
- l. Ensayos en vuelo con P real y lanzamiento de dos misiles empleando los prototipos construídos.
- m. Elaboración de manuales y Boletín Técnico.

### 3.3. DESCRIPCION TECNICA DEL MISIL

#### 3.3.1. APLICACION

El Cohete Aéreo Autodirigido P, es un misil de tipo "aire aire", y es un arma de cazas interceptores. El P, bate con seguridad objetivos maniobrables y en

vuelo estable (cazas, bombarderos tácticos y estratégicos, cazabombarderos, aviones de transporte, helicópteros y otros cohetes) en condiciones meteorológicas sencillas, de día y de noche aún con influencia de las interferencias naturales. Es posible usar el misil contra objetivos terrestres.

El misil se emplea en una amplia gama de alturas, al lanzarlo contra la semiesfera trasera del objetivo.

### 3.3.2. DATOS GENERALES SOBRE LA ESTRUCTURA Y EL PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO

El misil F, se suspende por debajo del avión portador en el dispositivo de lanzamiento de a bordo (Lanzador). El misil se dirige hacia el objetivo por el equipo de mando que se compone del autodirector infrarrojo y el mando de timón. El autodirector infrarrojo y el mando de timón en conjunto con el generador de gas y el turbogenerador forman parte del compartimiento de mando.

El F, se lanza después de que el autodirector ha capturado el objetivo, y cuando el avión alcanza la distancia permitida de lanzamiento que depende de las condiciones de vuelo (altura, velocidad del avión y velocidad de aproximación al objetivo), así como con la aceleración  $G$  que no es impedimento para el lanzamiento.

En su vector original, el SUKHOI, el misil sigue la siguiente secuencia de lanzamiento: cuando el autodirector capta el objetivo, el piloto recibe una señal acústica en su casco laringofónico, y la distancia de lanzamiento es comunicada mediante el encendido de la luz indicadora LANZ.AUTORIZADO situada en el tablero de instrumentos del piloto.

Fulsado el botón de combate, se activa la bujía explosiva del generador de gas del bloque del accionamiento de energía y luego, después de haber alcanzado el turbogenerador su régimen de trabajo normal, se conecta la batería de la espoleta radar de proximidad y se inflama la carga de pólvora del motor del misil. El P, abandona entonces su lanzador.

Inicialmente (durante 0,4-0,7 s) y para garantizar la seguridad durante el lanzamiento, el misil vuela como no dirigido, puesto que en este tramo la señal de mando "se pone en cero". Luego el vuelo del misil se hace dirigido.

Después de lanzado, el misil P, vuela en régimen autónomo; la estabilización de la velocidad de rotación del misil respecto a los ejes X, Y y Z se logra con ayuda de los estabilizadores giroscópicos (rollerones) montados en las alas del misil.

La activación de la cabeza de combate se efectúa con ayuda del mecanismo ejecutivo de seguridad por la señal proveniente de la espoleta radar de proximidad (al acercarse el misil al objetivo a la distancia de 0 hasta 5m), o del dispositivo de espoleta de contacto (con impacto directo del misil en el objetivo).

En caso de pasar el misil al lado del objetivo a la distancia que supera el radio de acción de la espoleta radar, el misil se autodestruye después de haber terminado el ciclo de funcionamiento del turbogenerador. El misil se une eléctricamente con el lanzador por medio del enchufe desprendible de fácil desmontaje.

### 3.3.3. ESTRUCTURA

El misil es de forma cilíndrica con nariz ojival esférica y se compone de cuatro compartimientos.

Los timones 4 (FIG. 2-1) y las alas 14 se sitúan en tándem en dos planos recíprocamente perpendiculares. Los timones 4 están por delante respecto a las alas 14 lo que corresponde a la configuración de aletas tipo canard.

El compartimiento No. 1 (pos.6) incluye al autodirector infrarrojo y el bloque de accionamiento

de energía con los timones montados y el enchufe desprendible 5 con haz de conductores.

El compartimiento No.2 (pos.7) es la espoleta radar de proximidad. Los compartimientos No. 1 y No. 2 en forma acoplada forman el compartimiento de mando y voladura y se unen entre sí con una abrazadera. Los compartimientos No. 1 y No. 2 no son intercambiables y no se desacoplan durante el empleo.

El compartimiento No.3 (pos.9) es la cabeza de combate tipo varilla. El compartimiento No. 4 (pos.12) representa por sí solo, un motor cohete a pólvora con alas montadas con ayuda de los tornillos de retención 18. En la garganta de la tobera del motor se monta el spoiler.

Dentro de la estructura del misil el compartimiento de mando y voladura, los compartimientos No. 3 y No. 4 son intercambiables.

#### 3.3.4. DATOS TECNICOS PRINCIPALES

- Esquema aerodinámico..... "canard"
- Sistema de guiado..... pasiva, por la irradiación infrarroja del objetivo.

-Ángulo máximo de marcación, grad	+/- 40
-Tiempo de funcionamiento ininter- rumpido de los conjuntos y apa- ratos de mando del misil,alimen- tándose desde las fuentes <b>exte-</b> riores y suministrándose nitróge no al sist. de refrigeración,h..	..
-Tiempo de vuelo dirigido,s .....	55, como mínimo
-Intervalo de temperatura de empleo, oC.....	de -54 a + 60
-Masa de despegue del misil, kg..	90, como máximo
-Posición del centro de gravedad del misil completamente cargado (distancia entre la nariz y el centro de gravedad),mm.....	1598
-Plazo del servicio del misil, horas de vuelo.....	40
-Dimensiones exteriores, mm:	
longitud.....	2870
diámetro.....	127
envergadura de alas .....	632
envergadura de timones.....	420

-El misil puede funcionar a la temperatura ambiente de +60 a -54oC, presión atmosférica de 780 hasta 18,6 mm Hg y humedad relativa de hasta 98%, a la temperatura de +40oC.

-El misil puede funcionar también en condiciones de **lluvia**, escarcha, rocío, congelación y polvo.

-El misil conserva su aspecto exterior y puede funcionar en trópicos con humedad relativa de 95 a 100% y temperatura de +40oC, **después de** haber sufrido los efectos de la radiación solar, en el ambiente contaminado con hongos de moho y en las condiciones de niebla de mar.

-El dispositivo de lanzamiento de aviación APU-13MTE (lanzador) está destinado para la suspensión y lanzamiento de los cohetes autoguiados (misiles) de tipo P, pero también puede portar los misiles tipo R que son de la generación anterior. Este dispositivo se monta originalmente en los pylons o vigas portadoras de tipo BD3-57M que van bajo **las** alas del avión SUKKHOI 22. El APU-13MTE puede apreciarse en detalle en la FIG.3-2.

-El cierre BD3-55M (FIG.3-3) es el mecanismo que, instalado en la viga portadora BD3-57M del avión SUKKHOI, asegura la suspensión de los tanques de

combustible de 570 Kg, del dispositivo de lanzamiento APU-13MTE y en general, de las cargas de 50 a 500 Kg de peso. Se compone del cuerpo soldado, sistema de palancas, mecanismo disparador electromagnético, mecanismo "armado seguro" y de los cables eléctricos. Los detalles de este sistema de suspensión se pueden ver en la FIG.3-4.

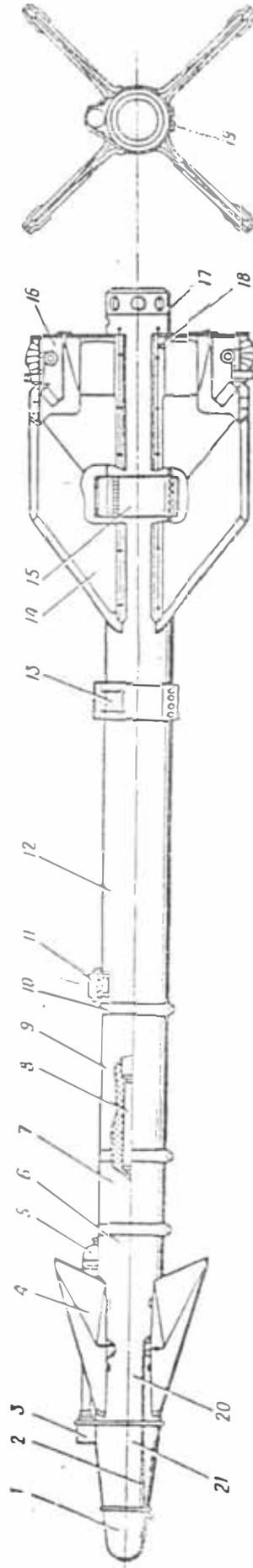


FIG. 3-1

1. CASQUETE DE PROTECCION; 2. ABRAZADERA DE JEBE; 3. HAZ DE CONDUCTORES; 4. TIMON; 5. ENCHUFE CIZALLABLE; 6. COMPARTIMIENTO DE MANDO; 7. RADIOESPOLETA; 8. MECANISMO EJECUTIVO DE SEGURIDAD; 9. CABEZA DE COMBATE; 10. ABRAZADERA DE ACOPLAMIENTO; 11. GUIA DELANTERA; 12. MOTOR; 13. GUIA INTERMEDIA; 14. ALA; 15. GUIA POSTERIOR; 16. ALETA ESTABILIZADORA; 17. TAPON CIEGO; 18. TORNILLO DE RETENCION; 19. TORNILLO

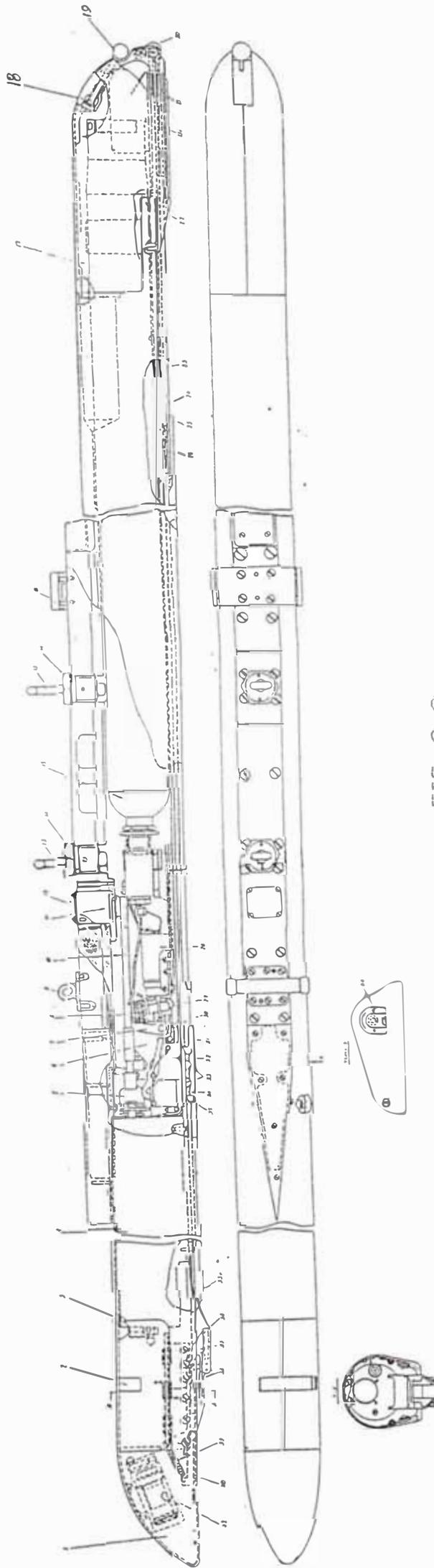


FIG. 3-2

- 1. CARENADO DELANTERO; 2. PEDAL DEL CIERRE; 3. DISPOSITIVO ELECTRICO DE LANZAMIENTO; 4. VIGA; 5. ENCHUFE ELECTRICO; 6. CUERPO DEL TRINGUETE; 7. PALANCA; 8. JUEGO DE MIELLES DE HOJAS; 9. TOPE DELANTERO; 10. HAZ DE CONDUCTORES; 11. ADAPTADOR; 12. TAPON CIEGO; 13. GANCHO DE SUSPENSION; 14. TUERCA DE REGULACION; 15. BOTELLA DE NITROGENO DE ALTA PRESSION; 16. TOPE TRASERO; 17. CARENADO TRASERO; 18. CIERRE; 19. MANIJA DEL CIERRE; 20. LEVA; 21. VARILLA TURULAR; 21a. PLACA; 22. CUADRO; 23. EJE; 24. MUELLE; 25. EJE; 26. ANTI-VRADOR TRASERO; 27. VALVULA ELECTRICA; 28. ELECTROIMAN; 29. MICROINTERRUPTOR; 30. ORIFICIO PARA LA LLAVE 31. PLACA; 32. PALANCA; 33. CONTACTOS; 34. ANTI-VRADOR DELANTERO; 35. TRINGUETE; 35a. MUELLE; 36. CAMISA; 37. SOPORTE; 38. MUELLE DE HOJAS; 39. MUELLE; 40. SOPORTE; 42. ADAPTADOR; 43. DIENTE; 44. TAPA

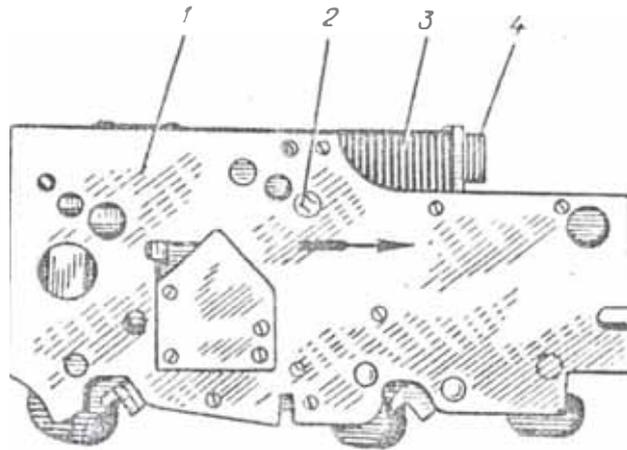


FIG. 3-3  
1 - cuerpo; 2 - eje de armado; 3 - regleta; 4 - enchufe ma-

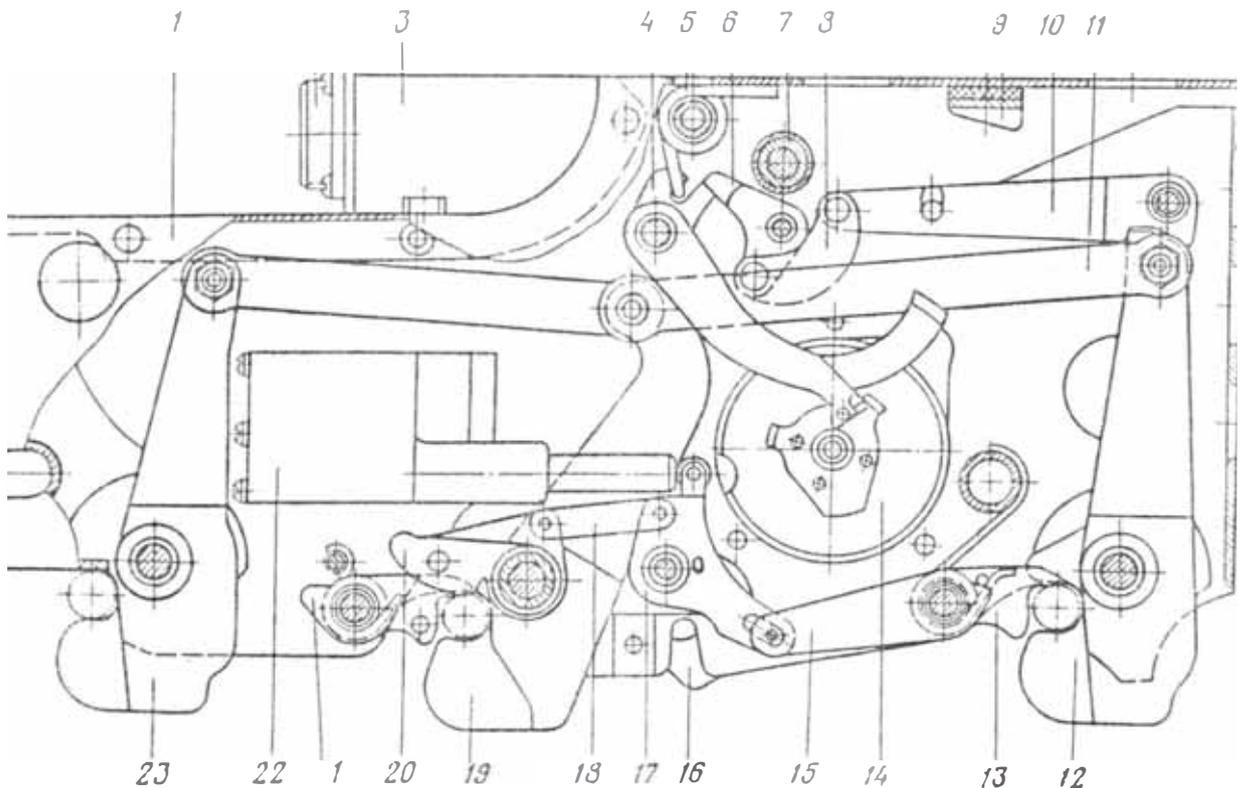


FIG. 3-4  
1 - cuerpo soldado, 2 - enchufe macho, 3 - regleta; 4 - palanca de armado; 5 - muelle; 6 - palanca de tope pequeña; 7 - amortiguador; 8 - grillete; 9 - amortiguador; 10 - palanca de tope; 11 - tirante; 12 - palanca portadora trasera; 13 - tope; 14 - electroimán; 15 - palanca; 16 - gatillo; 17 - empujador; 18 - tirante; 19 - palanca portadora media; 20 - palanca seguidora; 21 - tope; 22 - mecanismo MBH-55H; 23 - palanca portadora delantera

CAPITULO 4  
CALCULO DE CARGAS MAXIMAS ADMISIBLES  
EN EL PYLON CES 3A

4.1. DESCRIPCION

En el presente capítulo se analizará la resistencia del Pylon original Francés sometido a esfuerzo y deformación para cada una de las cargas siguientes:

- Vertical        W
- Lateral        P
- Frontal        A

El estudio del Pylon CES 3A comprenderá las etapas que a continuación se indican:

- a) Identificación de la aleación.
- b) Análisis de la geometría del pylon y seccionamiento.
- c) Determinación de las propiedades de las secciones.
- d) Estudio de las diversas situaciones de carga.
- e) Cálculo de la Carga Vertical Máxima Admisible W, por esfuerzo y deformación.
- f) Cálculo de la Carga Lateral, Máxima Admisible L, por esfuerzo y deformación
- g) Cálculo de la Carga Frontal Máxima Admisible A,

por esfuerzo y deformación.

#### 4.2. IDENTIFICACION DEL MATERIAL

Se extrajo una muestra del Pylon CES 3 y se efectuaron los análisis químicos cualitativo y cuantitativo. Este último se realizó por el método de Espectrofotometría de Absorción Atómica, siendo los componentes básicos de la aleación los que a continuación se detallan:

ALUMINIO	:	8.78%
ZINC	:	0.70%
MANGANESO	:	0.32%
MAGNESIO	:	REMANENTE

Esta composición química corresponde a una Aleación de Magnesio del Tipo AZ-91C según la American Society For Metals. Es de esperarse que el material esté trabajando según el tratamiento T6, luego la aleación sería AZ-91C-T6, cuyas propiedades mecánicas son las siguientes:

ESFUERZO DE FLUENCIA	Fy -	13.3 Kg/mm <sup>2</sup>
ESFUERZO DE ROTURA	Fu -	28.0 Kg/mm <sup>2</sup>
MODULO DE ELASTICIDAD	E -	4,500 Kg/mm <sup>2</sup>

#### 4.3. ANALISIS DE LA GEOMETRIA DEL FYLON

El Pylon CES 3A tiene, originalmente, la estructura

interior que puede apreciarse en la FIG.4-1.

Para hacer posible una evaluación integral de esta viga y determinar las cargas máximas admisibles soportables por ella, se ha creído conveniente hacer dos clases de seccionamiento: Transversal y Longitudinal.

#### 4.3.1 SECCIONAMIENTO TRANSVERSAL

La SECCION TIPICA TRANSVERSAL se presenta en la FIG. 4-2 y en ella se aprecian todas las variables que son necesarias tanto para diferenciar cada cambio de sección, como para determinar sus propiedades.

Considerando que este Pylon es asimétrico, se han estudiado las propiedades geométricas de la viga en cada lugar donde ocurre un cambio de sección importante y en los lugares factibles de ser modificados al diseñar el Pylon SMG-CES.

Es por esta razón, que se han podido diferenciar, en el seccionamiento transversal 60 cambios significativos que nos llevan, entonces, definir correspondientemente, 60 Secciones Transversales, las mismas que se conocerán en lo subsiguiente como las Secciones T1, T2,....., T60.

La posición relativa de cada sección transversal

puede leerse en la columna "ABSCISA" de la TABLA 4-1. Este valor se ha tomado desde la posición frontal de la viga. Para entender mejor esta convención, puede verse la FIG. 4-3, en la que aparece el Fylon y el lugar en el que se ha efectuado cada corte. La indicación que aparece en cada corte significa lo siguiente. Por ejemplo:

T28-344  
-----  
T29

quiere decir que en ese lugar se hizo el seccionamiento T28 y está ubicado a 344 milímetros de la posición frontal. Si aparece una indicación adicional como en este caso la T29, significa que el corte T28 coincide (a 344 mm.) con el T29, ocurriendo allí un cambio de sección (por eso son coincidentes).

La TABLA 4-1 muestra los valores correspondientes a cada una de las variables de la sección típica de cada seccionamiento y que definen su geometría. La TABLA 4-2 presenta los valores obtenidos al calcular para la sección transversal, los siguientes parámetros:

- a) Centro de Gravedad respecto al eje X :  $cg X$
- b) Distancia  $(I+J-cgX)$ ; las variables I y J son las mismas que aparecen en la FIG. 4-2 de la Sección

### Típica Transversal

- c) La distancia de la fibra más alejada del centro de gravedad respecto al eje X : Fibr más Alej-cgX.
- d) La distancia de la fibra más alejada del centro de gravedad respecto al eje Y : Fibr. más Alej-cgY.
- e) El Momento de Inercia Total respecto al eje X  
I<sub>x</sub>.
- f) El Momento de Inercia Total respecto al eje Y  
I<sub>y</sub>.
- g) El Módulo de Sección respecto al eje X : S<sub>x</sub>
- h) El Módulo de Sección respecto al eje Y : S<sub>y</sub>
- i) El Radio de Giro respecto al eje X : r<sub>x</sub>
- j) El Radio de Giro respecto al eje Y : r<sub>y</sub>

La secuencia de cálculo completa para evaluar las propiedades de las Secciones Transversales se presenta a continuación. Las variables son las correspondientes a la FIG.4-2. La Sección Típica Transversal T (T<sub>j</sub> para la sección j ; j = 1,2,3,..., 59,60) se compone de los elementos i = 1,2,3,...,7,8. X' y Y' son los ejes provisionales elegidos arbitrariamente (X<sub>j</sub>', Y<sub>j</sub>' para la sección T<sub>j</sub>) respecto de los cuales se calculará el centro de gravedad real de cada sección T<sub>j</sub>.

### AREAS (A)

Para cada Sección Transversal T<sub>j</sub>

- Elementos 1 y 2

$$A1 = A2 = C * I$$

- Elementos 3 y 4

$$A3 = A4 = C * J$$

- Elemento 5

$$A5 = K * (D + E) / 2$$

- Elemento 6

$$A6 = F * L$$

- Elementos 7 y 8

$$A7 = A8 = Q * (J - K - L)$$

- Sumatoria

$$\sum A = \sum_{i=1}^8 (A_i)$$

#### DISTANCIAS $c_{gx.i}$ AL EJE $X'$ ( $D_x$ )

Para cada Sección Transversal  $T_j$  se calculará la distancia entre el centro de gravedad de cada elemento  $i$  y el eje provisional  $X_j'$  (con su respectivo signo). Este valor se usará en la determinación del centro de gravedad real de esa sección  $T_j$ .

- Elementos 1 y 2

$$D_{x1} = D_{x2} = J + I/2$$

- Elementos 3 y 4

$$D_{x3} = D_{x4} = J/2$$

- Elemento 5

$$D_{x5} = J - K + K/3 * K * (2 * D + E) / (3 * (D + E))$$

- Elemento 6

$$Dx6 = L/2$$

- Elementos 7 y 8

$$Dx7 = Dx8 = ( J + L - K ) / 2$$

DISTANCIAS cgy.i AL EJE Y' ( Dy )

Para cada sección transversal Tj se calculará la distancia entre el centro de gravedad de cada elemento i y el eje provisional Yj' (con su respectivo signo). Este valor se usará en la determinación del centro de gravedad de esa sección Tj.

- Elemento 1

$$Dy1 = - ( D/2 + ( C + O ) / 2 )$$

- Elemento 2

$$Dy2 = D/2 + ( C + O ) / 2$$

- Elemento 3

$$Dy3 = - ( F/2 + ( P + C ) / 2 )$$

- Elemento 4

$$Dy4 = F/2 + ( P + C ) / 2$$

- Elementos 5 y 6

$$Dy5 = Dy6 = 0$$

- Elemento 7

$$Dy7 = - ( L + R - J ) / 2$$

- Elemento 8

$$Dy8 = ( L + R - J ) / 2$$

MOMENTOS DE INERCIA CENTROIDALES RESPECTO AL EJE-X  
( ICx )

Para cada sección transversal Tj :

- Elementos 1 y 2

$$ICx1 = ICx2 = C * I^3 / 12$$

- Elementos 3 y 4

$$ICx3 = ICx4 = C * J^3 / 12$$

- Elemento 5

$$ICx5 = K^3/36 * (D^2 + 4*D*E + E^2) / (D + E)$$

- Elemento 6

$$ICx6 = F * L^3 / 36$$

- Elementos 7 y 8

$$ICx7 = ICx8 = Q/12 * (J-K-L)^3$$

MOMENTOS DE INERCIA CENTROIDALES RESPECTO AL EJE-Y  
( ICy )

Para cada sección transversal Tj :

- Elementos 1 y 2

$$ICy1 = ICy2 = I/12 * (0 + C)^3 - I/12 * 0^3 + \\ - I * 0/36 * (0 + 3*C)^2$$

- Elementos 3 y 4

$$ICy3 = ICy4 = ( 3*J*(P+C)^3 - 2*J*P^3 + \\ - J*P*(P+3*C)^2 ) / 36$$

- Elemento 5

$$ICy5 = ( 12*K*E^3 + K*(D-E)^3 + \\ + 2*K*(D-E)*(2*E+D)^2 ) / 144$$

- Elemento 6

$$ICy6 = ( L * F^3 ) / 12$$

- Elementos 7 y 8

$$ICy7 = ICy8 = ( 3*(J-K-L)*(R+Q)^3 - 2*(J-K-L)*R^3 + \\ - (J-K-L)*R*(R+3*Q)^2 ) / 36$$

### CENTROS DE GRAVEDAD (CG)

Para cada sección transversal Tj :

$$CGxj = \frac{\sum_{i=1}^8 (Ai * Dxi)}{\sum_{i=1}^8 (Ai)}$$

donde :

CGxj: posición del Centro de Gravedad total de la sección Tj respecto al eje provisional Xj'.

Ai : Area del elemento i.

Dxi : Distancia del Centro de Gravedad del elemento i al eje provisional Xj'.

Respecto al eje-Yj' :

$$CGyj = \frac{\sum_{i=1}^8 (Ai * Dyi)}{\sum_{i=1}^8 (Ai)}$$

donde :

CGyj: posición del Centro de Gravedad total de la sección Tj respecto al eje provisional Yj'.

Ai : Area del elemento i.

$D_{yi}$  : Distancia del Centro de Gravedad del elemento  $i$  al eje provisional  $Y_j'$ .

Con estos valores puede ubicarse el centro de gravedad total de cada sección  $T_j$ , respecto a los ejes provisionales  $X_j'$  y  $Y_j'$ .

#### DISTANCIAS A LOS CENTROS DE GRAVEDAD ( $DG_x$ , $DG_y$ )

Una vez ubicado el centro de gravedad total de cada sección transversal  $T_j$ , se determinará la distancia del centro de gravedad de cada elemento  $i$  a este centro de gravedad total. Este valor será empleado al aplicar el Teorema de Steiner para los momentos de inercia totales.

Respecto al eje- $X$  y para todos los elementos  $i$  ( $i=1,2,\dots,7,8.$ )

$$DG_{x.ji} = |D_{xi} - CG_{xj}|$$

donde:

$DG_{x.ji}$ : distancia del centro de gravedad del elemento  $i$  de la sección transversal  $T_j$ , al centro de gravedad total de dicha sección, respecto al eje- $X$

$D_{xi}$  : distancia del centro de gravedad del elemento  $i$  al eje provisional  $X_j'$ .

$CG_{xj}$  : posición del centro de gravedad total de la sección  $T_j$  respecto al eje

provisional  $X_j'$ .

Respecto al eje-Y y para todos los elementos  $i$   
( $i=1,2,\dots,7,8$ )

$$D_{Gy.ji} = |D_{yi} - CG_{yj}|$$

donde:

$D_{Gy.ji}$ : distancia del centro de gravedad del elemento  $i$  de la sección transversal  $T_j$  al centro de gravedad total de dicha sección, respecto al eje-Y.

$D_{yi}$  : distancia del centro de gravedad del elemento  $i$  al eje provisional  $Y_j'$ .

$CG_{yj}$  : posición del centro de gravedad total de la sección  $T_j$  respecto al eje provisional  $Y_j'$ .

#### MOMENTOS DE INERCIA TOTALES ( $I_x, I_y$ )

En este punto y para cada sección  $T_j$ , se trasladarán los momentos de inercia centroidales de los elementos  $i$  hacia el centro de gravedad de dicha sección, aplicando el Teorema de Steiner :

$$I = I_o + A * d^2$$

donde:

$I$  : momento de inercia en cualquier eje paralelo al tomado como referencia.

$I_o$ : momento de inercia centroidal de la sec-

ción.

A : área de la sección.

d : distancia entre el centro de gravedad y el eje que se ha elegido.

Respecto al eje - X y para cada Sección Transversal Tj.

$$I_{xj} = \sum_{i=1}^8 (IC_{xi} + A_i * (DG_{x.ji})^2) \dots [ 4-1 ]$$

donde :

$I_{xj}$  : Momento de Inercia Total de la sección transversal Tj, con respecto al eje - X (sumatoria de todas las traslaciones)

$IC_{xi}$  : Momento de Inercia Centroidal del elemento i de la sección transversal Tj, respecto al eje - X

$A_i$  : Area del elemento i de la sección transversal Tj.

$DG_{x.ji}$  : Distancia del centro de gravedad del elemento i de la sección transversal Tj al centro de gravedad total de dicha sección Tj, respecto al eje - X

Respecto al eje - Y y para la sección transversal Tj

$$I_{yj} = \sum_{i=1}^8 (IC_{yi} + A_i * (DG_{y.ji})^2) \dots [ 4-2 ]$$

donde :

$I_{yj}$  : Momento de Inercia Total de la sección transversal  $T_j$  respecto al eje - Y (Sumatoria de todos las traslaciones)

$I_{Cyi}$  : Momento de Inercia Centroidal del elemento  $i$  de la sección transversal  $T_j$ , respecto al eje-Y.

$A_i$  : Area del elemento  $i$  de la sección transversal  $T_j$ .

$D_{Gy.ji}$ : Distancia del centro de gravedad del elemento  $i$  de la sección transversal  $T_j$  al centro de gravedad total de dicha sección  $T_j$ , respecto al eje - Y

FIBRA MAS ALEJADA DEL EJE - X (Fibr más Alej-cgx)

Para todas las secciones transversales  $T_j$ :

$$\{Fibr\ más\ Alej-cgx\}_j = MAX \{CG_{xj}, I_j + J_j - CG_{xj}\}$$

donde :

$CG_{xj}$  : posición del centro de gravedad total de la sección transversal  $T_j$ , respecto al eje provisional  $X_j'$ .

$I_j, J_j$ : Magnitud de las variables de la Sección Típica Transversal (FIG.4-2), correspondientes a la sección  $T_j$

FIBRA MAS ALEJADA DEL EJE = Y (Fibr más Alej-cg Y)

Para todas las secciones transversales Tj:

$$\{Fibr \text{ más Alej-cgY}\}_j = D_j/2 + C_j + O_j$$

donde :

$D_j, C_j, O_j$  : Magnitud de las variables de la Sección Típica Transversal (Fig.4-2), correspondientes a la sección Tj.

MODULO DE SECCION ( $S_x$  ,  $S_y$ )

Respecto al eje-X y para cada sección transversal Tj:

$$S_{xj} = \frac{I_{xj}}{\{Fibr \text{ más Alej-cgx}\}_j} \quad \dots\dots[ 4-3 ]$$

donde :

$S_{xj}$  : Módulo de Sección respecto al eje-X de la sección transversal Tj

$I_{xj}$  : Momento de Inercial Total de la sección transversal Tj, respecto al eje-X.

Respecto al eje-Y y para cada sección transversal Tj:

$$S_{yj} = \frac{I_{yj}}{\{Fibr \text{ más Alej-cgy}\}_j} \quad \dots\dots[ 4-4 ]$$

donde :

$S_{yj}$  : Módulo de Sección respecto al eje-Y de la sección transversal  $T_j$

$I_{yj}$  : Momento de Inercia Total de la sección transversal  $T_j$ , respecto al eje-Y.

#### RADIOS DE GIRO ( $r_x$ , $r_y$ )

Respecto al eje-X y para cada sección transversal  $T_j$ :

$$r_{xj} = ( I_{xj} / A_j )^{(1/2)} \quad \dots\dots[ 4-5 ]$$

donde :

$r_{xj}$  : Radio de Giro respecto al eje-X para la sección transversal  $T_j$ .

$I_{xj}$  : Momento de Inercia total de la sección transversal  $T_j$  respecto al eje-X.

$A_j$  : Area total de la sección transversal  $T_j$  (sumatoria de los elementos 1 de  $T_j$ ).

Respecto al eje-Y y para cada sección transversal  $T_j$ :

$$r_{yj} = ( I_{yj} / A_j )^{(1/2)} \quad \dots\dots[ 4-6 ]$$

donde:

$r_{yj}$  : Radio de Giro respecto al eje-Y para la sección transversal  $T_j$ .

$I_{yj}$  : Momento de Inercia total de la

sección transversal  $T_j$  respecto al eje-Y.

$A_j$  : Area total de la sección transversal  $T_j$  (sumatoria de los elementos 1 de  $T_j$ ).

En la FIG. 4-4 se pueden ver gráficamente los Momentos de Inercia Totales  $I_x$  e  $I_y$  para cada sección transversal  $T_j$  ( $I_{xj}$ ,  $I_{yj}$ ) del pylon CES 3A.

#### 4.3.2. SECCIONAMIENTO LONGITUDINAL

Análogamente a lo efectuado en la sección anterior, en la FIG. 4-5 aparece la SECCION TIPICA LONGITUDINAL y en ella figuran todas las variables que son necesarias para diferenciar cada cambio de sección y para definir sus propiedades. Al analizar el Pylon en forma longitudinal se han encontrado 24 cambios significativos o probables puntos de modificación para el diseño de la nueva viga SMG-CES.

Estas Secciones Longitudinales se conocerán en lo sucesivo, como las Secciones L1, L2, L3, ..., L24. La posición relativa de cada sección se cuenta de arriba hacia abajo; con exactitud están localizadas de acuerdo a la columna "ORDENADA" de la TABLA 4-3.

Gráficamente puede explicarse este seccionamiento en la FIG.4-6, donde aparece un corte con una indicación

como la siguiente:

$$\begin{array}{c} \text{L18-165} \\ \hline \text{L19} \end{array}$$

que significa que en ese lugar se ha efectuado el corte L18, y que está a 165 milímetros del punto superior. Si aparece una indicación adicional, como L19 en este caso, deberá considerarse a esta última como un corte coincidente con L18 (a 165 milímetros).

En la TABLA 4-3 se muestran también los valores correspondientes a cada una de las variables, de cada sección longitudinal.

En la TABLA 4-4 están los valores computados para cada sección longitudinal, respecto a los siguientes parámetros:

- a) Centro de Gravedad respecto al eje Z :  $cgZ$ .
- b) Distancia  $(I+J-cgZ)$ ; las variables I y J son las mismas que aparecen en la FIG. 4-5 de la Sección Típica Longitudinal.
- c) La distancia de la fibra más alejada del centro de gravedad respecto al eje Z : Fibr más Alej- $cgZ$ .
- d) El Momento de Inercia Total respecto al eje Z:  $I_z$ .
- e) El Módulo de Sección respecto al eje Z :
- f) El Radio de Giro respecto al eje Z :  $r_z$

La secuencia completa de cálculo para evaluar las Propiedades de las Secciones Longitudinales se muestra a continuación. Las variables son las mismas que aparecen en la FIG.4-5. La Sección Típica Longitudinal L ( $L_k$  para la sección  $k$ ,  $k=1,2,3, \dots, 23,24$ ), se compone de 19 elementos  $m$ ,  $m=1,2,3, \dots, 18,19$ .  $Z'$  es un eje provisional elegido en la base de la sección ( $Z_k'$  para la sección  $L_k$ ), respecto del cual se calculará el centro de gravedad real de cada sección longitudinal  $L_k$ .

#### AREAS (A)

Para cada sección longitudinal  $L_k$ .

- Elementos 1 y 2

$$A_1 = A_2 = AI * J$$

- Elementos 3 y 4

$$A_3 = A_4 = C * I$$

- Elemento 5

$$A_5 = K * (E - 2*AI + 2*K*(D-E)/(2*J) + E - 2*AI)/2$$

- Elemento 6

$$A_6 = L*(E - 2*AI + 2*AJ*(D-E)/(2*J))$$

- Elemento 7

$$A_7 = M*(E - 2*AI + 2*(AJ+M)*(D-E)/(2*J))$$

- Elemento 8

$$A_8 = N*(E - 2*AI + 2*J*(D-E)/(2*J))$$

- Elemento 9

$$A_9 = O*(D - 2*c)$$

- Elemento 10

$$A_{10} = Q*(F-2*C+2*(I-P*(D-F)/(2*I)))$$

- Elemento 11

$$A_{11} = S*(F-2*C+2*(I-P-R)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 12

$$A_{12} = U*(F-2*C+2*(I-P-R-T)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 13

$$A_{13} = W*(F-2*C+2*(I-P-R-T-V)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 14

$$A_{14} = Y*(F-2*C+2*(I-P-R-T-V-X)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 15

$$A_{15} = AA*(F-2*C+2*(AH+AF+AD+AB)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 16

$$A_{16} = AC*(F-2*C+2*(AH+AF+AD)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 17

$$A_{17} = AE*(F-2*C+2*(AH+AF)*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 18

$$A_{18} = AG*(F-2*C+2*AH*(D-F)/(2*I))$$

- Elemento 19; secciones Lk, k=1,2,3,4,5,6

$$A_{19} = I*(D+F-4*C)/2$$

- Elemento 19; secciones Lk, k=7,8,...,19,20)

$$A_{19} = 0$$

- Elemento 19, sección Lk, k = 21

$$A_{19} = (AH+AF+AD+AB)*(BD/(AA+1)+F-2*C)/2$$

- Elemento 19, sección Lk, k = 22

$$A_{19} = (AH+AF)*(BF/(AE+1)+F-2*C)/2$$

- Elemento 19, secciones Lk, k = 23,24

$$A_{19} = AH*(BG/(AG+1)+F-2*C)/2$$

- Sumatoria

$$A_k = \sum_{m=1}^{19} (A_m)$$

DISTANCIAS cgZ.m AL EJE Z' (Dz)

Para cada Sección Longitudinal Lk se calculará la distancia entre el centro de gravedad de cada elemento m y el eje provisional Zk'. Este valor se usará en la determinación del centro de gravedad real de esa sección Lk.

- Elementos 1 y 2

$$Dz1 = Dz2 = I+J/2$$

- Elementos 3 y 4

$$Dz3 = Dz4 = I/2$$

- Elemento 5

$$Dz5 = I+J-k/3*(2*D+E-6*AI)/(D+E-4*AI)$$

- Elemento 6

$$Dz6 = I+Ak+L/2$$

- Elemento 7

$$Dz7 = I+Ak-M/2$$

- Elemento 8

$$Dz8 = I+N/2$$

- Elemento 9

$$Dz9 = I-O/2$$

- Elemento 10

$$Dz10 = I-P-Q/2$$

- Elemento 11

$$Dz11 = I-P-R-S/2$$

- Elemento 12

$$Dz12 = I-P-R-T-U/2$$

- Elemento 13

$$Dz13 = I-P-R-T-Y-W/2$$

- Elemento 14

$$Dz14 = AH+AF+AD+AB+Z-Y/2$$

- Elemento 15

$$Dz15 = AH+AF+AD+AB-AA/2$$

- Elemento 16

$$Dz16 = AH+AF+AD-AC/2$$

- Elemento 17

$$Dz17 = AH+AF-AE/2$$

- Elemento 18

$$Dz18 = AH-AG/2$$

- Elemento 19; secciones Lk, k = 1,2,3,4,5,6

$$Dz19 = I/3*(2*(D-2*C)+F-2*C)/(C+F-4*C)$$

- Elemento 19; secciones Lk, k = 7,8,...,19.20

$$Dz19 = 0$$

- Elemento 19; sección Lk, k = 21

$$Dz19 = (AH+AF+AD+AB)/3*(2*BD/(AA+1)+F-2*C)/$$

$$(BD/(AA+1)+F-2*C)$$

- Elemento 19; sección Lk, k = 22

$$Dz19 = (AH+AF)/3*(2*BF/(AE+1)+F-2*C)/$$

$$(BF/(AE+1)+F-2*C)$$

- Elemento 19; sección Lk, k = 23,24

$$Dz19 = AH/3*(2*BG/(AG+1)+F-2*C)/$$

$$(BG/(AG+1)+F-2*C)$$

MOMENTOS DE INERCIA CENTROIDALES RESPECTO AL EJE - Z  
(ICz)

Para cada sección longitudinal Lk

- Elementos 1 y 2

$$ICz1 = ICz2 - AI*(J)^3/12$$

- Elementos 3 y 4

$$ICz3 = ICz4 - C*(I)^3/12$$

- Elemento 5

$$ICz5 = K/36*((D-2*AI)^2+4*(D-2*AI)*(E-2*AI)+ \\ + (E-2*AI)^2)/(D+E-4*AI)$$

- Elemento 6

$$ICz6 = (E-2*AI+2*AJ*(D-E)/(2*J))*L^3/12$$

- Elemento 7

$$ICz7 = (E-2*AI+2*(AJ+M)*(D-E)/(2*J))*M^3/12$$

- Elemento 8

$$ICz8 = (D-2*AI)*N^3/12$$

- Elemento 9

$$ICz9 = (D-2*C)*O^3/12$$

- Elemento 10

$$ICz10 = (F-2*C+2*(I-P)*(D-F)/(2*I))*Q^3/12$$

- Elemento 11

$$ICz11 = (F-2*C+2*(I-P-R)*(D-F)/(2*I))*S^3/12$$

- Elemento 12

$$ICz12 = (F-2*C+2*(I-P-R-T)*(D-F)/(2*I))*V^3/12$$

- Elemento 13

$$ICz13 = (F-2*C+2*(I-P-R-T-V)*(D-F)/(2*I))*W^3/12$$

Elemento 14

- $$ICz14 = (F-2*C+2*(I-P-R-T-V-X)*(D-F)/(2*I))*Y^3/12$$
- Elemento 15
- $$ICz15 = (F-2*C+2*(AH+AF+AD+AB)*(D-F)/(2*I))*AA^3/12$$
- Elemento 16
- $$ICz16 = (F-2*C+2*(AH+AF+AD)*(D-F)/(2*I))*AC^3/12$$
- Elemento 17
- $$ICz17 = (F-2*C+2*(AH+AF)*(D-F)/(2*I))*AE^3/12$$
- Elemento 18
- $$ICz18 = (F-2*C+2*AH*(D-F)/(2*I))*AG^3/12$$
- Elemento 19, secciones Lk, k = 1,2,3,4,5,6,
- $$ICz19 = I^3/36 * ((D-2*C)^2 + 4*(D-2*C)*(F-2*C) + (F-2*C)^2) / (D+F - 4*C)$$
- Elemento 19, secciones Lk, k = 7,8,...,19,20
- $$ICz19 = 0$$
- Elemento 19, secciones Lk, k = 21
- siendo: d = AH+AF+AD+AB
- $$b = F-2*C+2*(D-F)/(2*I)*(AH+AF+AD+AB)$$
- $$b1 = F-2*C$$
- $$ICz19 = d^3/36*(b^2+4*b*b1+b1^2)/(b+b1)$$
- Elemento 19, secciones Lk, k = 22
- siendo: d = AH+AF
- $$b = F-2*C+2*(D-F)/(2*I)*(AH+AF)$$
- $$b1 = F-2*C$$
- $$ICz19 = d^3/36*(b^2+4*b*b1+b1^2)/(b+b1)$$
- Elemento 19, secciones Lk, k = 23,24
- siendo: d = AH
- $$b = F-2*C+2*(D-F)/(2*I)*AH$$
- $$b1 = F-2*C$$

$$ICz19 = d^3/36*(b^2+4*b*b1+b1^2)/(b+b1)$$

### CENTROS DE GRAVEDAD (CG)

Para cada sección longitudinal Lk

$$CGzk = \frac{\sum_{m=1}^{19} (Am * Dzm)}{\sum_{m=1}^{19} (Am)}$$

donde :

CGzk : posición del centro de gravedad total de la sección Lk, respecto al eje provisional Zk'

Am : área del elemento m

Dzm : distancia del centro de gravedad del elemento m al eje provisional Zk'.

Se puede ubicar ahora el centro de gravedad de cada sección Lk, respecto al eje provisional Zk'.

### DISTANCIAS A LOS CENTROS DE GRAVEDAD (DGz)

Son las separaciones que hay entre los centros de gravedad de los elementos m de una sección Lk, al centro de gravedad total de dicha sección Lk. Luego respecto al eje z y para todos los elementos m de cada sección longitudinal Lk:

$$DGz.km = |Dzm - CGzk|$$

donde:

DGz.km : distancia del centro de gravedad del elemento m de la sección longitudinal Lk, al centro de gravedad total de dicha sección, respecto al eje - z.

Dzm : distancia del centro de gravedad del elemento m al eje provisional Zk'.

CGzk : posición del centro de gravedad total de la sección Lk respecto al eje provisional Zk'.

#### MOMENTO DE INERCIA TOTALES (Iz)

Aplicando el Teorema de Steiner se obtendrán los momentos de inercia totales de las secciones longitudinales Lk, trasladando los momentos de inercia centroidales de los elementos m de esa sección, al centro de gravedad total de Lk. Entonces:

$$I_{zk} = \sum_{m=1}^{19} (IC_{zm} + A_m * (DGz.km)^2) \dots\dots[ 4-7 ]$$

donde:

Izk : Momento de Inercia Total de la sección longitudinal Lk, respecto al eje-Z.

ICzm : Momento de Inercia Centroidal del elemento m de la sección longitudinal Lk, respecto al eje-Z.

Am : Area del elemento m de la sección longitudinal Lk.

DGz.km : distancia del centro de gravedad del elemento m de la sección longitudinal Lk, al centro de gravedad total de Lk, respecto al eje - Z.

FIBRA MAS ALEJADA DEL EJE - Z (Fibr más Alej - cgZ)

Para todas las secciones longitudinales Lk:

$$\{Fibr \text{ más Alej} - cgZ\}_k = \text{MAX}\{CGzk \text{ y } Ik + Jk - CGzk\}$$

donde :

CGzk : posición del centro de gravedad total de la sección longitudinal Lk, respecto al eje provisional Zk', magnitud de las variables de la Sección Típica Longitudinal (FIG.4-5), correspondientes a la sección Lk.

MODULOS DE SECCION (Sz)

Respecto al eje Z y para todas las secciones longitudinales Lk:

$$Szk = \frac{Izk}{\{Fibr \text{ más Alej} - cgz\}_k} \dots\dots[ 4-8 ]$$

donde :

Szk : Módulo de Sección de la sección Lk, respecto al eje-Z.

Momento de Inercia Total de la sección Lk, respecto al eje-Z.

RADIOS DE GIRO (rz)

Respecto al eje-Z y para cada sección longitudinal Lk:

$$r_{zk} = ( I_{zk} / A_k )^{(1/2)} \dots\dots [ 4-9 ]$$

donde :

rzk : Radio de Giro de la sección Lk,  
respecto al eje-Z

Izk : Momento de Inercia Total de la sección  
Lk, respecto al eje-Z.

Ak : Area total de la Sección Lk  
(sumatoria de los elementos m de Lk).

En la FIG. 4-7 se puede apreciar gráficamente el Momento de Inercia Total Iz para cada sección longitudinal del pylon CES 3A.

#### 4.4. CALCULO DE CARGAS MAXIMAS ADMISIBLES

##### 4.4.1. CARGAS

Las cargas que se van a calcular estan referidas a los tres ejes coordenados. Estamos hablando entonces, de una carga W-Vertical, relativa al eje-X; una carga F-Lateral, relativa al eje-Y; y una carga A-Frontal, relacionada al eje-Z.

Es conveniente aclarar que estas tres cargas Wo, Fo y A no son magnitudes de origen único ; sino que pretenden resumir aquellas componentes de cargas que aparecen debido a los distintos movimientos y/o

posiciones del AVION-CARGAS EXTERNAS durante el vuelo (cabeceo, banqueo, guiñada, aceleraciones, direcciones del viento, etc.). La forma en que cada una actúa se explicará a continuación.

#### 4.4.2. CARGA VERTICAL W Y SITUACIONES DE CARGA

Se analizará la carga vertical W considerando dos situaciones de carga: la situación ORIGINAL DE CARGA y la SITUACION NUEVA DE CARGA.

La SITUACION ORIGINAL DE CARGA refleja la forma como el pylon es esforzado según su diseño original, es decir, cuando el Adaptador ADF4 (para portar el lanzador del R-550) es suspendido del CES 3A desde los extremos del pylon, existiendo entre ellas una separación de 760 mm. Los puntos que se cuentan como apoyos, para el diagrama de carga, son los correspondientes a los pernos PYLON-ALA estando ellos entre sí, a una distancia de 426 mm. Hay que agregar a esto, que la carga W-Vertical está distribuida en dos cargas iguales  $W_o$ , que se han supuesto iguales. Estas dos cargas  $W_o$ , la reacción frontal  $OW_f$ , la reacción posterior  $OW_p$  y el resto de variables involucrada en este cálculo aparecen en el diagrama de carga de la FIG. 4-8.

Se presentan a continuación, los detalles de la obtención de las expresiones matemáticas de los

Momentos Flectores para la Situación Original de Carga, para las solicitaciones verticales  $W_o$ . Ver FIG.4-8.

#### CALCULO DE LA REACCION $O_{Wp}$

$$\sum M_f = 0$$

$$O_{Wp} * d_o - W_o * (l_o - a_o) + W_o * a_o = 0$$

despejando:

$$O_{Wp} = \frac{W_o * (l_o - 2 * a_o)}{d_o} \quad \dots [ 4-10 ]$$

donde:

$O_{Wp}$  : reacción en el perno pylon-ala posterior debido a las cargas verticales  $W_o$  aplicadas en los extremos del pylon (situac. Original de Carga).

$W_o$  : cargas verticales aplicadas en los extremos del pylon (situac. Original de Carga).

$l_o, a_o, d_o$ : valores geométricos (constantes) cuya localización y magnitud aparecen en la FIG. 4-8.

#### CALCULO DE LA REACCION $O_{Wf}$

$$\sum M_p = 0$$

$$- W_o * b_o + W_o * (l_o - b_o) - O_{Wf} * d_o = 0$$

despejando :

$$OW_f = \frac{W_o * (l_o - 2 * b_o)}{d_o} \quad \dots\dots[ 4-11 ]$$

donde :

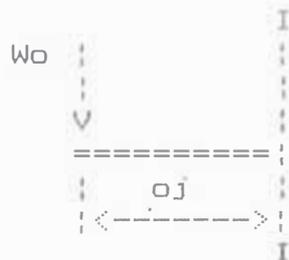
$OW_f$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_o$  aplicadas en los extremos de la viga.

$W_o$  : cargas verticales aplicadas en los extremos del pylon.

$l_o, b_o, d_o$ : valores geométricos (constantes) cuya localización y magnitud aparecen en la FIG.4-8.

#### MOMENTO FLECTOR, Tramo I - I

( $0 \leq o_j \leq d_o = 200 \text{ mm}$ )



$$M_{W_o.j} = - W_o * o_j \quad \dots\dots[ 4-12 ]$$

donde :

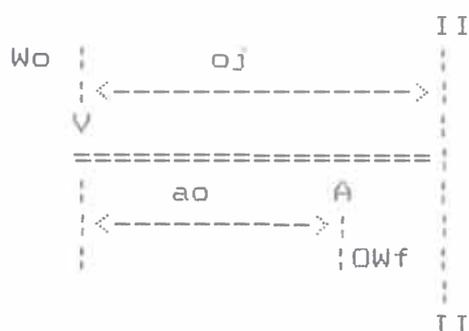
$M_{W_o.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $o_j$  correspondiente a la sección  $T_j$ , debido a las cargas verticales  $W_o$ . Situación Original de Carga.

$W_o$  : cargas verticales aplicadas en los extremos de la viga portante (pylon).

$o_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación Original de Carga.

MOMENTO FLECTOR, Tramo II - II

( $200 \text{ mm} = d_o \leq o_j \leq a_o + d_o = 625 \text{ mm}$ )



$$M_{W_o.j} = - W_o * o_j + O_{wf} * (o_j - a_o) \quad \dots [ 4-13 ]$$

donde:

$M_{W_o.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $o_j$  correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , debido a las cargas verticales  $W_o$ . Situación Original de Carga.

$W_o$  : cargas verticales aplicadas en los extremos del pylon.

$o_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación Original de Carga.

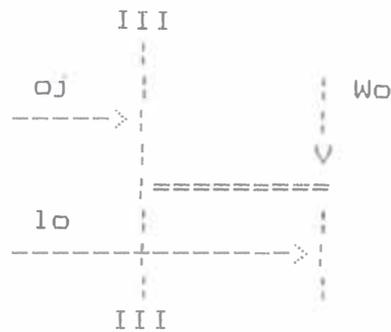
$O_{wf}$  : reacción en el perno pylon-ala

frontal, debido a las cargas verticales  $W_o$ .

$a_o$  : valor geométrico (constante). Ver FIG. 4-8.

MOMENTO FLECTOR, Tramo III = III

(625 mm =  $a_o + d_o \leq o_j \leq l_o = 760$  mm)



$$M_{W_o.j} = - W_o * (l_o - o_j) \quad \dots\dots[ 4-14 ]$$

donde:

$M_{W_o.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $o_j$  correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , debido a las cargas verticales  $W_o$ . Situación Original de Carga

$W_o$  : cargas verticales aplicadas en los extremos de la viga.

$o_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación Original de Carga.

lo : valor geométrica constante (separación entre los puntos de aplicación de las cargas  $W_0$ ). FIG.4-8.

La SITUACION NUEVA DE CARGA es aquella que representa la forma como el pylon es esforzado según el diseño SMG-CES. Esto significa que conservando los lugares de apoyo originales (pernos pylon-ala), tendrá como nuevos puntos de carga los correspondientes a los ganchos del cierre BD3-55M (con una separación de 255 mm). La carga total W-Vertical en este caso también se divide en dos cargas iguales  $W_n$ , que originarán reacciones frontal  $N_{Wf}$  y posterior  $N_{Wp}$ . La FIG. 4-9 muestra el diagrama de carga actual con el resto de variables involucradas.

El procedimiento seguido para determinar las expresiones del Momento Flector para la situación Nueva de Cargo para las cargas verticales  $W_0$ , es el siguiente (FIG.4-9).

CALCULO DE LA REACCION  $N_{Wp}$ .

$$\sum M_f = 0$$

$$N_{Wp} * d_n - W_n * d_n - W_n * (a_n + d_n) = 0$$

despejando:

$$N_{Wp} = \frac{W_n * (d_n + 2 * a_n)}{d_n} \quad \dots [ 4-15 ]$$

donde:

NWp : reacción en el perno pylon-ala posterior debida a las cargas verticales  $W_n$  aplicadas en los ganchos del cierre (situac. Nueva de carga).

$W_n$  : cargas verticales: aplicadas en los ganchos del cierre. (situaci. Nueva de Carga).

$d_n, a_n, l_n$ : dalores geométricos (distancias), cuyas localizaciones y magnitudes aparecen en la FIG.4-9.

#### CALCULO DE LA REACCION NWf

$$\sum M_p = 0$$

$$- NWf * l_n + W_n * (d_n + b_n) + W_n * l_n = 0$$

despejando y simplificando :

$$NWf = \frac{W_n * (d_n + 2 * b_n)}{l_n} \quad \dots [ 4-16 ]$$

donde:

NWf : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_n$  aplicadas en los ganchos del cierre.

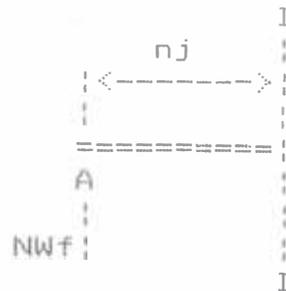
$W_n$  : carga verticales aplicadas en los ganchos del cierre.

$d_n, b_n, l_n$ : valores geométricos constantes. Ver

FIG.4-9.

MOMENTO FLECTOR, Tramo I - I

(0 ≤ nj ≤ an = 80 mm)



$$M_{Wn.j} = N_{Wf} * n_j \quad \dots [ 4-17 ]$$

donde:

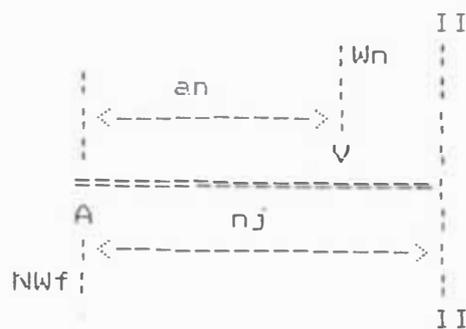
$M_{Wn.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $n_j$  correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , debido a las cargas  $W_n$ . Situac. Nueva de Carga.

$N_{Wf}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_n$  aplicadas en los ganchos del cierre BD3 - 55M.

$n_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación nueva de carga.

MOMENTO FLECTOR, Tramo II - II

(80 mm = an ≤ nj ≤ an + dn = 335mm )



$$M_{Wn.j} = N_{Wf} * n_j - W_n * (n_j - a_n) \quad \dots [ 4-18 ]$$

donde :

$M_{Wn.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $n_j$  correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , debido a las cargas  $W_n$ . Situac. Nueva de Carga.

$N_{Wf}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_n$  aplicadas en los ganchos del cierre BD3-55M.

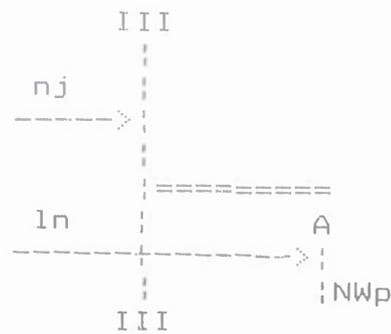
$n_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación nueva de carga.

$W_n$  : cargas verticales aplicadas en los ganchos del cierre.

$a_n$  : valores geométricos constantes. Ver FIG.4-9.

MOMENTO FLECTOR, Tramo III = III

(335mm =  $a_n + d_n \leq n_j \leq l_n = 426$  mm)



$$M_{Wn.j} = N_{Wp} * (l_n - n_j) \quad \dots [ 4-19 ]$$

donde :

$M_{Wn.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $n_j$  correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , debido a las cargas verticales  $W_n$ . Situac. Nueva de Carga.

$N_{Wp}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_n$  aplicadas en los ganchos del cierre BD3 - 55M.

$n_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación nueva de carga.

Estas dos SITUACIONES generan igual número de valores posibles para la carga máxima admisible  $W$ , y si consideramos que el cálculo se efectúa tanto para esfuerzo como para deformación, tendremos entonces, cuatro valores posibles para la CARGA VERTICAL MAXIMA ADMISIBLE  $W$ , de los cuales no se discriminará ninguno, sino que cada uno de ellos será un parámetro

de control (cuatro) para el diseño del nuevo pylon.

Los cuatro parámetros de control, para la carga  $W$  son:

- $fv.ox$ : Cálculo por ESFUERZO para la situación Original de Carga. La TABLA 4-5 muestra los cálculos efectuados para este análisis, encontrándose que la viga alcanza el esfuerzo admisible del material en las secciones T18, T21, T22, ..., T26 y T27, con una carga de  $W_o = 4750$  kg.
- $fv.nx$ : Cálculo por ESFUERZO para la Situación Nueva de Carga.
- $dv.ox$ : Cálculo por DEFORMACION para la Situación Original de Carga.
- $dv.nx$ : Cálculo por DEFORMACION para la Situación Nueva de Carga.

A continuación se presentan los detalles del cálculo de esfuerzos actuantes y deformaciones para ambas situaciones de carga:

ESFUERZO ACTUANTE, SITUACION ORIGINAL, CARGAS  
VERTICALES- $W_o$  ( $fv.ox$ )

Para cada sección transversal  $T_j$

$$fv.ox)_j = M_{W_o.j} / S_{xj} \quad \dots\dots [ 4-20 ]$$

donde:

$f_{v.ox})_j$  : Esfuerzo actuante en la sección transversal  $T_j$  respecto al eje-X, debido a las cargas verticales  $W_o$  durante la situación Original de Carga.

$M_{W_o.j}$  : Momento Flector actuante en la sección transversal  $T_j$  respecto al eje-X. Como se ha señalado anteriormente, la función "Momento Flector" es diferente en cada tramo: I-I, II-II y III-III. Ver expresiones [ 4-12 ], [ 4-13 ] y [ 4-14 ].

$S_{xj}$  : Módulo de Sección respecto al eje-X, de la sección transversal  $T_j$ .

ESFUERZO ACTUANTE, SITUACION NUEVA, CARGAS  
VERTICALES- $W_n$  ( $f_{v.nx}$ )

Para cada sección transversal  $T_j$ :

$$f_{v.nx})_j = M_{W_n.j} / S_{xj} \quad \dots [ 4-21 ]$$

donde:

$f_{v.nx})_j$  : Esfuerzo actuante en la sección transversal  $T_j$  respecto al eje-X, debido a las cargas verticales  $W_n$  durante la Situación Nueva de Carga.

$M_{W_n.j}$  : Momento Flector actuante en la sección

transversal  $T_j$ , respecto al eje-X. La función Momento Flector, en este caso, también toma formas diferentes para cada uno de los tres tramos analizados. Ver [ 4-17 ], [ 4-18 ] y [ 4-19 ].

$S_x$  : Módulo de Sección respecto al eje-X de la sección transversal  $T_j$ .

DEFORMACION, SIT.ORIGIN., CARGAS VERTICALES- $W_0(x)$

La determinación de la función Deformación (Elástica) se efectúa, aplicando el Método de los Parámetros de Origen explicado en el Anexo 2. Como se indica en dicho anexo, se trata de determinar los parámetros de origen constantes  $d_i$  (flecha) y  $\theta_i$  (ángulo de giro), que forman parte de la expresión general:

$$E \cdot I \cdot d_x = E \cdot I \cdot d_i + E \cdot I \cdot \theta_i \cdot \frac{x}{1!} + \sum \left[ \frac{M \cdot (x - a_m)^2}{2!} \right] +$$

$$+ \sum \left[ \frac{P \cdot (x - a_p)^3}{3!} \right] + \sum \left[ \frac{(q \cdot a_q) \cdot (x - a_q)^4}{4!} \right] +$$

$$- \sum \left[ \frac{(q \cdot b_q) \cdot (x - b_q)^4}{4!} \right] + \dots$$

Para la Situación Original de Cargas Verticales  $W_0$ ,

la expresión general de la deformación toma la forma:

$$\begin{aligned}
 E \cdot I_x \cdot [dv.ox]_j &= E \cdot I_x \cdot d_i + E \cdot I_x \cdot [\theta_i] \cdot (o_j) + \\
 &- W_o \cdot \frac{(o_j)^3}{6} + QW_f \cdot \frac{(o_j - a_o)^3}{6} + \\
 &+ QW_p \cdot \frac{(o_j - a_o - d_o)^3}{6} \dots\dots\dots [ 4-22 ]
 \end{aligned}$$

Siendo las constantes  $[d_i]$  y  $[\theta_i]$  las que a continuación se obtendrán.

En el perno pylon-ala (apoyo) frontal, la flecha es nula (no hay deformación), luego, analizando el primer tramo de la viga ( $o_j = a_o$ ):

$$\begin{aligned}
 E \cdot I_x \cdot [dv.ox]_j &= E \cdot I_x \cdot d_i + E \cdot I_x \cdot \theta_i \cdot (a_o) + \\
 &- \frac{(a_o)^3}{6} = 0 \dots\dots\dots (1)
 \end{aligned}$$

En el perno pylon-ala (apoyo) posterior, la flecha también es nula. Haciendo el análisis hasta el tercer tramo inclusive ( $o_j = a_o + d_o = l_o$ ), tenemos que:

$$E \cdot I_x \cdot [dv.ox]_j = E \cdot I_x \cdot d_i + E \cdot I_x \cdot \theta_i \cdot (l_o) - W_o \cdot \frac{(l_o)^3}{6} +$$

$$+ OWf * \frac{(do+bo)^3}{6} + OWp * \frac{(bo)^3}{6} = 0$$

.....(2)

Restando la expresión (2) de la expresión (1) y reduciendo :

$$0 = E * I_{xj} * \theta_i * (do+bo) - W_o * \frac{(l_o^3 - a_o^3)}{6} +$$

$$OWf * \frac{(do + bo)^3}{6} + OWp * \frac{(bo)^3}{6}$$

despejando obtenemos la expresión de la constante  $[\theta_i]$ :

$$[\theta_i] = \frac{[W_o * (l_o^3 - a_o^3) - OWf * (do+bo)^3 - OWp * (bo)^3]}{6 * (E * I_{xj}) * (do+bo)}$$

.....[ 4-23 ]

reemplazando [ 4-23 ] en (1) :

$$E * I_{xj} * d_i + \frac{a_o}{6 * (do+bo)} * (W_o * (l_o^3 - a_o^3) +$$

$$- OWf * (do + bo)^3 - OWp * (bo)^3) = 0$$

despejando obtenemos la expresión de la constante

[di]:

$$[di] = - \frac{a_0}{6 * (d_0 + b_0) * (E * I_{xj})} * [ W_0 * (l_0^3 - a_0^3) +$$

$$- 0W_f * (d_0 + b_0)^3 - 0W_p * (b_0)^3 ]$$

.....[ 4-24 ]

Para las expresiones [ 4-22 ], [ 4-23 ], [ 4-24 ], (1)  
y (2) :

- [dv.ox]j : Deformación (flecha) en la abscisa (oj) correspondiente a la sección transversal Tj, según el eje-X, para la Situación Original de Carga.
- di : constante, flecha en el origen de la viga, según el eje-X.
- Bi : constante, ángulo de giro en el origen de la viga.
- oj : abscisa correspondiente a la sección transversal Tj. Situación Original de Carga.
- E : Módulo de Elasticidad del material.
- I<sub>xj</sub> : Momento de Inercia Total respecto al eje-X de la sección Transversal Tj, que corresponde a la abscisa (oj).
- W<sub>0</sub> : cargas verticales aplicadas en los extremos del pylon (viga) según la

Situación Original de Carga.

- $Q_{wf}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_o$ .  
 $Q_{wp}$  : reacción en el perno pylon-ala posterior debido a las cargas verticales  $W_o$ .  
 $a_o, d_o, b_o, l_o$ : valores geométricos constantes, Ver FIG.4-8.

DEFORMACION, SIT. NUEVA/CARGAS VERTICALES- $W_o$  (dv.nx)

Para la Situación Nueva de Cargas Verticales  $W_n$ , la expresión general de la deformación toma la forma de:

$$\begin{aligned}
 E \cdot I_{xj} \cdot [dv.nx]_j &= E \cdot I_{xj} \cdot [dt] + E \cdot I_{xj} \cdot [\theta t] \cdot (n_j) + \\
 &+ N_{wf} \cdot \frac{(n_j)^3}{6} - W_n \cdot \frac{(n_j - a_n)^3}{6} + \\
 &- W_N \cdot \frac{(n_j - a_n - d_n)^3}{6} \\
 &\dots [4-25]
 \end{aligned}$$

Las constantes  $[dt]$  y  $[\theta t]$  se determinan a continuación. En el perno pylon-ala (apoyo) frontal, la flecha es nula (no hay deformación), luego, analizando el primer tramo del portante ( $n_j = 0$ ):

$$E \cdot I_{xj} \cdot [dv.nx]_j = E \cdot I_{xj} \cdot [dt] + E \cdot I_{xj} \cdot [\theta t] \cdot (0) +$$

$$+ NWf * \frac{(0)^3}{6} = 0$$

luego :

$$dt = 0 \quad \dots\dots [ 4-26 ]$$

En el perno pylon-ala posterior, la flecha también es nula; haciendo el análisis hasta el tercer tramo inclusive ( $n_j = l_n = a_n + d_n + b_n$ ), se tiene que :

$$E * I_{xj} * [dv.nx]_j = E * I_{xj} * [\theta_t] * l_n + NWf * \frac{(l_n)^3}{6} +$$

$$- W_n * \frac{(a_n + d_n + b_n - a_n)^3}{6} +$$

$$- W_n * \frac{(a_n + d_n + b_n - a_n - d_n)^3}{6} = 0$$

simplificando y despejando :

$$\theta_y = \frac{W_n * ((d_n + b_n)^3 + (b_n)^3) - NWf * (l_n)^3}{6 * l_n * (E * I_{xj})}$$

\dots\dots [ 4-27 ]

Para la expresión de la deformación ( $dv.nx$ ): [ 4-25 ]  
y las constantes [ 4-26 ] y [ 4-27 ] :

[  $dv.nx$  ]<sub>j</sub> : Deformación (flecha) en la abscisa ( $n_j$ )  
correspondiente a la sección transversal

- $T_j$ , según el eje  $-X$  para la situación de carga.
- $\delta_t$  : Constante, flecha en el origen de la viga, según el eje  $-X$  para la Situación Nueva de Carga.
- $\theta_t$  : Constante, ángulo de giro en el origen de la viga portante.
- $n_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación Nueva de Carga (FIG.4-9).
- $E$  : Módulo de Elasticidad del material.
- $I_{xj}$  : Momento de Inercia Total respecto al eje  $-X$ , de la sección transversal  $T_j$ , que corresponde a la abscisa  $n_j$ .
- $W_n$  : cargas verticales aplicados en los ganchos del cierre BD3-55M, de acuerdo a la FIG.4-9 (Situación Nueva de Carga).
- $N_{wf}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas verticales  $W_n$ .
- $a_n, d_n, b_n, l_n$ : valores geométricos constantes, Ver FIG.4-9.

#### 4.4.3. CARGA LATERAL P Y SITUACIONES DE CARGA

El análisis de la carga lateral  $P$  es muy similar al de la carga vertical  $W$ . Encontramos también dos situaciones de carga: la situación de Carga ORIGINAL y la NUEVA.

En la Situación ORIGINAL DE CARGA se toman en cuenta los mismos puntos de aplicación que para la carga anterior, es decir, los puntos de sujeción para el adaptador ADF-4. Los apoyos son los mismos pernos pylon-ala. La carga  $P$  se distribuye en dos cargas iguales  $P_o$ . Las reacciones son la frontal  $OP_f$  y la posterior  $OP_p$ . El diagrama de carga se muestra en la FIG. 4-8.

Para las cargas laterales  $P_o$  (Situación de carga), las expresiones de las reacciones y momentos flectores son las siguientes (ver diagrama de carga en la FIG.4-8):

REACCION  $OP_p$

$$OP_p = \frac{P_o * (l_o - 2 * a_o)}{d_o} \quad \dots[ 4-28 ]$$

REACCION  $OP_f$

$$OP_f = \frac{P_o * (d_o - 2 * b_o)}{d_o} \quad \dots[ 4-29 ]$$

MOMENTO FLECTOR, Tramo I - I

( $0 \leq o_j \leq d_o = 200 \text{ mm}$ )

$$MP_{o.j} = - P_o * o_j \quad \dots[ 4-30 ]$$

MOMENTO FLECTOR, Tramo II-II(200 mm =  $d_o \leq o_j \leq a_o + d_o = 625$  mm)

$$M_{Po.j} = - P_o * o_j + OP_f * (o_j - a_o)$$

.....[ 4-31 ]

MOMENTO FLECTOR, Tramo III-III(625 mm =  $a_o + d_o \leq o_j \leq l_o = 760$  mm)

$$M_{Po.j} = - P_o * (l_o - o_j)$$

.....[ 4-32 ]

Para todo este último bloque de fórmulas ([ 4-28 ] a [ 4-32 ]):

- $M_{Po.j}$  : Momento Flector en la abscisa  $o_j$  correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , debido a las cargas laterales  $P_o$ . Situación Original de Carga.
- $P_o$  : Cargas laterales aplicadas en los extremos del pylon o viga portante.
- $OP_p$  : reacción en el perno pylon-ala posterior debido a la aplicación de las cargas laterales  $P_o$ .
- $OP_f$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a la aplicación de las cargas laterales  $P_o$ .

$o_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ . Situación Original de Carga.

$l_o, a_o, b_o, d_o$ : valores geométricos constantes, cuya localización y magnitud aparecen en la FIG.4-8.

En la SITUACION NUEVA DE CARGA se toma en cuenta la sollicitación desde los ganchos del cierre, conservando los puntos de apoyo anterior. En este caso la carga máxima admisible lateral  $P$  se divide en dos  $F_n$ , ocasionando las racciones  $N_{P_f}$  (frontal) y  $N_{P_p}$  (posterior). La FIG. 4-9 muestra el diagrama de carga para esta situación.

Con relación a las cargas laterales  $F_n$  (Situación Nueva de Carga), se presenta a continuación el resumen de fórmulas de las reacciones y momentos flectores. Ver FIG.4-9 para el diagrama de cargas:

REACCION  $N_{P_p}$

$$N_{P_p} = \frac{F_n * (d_n + 2*a_n)}{l_n} \quad \dots\dots[ 4-33 ]$$

REACCION  $N_{P_f}$

$$N_{P_f} = \frac{F_n * (d_n + 2*b_n)}{l_n} \quad \dots\dots[ 4-34 ]$$

MOMENTO FLECTOR, Tramo I-I

(0 ≤ nj ≤ an = 80mm)

$$MPn.j = NPf * nj \quad \dots\dots[ 4-35 ]$$

MOMENTO FLECTOR, Tramo II-II

(80mm = an ≤ nj ≤ an + dn = 335mm)

$$MPn.j = NPf * nj - Pn * (nj - an) \quad \dots\dots[ 4-36 ]$$

MOMENTO FLECTOR, Tramo III-III

(335mm = an + dn ≤ nj ≤ ln = 426mm)

$$MPn.j = NPp * (ln - nj) \quad \dots\dots\dots[ 4-37 ]$$

donde, para las fórmulas [ 4-33 ] hasta [ 4-37 ]:

MPn.j : Momento Flector en la abscisa nj correspondiente a la sección transversal Tj, debido a la aplicación de las cargas laterales Pn. Situación Nueva de Carga.

Pn : cargas laterales aplicadas en los ganchos del cierre BD3-55M. Situación Nueva de Carga.

NPp : reacción en el perno pylon-ala posterior debida a la aplicación de la cargas Pn.

Npf : reacción en el perno pylon-ala

frontal debida a las cargas laterales  $F_n$ .

$n_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , en la Situación Nueva de Carga.

$l_n, a_n, b_n, d_n$  : valores geométricos constantes, cuya localización y magnitud aparecen en la FIG-4-9.

Al igual que con la carga anterior, se obtienen cuatro índices que, independientemente, servirán para el diseño del Pylon SMG-CES respecto de la carga máxima admisible lateral  $P$ :

- $f_{l.oy}$ : Cálculo por ESFUERZO para la Situación Original de Carga.
- $f_{l.ny}$ : Cálculo por ESFUERZO para la Situación Nueva de Carga.
- $d_{l.oy}$ : Cálculo por DEFORMACION para la Situación Original de Carga.
- $d_{l.ny}$ : Cálculo por DEFORMACION para la Situación Nueva de Carga.

Como los desarrollos de las funciones de Esfuerzo y Deformación cuando actúan las cargas laterales  $F_o$  y  $F_n$ , son correspondientemente similares a cuando actúan  $W_o$  y  $W_n$ , se presentarán en seguida solamente las expresiones definitivas.

ESFUERZO ACTUANTE, SITUACION ORIGINAL, CARGAS  
LATERALES-Po (f1.oy)

$$f1.oy)_j = MPo.j / Syj \quad \dots\dots[ 4-38 ]$$

ESFUERZO ACTUANTE, SITUACION NUEVA, CARGAS LATERALES-  
En (f1.ny)

$$f1.ny)_j = MPn.j / Syj \quad \dots\dots[ 4-39 ]$$

DEFORMACION, SITUACION ORIGINAL, CARGAS LATERALES-Po  
(d1.oy)

$$E*Iyj*[d1.oy]_j = E*Iyj*[du] + E*Iyj*[\theta u]*oj +$$

$$- Po * \frac{(oj)^3}{6} + OFf * \frac{(oj - ao)^3}{6} +$$

$$+ OFp * \frac{(oj - ao - do)^3}{6}$$

\dots\dots[ 4-40 ]

siendo las constantes:

$$\theta u = \frac{[Po*(lo^3-ao^3)-OFf*(do-bo)^3-OFp*(bo)^3]}{6 * (E * Iyj) * (do + bo)}$$

\dots\dots[ 4-41 ]

$$du = - \frac{ao}{6 * (do+bo) * (E*Iyj)} * [Po * (lo^3-ao^3) +$$

$$- OFf * (do + bo)^3 - OFp * (bo)^3 ]$$

\dots\dots[ 4-42 ]

DEFORMACION, SITUACION NUEVA, CARGAS LATERALES F<sub>n</sub>( d<sub>l.ny</sub> )

$$E \cdot I_{yj} \cdot [d_{l.ny}]_j = E \cdot I_{yj} \cdot [d_r] + E \cdot I_{yj} \cdot [\theta_r] \cdot n_j +$$

$$+ N P_f \cdot \frac{(n_j)^3}{6} - F_n \cdot \frac{(n_j - a_n)^3}{6} +$$

$$- F_n \cdot \frac{(n_j - a_n - d_n)^3}{6}$$

.....[ 4-43 ]

siendo la constante:

$$d_r = 0$$

$$\theta_r = \frac{F_n \cdot ((d_n + b_n)^3 + (b_n)^3) - N P_f \cdot (l_n)^3}{6 \cdot l_n \cdot (E \cdot I_{yj})}$$

.....[ 4-44 ]

Para las funciones [ 4-30 ] hasta [ 4-44 ] :

f<sub>l.oy</sub> )<sub>j</sub> : Esfuerzo actuante en la sección transversal T<sub>j</sub> respecto al eje-Y, debido a las cargas laterales F<sub>o</sub> durante la Situación Original de Carga.

f<sub>l.ny</sub> )<sub>j</sub> : Esfuerzo actuante en la sección transversal T<sub>j</sub> respecto al eje-Y, debido a las cargas laterales F<sub>n</sub>, durante la Situación Nueva de Carga.

- $M_{Po.j}$  : Momento Flector en la Sección Transversal  $T_j$  respecto al eje-Y. La función Momento Flector es diferente para cada uno los tramos de la FIG.4-8. Ver expresiones [ 4-30 ], [ 4-31 ] y [ 4-32 ].
- $M_{Fn . j}$  : Momento Flector en la sección transversal  $T_j$  respecto al eje-Y. La función Momento Flector toma las formas [ 4-35 ], [ 4-36 ] y [ 4-37 ], según los tramos de la FIG.4-9.
- $S_{yj}$  : Modulo de Sección respecto al eje-Y, de la sección transversal  $T_j$ .
- $[d_{l . oy}]_j$  : Deformación (flecha) en la abscisa (oj) correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , respecto al eje-Y para la Situación Original de Carga.
- $[d_{l.ny}]_j$  : Deformación (flecha) en la abscisa (nj) correspondiente a la sección transversal  $T_j$ , respecto al eje-Y para la Situación Nueva de Carga.
- $du$  : Constante, flecha en el origen del pylon (respecto al eje-Y). Situación Original de Cargas  $F_o$ .
- $dr$  : Constante, flecha en el origen de la viga (respecto al eje-Y. Situación Nueva de Cargas  $F_n$ .
- $\theta_u$  : Constante, ángulo de giro en el origen

- del pylon portante respecto al eje-Y.  
Situación Original de Carga.
- $\theta_r$  : Constante, ángulo de giro en el origen de la viga (respecto al eje-Y).  
Situación Nueva de Carga.
- $o_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal Tj. Situación Original de Carga.
- $n_j$  : abscisa correspondiente a la sección transversal Tj. Situación Nueva de Carga.
- $I_{yj}$  : Momento de Inercia Total respecto al eje-Y, de la sección transversal Tj.
- $F_o$  : cargas laterales aplicadas en los extremos del pylon, según la Situación Original de Carga. FIG.4-8.
- $F_n$  : cargas laterales aplicadas en los ganchos del cierre BP3-55M, según la Situación Nueva de Carga. FIG.4-9.
- $O_{pf}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas laterales  $F_o$ .
- $O_{pp}$  : reacción en el perno pylon-ala posterior debido a las cargas laterales  $F_n$ .
- $N_{pf}$  : reacción en el perno pylon-ala frontal debido a las cargas laterales  $F_n$ .
- $a_o, d_o, b_o, l_o$ : valores geométricos. FIG.4-8
- $a_n, b_n, d_n, l_n$ : valores geométricos. FIG.4-9

#### 4.4.4. CARGA FRONTAL $A$

La situación frontal de carga es única y el diagrama de carga con el resto de variables involucradas puede ser apreciado en la FIG. 4-10. En él aparecen la Carga  $A$ -Frontal, la reacción  $R_a$  y el momento de empotramiento  $M_a$ . Como se dijo anteriormente, esta carga  $A$  no es de origen único, debido a la resistencia del aire en este caso, sino que se agregan a ésta las componentes de otras cargas.

El análisis de la carga frontal  $A$  es más sencillo y se efectúa según la siguiente secuencia:

#### CALCULO DE LA REACCION $R_a$

$\sum$  fuerzas en el eje  $Z = 0$

$$R_a - A \quad \dots\dots [ 4-45 ]$$

donde :

$R_a$  : reacción en el perno por la aplicación de la carga frontal  $A$ .

$A$  : carga frontal aplicada en la base del pylon (distancia máxima al perno).

#### CALCULO DEL MOMENTO DE EMPOTRAMIENTO $M_a$

$\sum$  Momentos en el perno = 0

$$M_a - A * h_a \quad \dots\dots [ 4-46 ]$$

donde :

$M_a$  : Momento de Empotramiento originado por la aplicación de la carga frontal  $A$ .

$h_a$  : constante geométrica. FIG.4-10.

$A$  : carga frontal.

#### MOMENTO FLECTOR, $M_z$

$$M_{zk} = - M_o + R_a * y_{a.k}$$

$$M_{zk} = - A * (y_{a.k} - h_a) \quad \dots\dots[ 4-47 ]$$

donde :

$M_{zk}$  : Momento Flector en la sección  $L_k$  correspondiente a la ordenada  $(y_{a.k})$ .

$A$  : carga frontal aplicada en la base de la viga (extremo, respecto del empotramiento)

$y_{a.k}$  : ordenada correspondiente a la sección longitudinal  $L_k$  (distancia de la  $L_k$  al perno).

$h_a$  : constante geométrica. Ver FIG.4-10

Respecto de esta carga  $A$  sólo tenemos dos parámetros de control:

- $f_a$ : Cálculo por ESFUERZO.
- $d_a$ : Cálculo por DEFORMACION.

La determinación de estos parámetros se realiza de la siguiente manera:

ESFUERZO ACTUANTE (fa)

$$f_{ak} = M_{zk} / S_{zk} \quad \dots\dots[ 4-48 ]$$

donde :

$f_{ak}$  : Esfuerzo Actuante en la ordenada ( $y_{a.k}$ ) correspondiente a la sección longitudinal  $L_k$ .

$M_{zk}$  : Momento Flector en la sección  $L_k$ , ordenada ( $y_{a.k}$ ).

$S_{zk}$  : Módulo de Sección de la sección longitudinal  $L_k$ .

DEFORMACION (da)

$$d_{a.k} = \frac{A * (y_{a.k})^2 * (3 * h_{a.k} - y_{a.k})}{6 * E * I_{zk}} \quad \dots\dots[ 4-49 ]$$

donde :

$d_{a.k}$  : Deformación en la ordenada ( $y_{a.k}$ ) correspondiente a la sección longitudinal  $L_k$ .

$A$  : carga frontal aplicada en la base del pylon.

$y_{a.k}$  : ordenada correspondiente a la sección longitudinal  $L_k$  (tomada de arriba hacia abajo).

$E$  : Modulo de Elasticidad del Material.

Izk : Momento de Inercia de la sección longitudinal Lk.

ha : constante geométrica. FIG.4-10.

#### 4.4.5. CALCULO DE CARGAS Y ANALISIS DE RESULTADOS

Como se había manifestado anteriormente, se ha estudiado cada caso teniendo en cuenta el "esfuerzo" y la "deformación".

Respecto al esfuerzo, diremos que en cada situación se ha ido cargando la viga y observando el comportamiento de cada sección; esta carga ha sido aumentada hasta que el esfuerzo soportado por alguna sección alcanza el valor del ESFUERZO MAXIMO ADMISIBLE DEL MATERIAL (Fb). Este último, resulta de dividir el Esfuerzo de Fluencia del Material (Fy) entre un factor que hemos llamado "de Seguridad" (FS) y que se ha asumido en 1.5.

Entonces, el Esfuerzo Admisible del Material (aleación AZ-91C-T6) es:

$$\begin{aligned} F_b &= F_y / F_S \\ &= 13.3 / 1.5 \\ F_b &= 8.87 \text{ Kg/mm}^2 \end{aligned}$$

En lo relativo a la deformación se ha creído conveniente limitarla a 1/400 de la longitud del

tramo en estudio (DEFORMACION ADMISIBLE), considerando el Módulo de Elasticidad  $E$  cuya magnitud se presentó en el subtítulo (4.2.) de este capítulo.

Fuede leerse la TABLA 4.6 en donde se presenta un resumen alternativo al estudio particular de los gráficos de las FIG.4-11, 4-12, ..., 4-19 y 4-20.

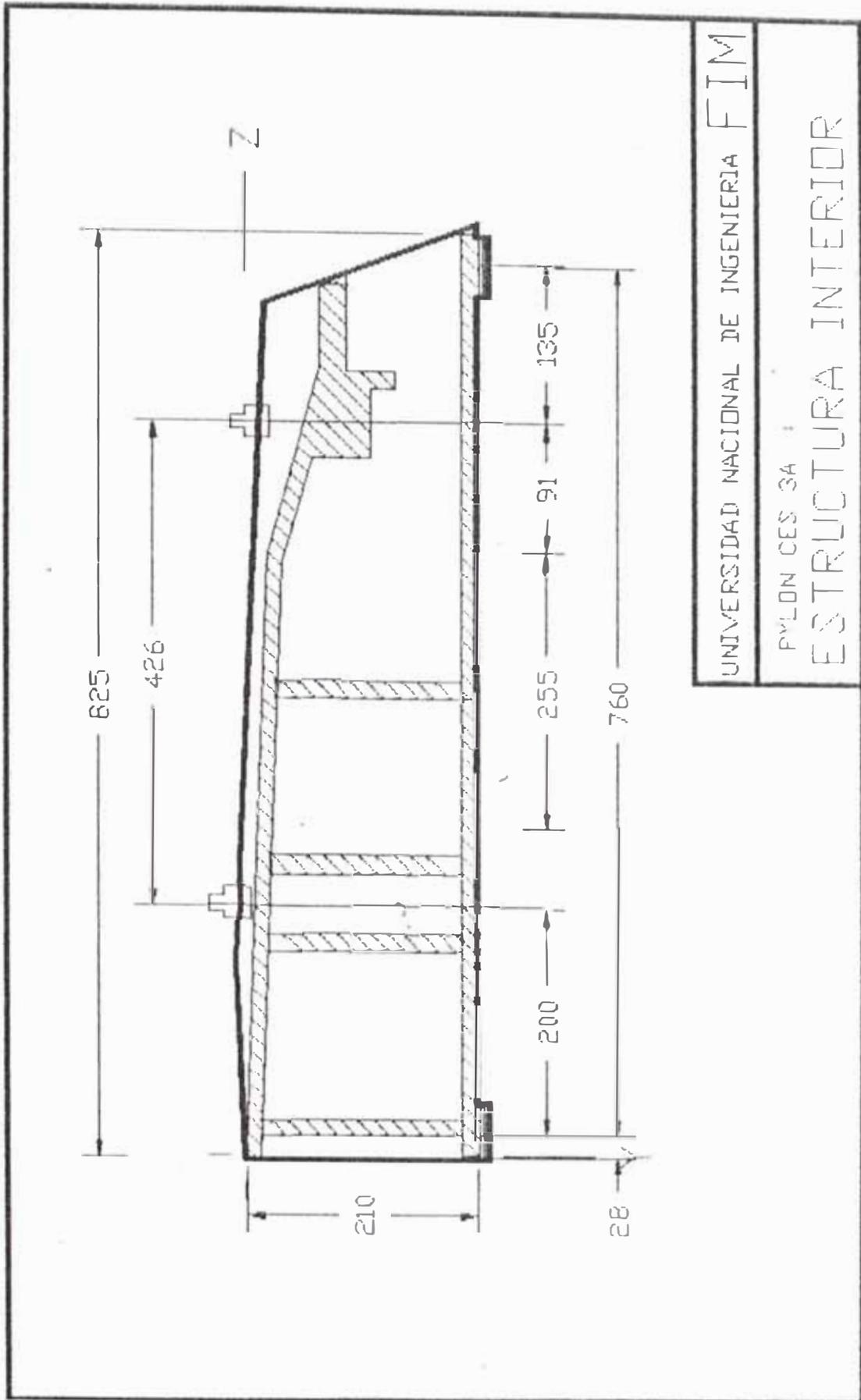


FIG 4-1

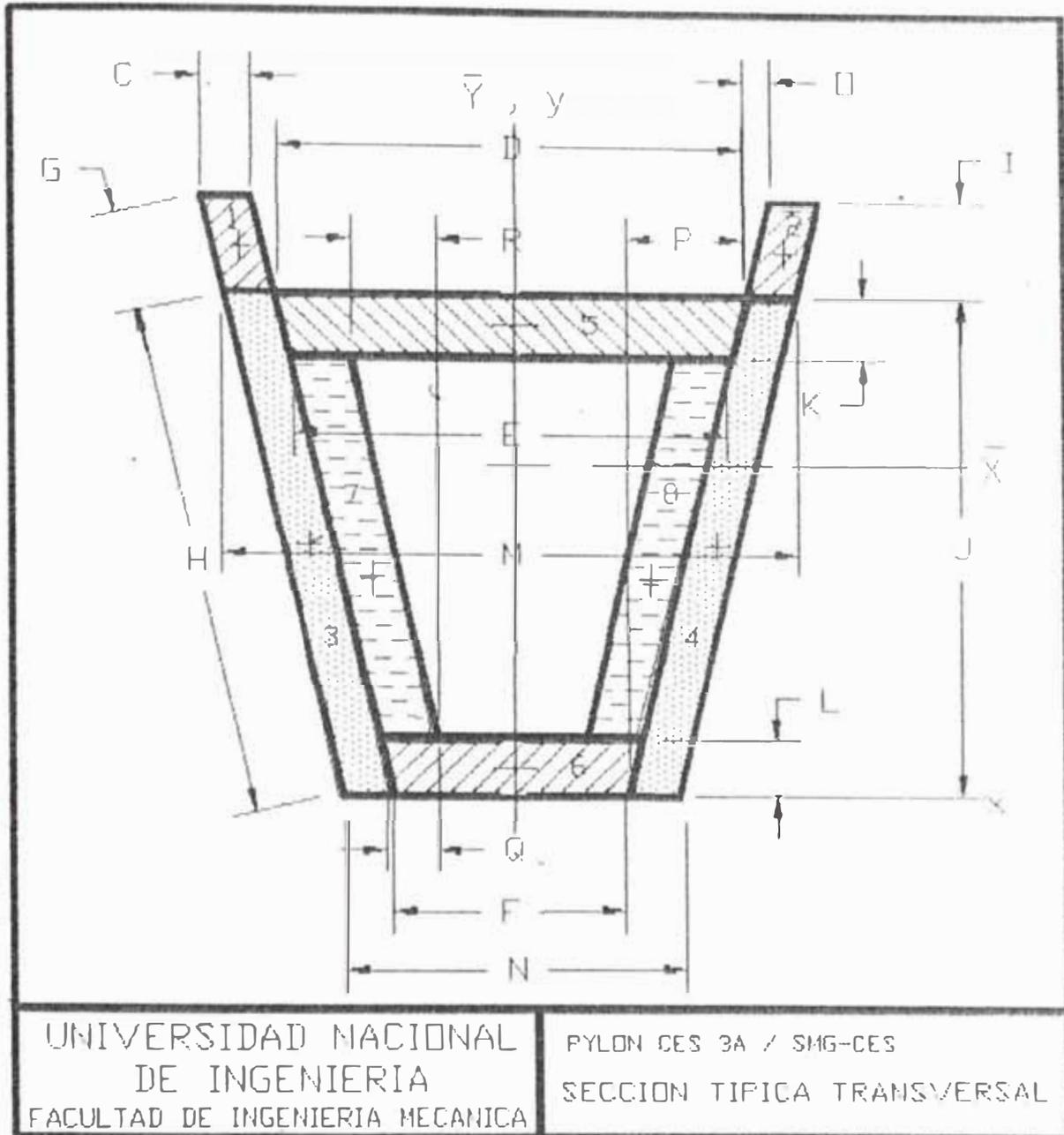


FIG. 4-2

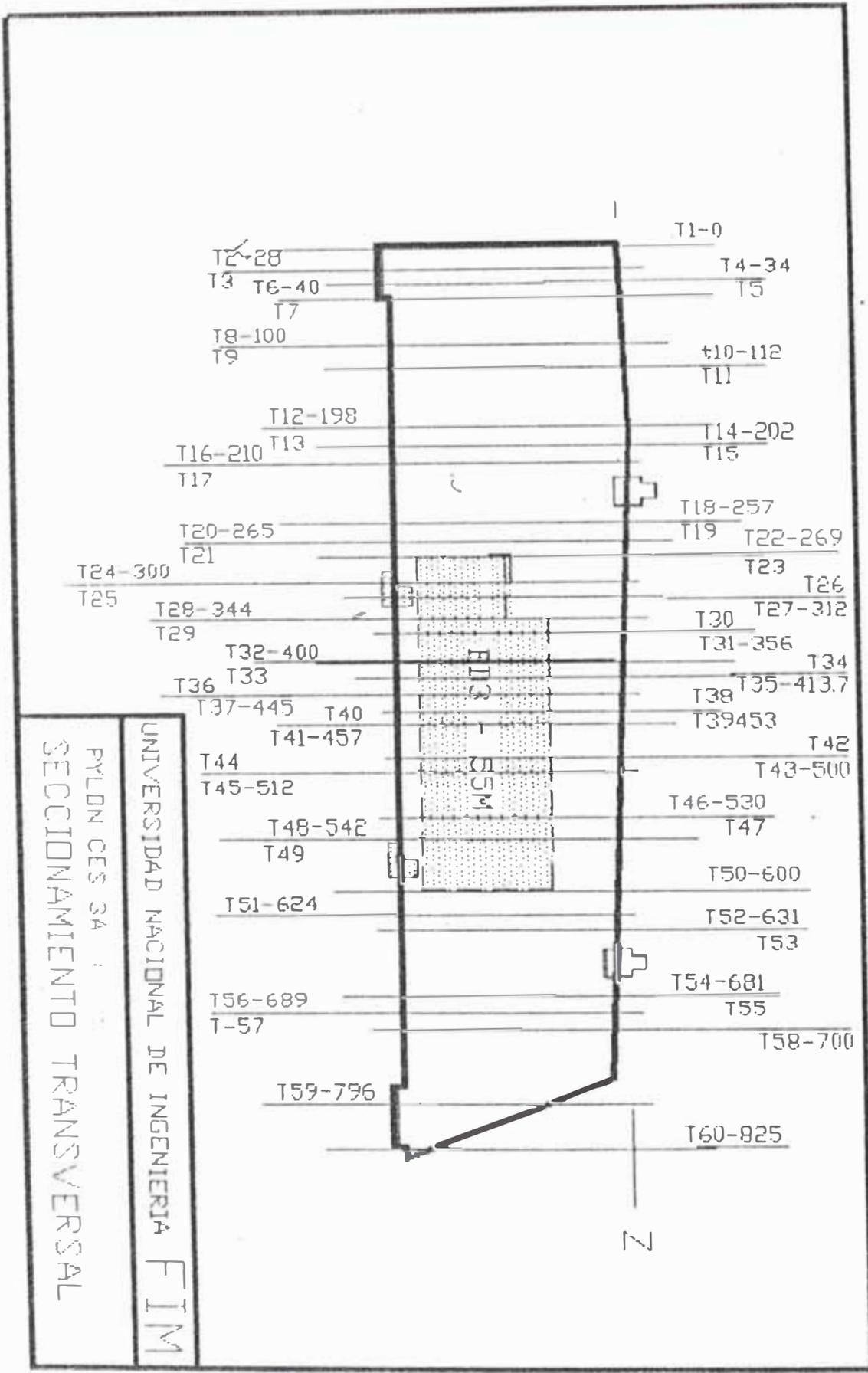
TABLA 4-1  
 GEOMETRIA DEL PYLON CES 3A  
 SECCIONES TRANSVERSALES

SEC- CION	ABS- CISA	D A T O S								PARAMETROS CALCULADOS							
		C	M	N	G	H	K	L	G	D	F	J	I	O	E	P	R
		(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)
T1	0	7.5	54	51	0	200	7	20	0	39	36	200	0	0	39	2	1
T2	28	7.5	62	56	1	200	7	20	0	47	41	200	1	0	47	3	3
T3	28	7.5	62	56	1	200	36	20	12	47	41	200	1	0	46	3	2
T4	34	7.5	64	58	2	200	36	20	12	49	43	200	2	0	48	3	2
T5	34	7.5	64	58	2	200	7	7	0	49	43	200	2	0	49	3	3
T6	40	7.5	65	59	2	200	7	7	0	50	44	200	2	0	50	3	3
T7	40	7.5	65	59	2	200	7	7	0	50	44	200	2	0	50	3	3
T8	100	7.5	76	62	3	192	7	7	0	61	47	192	3	0	60	7	6
T9	100	7.5	76	62	3	192	7	7	0	61	47	192	3	0	60	7	6
T10	112	7.5	78	62	3	192	7	7	0	63	47	192	3	0	62	8	7
T11	112	7.5	78	62	3	192	7	7	0	63	47	192	3	0	62	8	7
T12	198	7.5	91	63	4	188	7	7	0	76	48	187	4	0	75	14	13
T13	198	7.5	91	63	4	188	7	7	0	76	48	187	4	0	75	14	13
T14	202	7.5	92	63	4	188	7	7	0	77	48	187	4	0	76	15	13
T15	202	7.5	92	63	4	188	53	39	12	77	48	187	4	0	69	15	7
T16	210	7.5	93	63	5	187	53	39	12	78	48	186	5	0	69	15	8
T17	210	7.5	93	63	5	187	7	7	0	78	48	186	5	0	77	15	14
T18	257	7.5	97	63	6	185	7	7	0	82	48	184	6	1	81	17	16
T19	257	7.5	97	63	6	185	53	39	12	82	48	184	6	1	72	17	9
T20	265	7.5	98	63	7	185	53	39	12	83	48	184	7	1	73	18	9
T21	265	7.5	98	63	7	185	7	7	0	83	48	184	7	1	82	18	16
T22	269	7.5	99	63	7	185	7	7	0	84	48	184	7	1	83	18	17
T23	269	7.5	99	63	7	185	7	7	0	84	48	184	7	1	83	18	17
T24	300	7.5	102	63	8	184	7	7	0	87	48	183	8	1	86	20	18
T25	300	7.5	102	63	8	184	7	7	0	87	48	183	8	1	86	20	18
T26	312	7.5	103	63	8	183	7	7	0	88	48	182	8	1	86	20	18
T27	312	7.5	103	63	8	183	7	7	0	88	48	182	8	1	86	20	18
T28	344	7.5	105	63	8	182	7	7	0	90	48	181	8	1	88	21	19
T29	344	7.5	105	63	8	182	7	7	0	90	48	181	8	1	88	21	19
T30	356	7.5	106	63	8	182	7	7	0	91	48	181	8	1	89	22	20

TABLA 4-1 (Cont.)  
 GEOMETRIA DEL PYLON CES 3A  
 SECCIONES TRANSVERSALES

SEC- CION	ABS- CISA	D A T O S								PARAMETROS CALCULADOS							
		C (mm)	M (mm)	N (mm)	G (mm)	H (mm)	K (mm)	L (mm)	Q (mm)	D (mm)	F (mm)	J (mm)	I (mm)	O (mm)	E (mm)	P (mm)	R (mm)
T31	356	7.5	106	63	8	182	7	7	0	91	48	181	8	1	89	22	20
T32	400	7.5	109	63	9	181	7	7	0	94	48	180	9	1	92	23	21
T33	400	7.5	109	63	9	181	7	7	0	94	48	180	9	1	92	23	21
T34	413.7	7.5	110	63	10	181	7	7	0	95	48	179	10	1	93	24	22
T35	413.7	7.5	110	63	10	181	7	7	0	95	48	179	10	1	93	24	22
T36	445	7.5	112	63	11	180	7	7	0	97	48	178	11	1	95	25	23
T37	445	7.5	112	63	11	180	53	47	12	97	48	178	11	1	82	25	11
T38	453	7.5	113	63	12	180	53	47	12	98	48	178	12	2	83	25	11
T39	453	7.5	113	63	12	180	7	7	0	98	48	178	12	2	96	25	23
T40	457	7.5	113	63	12	180	7	7	0	98	48	178	12	2	96	25	23
T41	457	7.5	113	63	12	180	7	7	0	98	48	178	12	2	96	25	23
T42	500	7.5	114	63	13	178	7	7	0	99	48	176	13	2	97	26	23
T43	500	7.5	114	63	13	178	7	7	0	99	48	176	13	2	97	26	23
T44	512	7.5	114	63	13	178	7	7	0	99	48	176	13	2	97	26	23
T45	512	7.5	114	63	13	178	7	7	0	99	48	176	13	2	97	26	23
T46	530	7.5	115	63	14	178	7	7	0	100	48	176	14	2	98	26	24
T47	530	7.5	115	63	14	178	7	7	0	100	48	176	14	2	98	26	24
T48	542	7.5	115	63	14	178	7	7	0	100	48	176	14	2	98	26	24
T49	542	7.5	115	63	14	178	8	7	0	100	48	176	14	2	98	26	24
T50	600	7.5	109	63	34	157	8	7	0	94	48	155	34	5	92	23	21
T51	624	14.0	107	63	36	149	8	7	0	79	35	147	36	5	77	22	20
T52	631	14.0	106	63	39	146	8	7	0	78	35	144	39	6	76	22	19
T53	631	14.0	106	63	39	146	50	10	0	78	35	144	39	6	63	22	13
T54	681	14.0	105	63	52	129	53	10	0	77	35	127	51	8	60	21	11
T55	681	14.0	105	63	52	129	60	10	0	77	35	127	51	8	57	21	9
T56	689	14.0	103	63	53	125	57	10	0	75	35	123	52	8	57	20	9
T57	689	14.0	103	63	53	125	17	10	0	75	35	123	52	8	69	20	16
T58	700	14.0	101	63	58	122	12	10	0	73	35	121	57	9	69	19	16
T59	796	14.0	96	63	54	104	12	20	0	68	35	103	53	9	64	16	11
T60	825	14.0	96	63	54	20	1	20	0	0	35	10	26	0	0	18	-20

FIG. 4-3



UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM  
 PYLON CES 34  
 SECCIONAMIENTO TRANSVERSAL

TABLA 4-2  
PROPIEDADES DEL PYLON CES 3A  
SECCIONES TRANSVERSALES

SEC- CION	i+j+ ;Fibr mas Alej;		MOMENTOS DE INERCIA		MODULOS SECCION		RADIO GIRO			
	cgX (mm)	-cgX (mm)	cgX (mm)	cgY (mm)	Ix (mm <sup>4</sup> )	Iy (mm <sup>4</sup> )	Sx (mm <sup>3</sup> )	Sy (mm <sup>3</sup> )	rx (mm)	ry (mm)
T1	166	35	166	27	31250165	1594533	188816	59055	88	20
T2	162	39	162	31	33689570	2114936	207598	68191	90	23
T3	138	63	138	31	51549852	3237243	374588	104377	76	19
T4	138	64	138	32	52404499	3565177	381089	111307	76	20
T5	184	18	184	32	20630721	2270510	112393	70887	75	25
T6	183	19	183	33	20858475	2357730	113831	72479	75	25
T7	183	19	183	33	20858475	2357730	113831	72479	75	25
T8	175	20	175	38	19416971	2950725	111187	77428	73	28
T9	175	20	175	38	19416971	2950725	111187	77428	73	28
T10	175	20	175	39	19409589	3059202	111137	78190	73	29
T11	175	20	175	39	19409589	3059202	111137	78190	73	29
T12	170	21	170	46	18536371	3832643	108736	83686	70	32
T13	170	21	170	46	18536371	3832643	108736	83686	70	32
T14	170	21	170	46	18528183	3896746	108696	84148	70	32
T15	128	63	128	46	50469540	6566478	393639	141799	68	25
T16	128	64	128	47	49769107	6688837	389751	142616	68	25
T17	170	22	170	47	18278538	3970335	107807	84653	70	33
T18	168	23	168	49	17758944	4228318	105958	86202	69	34
T19	127	63	127	49	48348513	7181680	381413	146411	66	26
T20	127	64	127	50	48420812	7351654	381427	148033	66	26
T21	168	23	168	50	17756712	4328648	105901	87162	69	34
T22	168	23	168	50	17746217	4398925	105853	87661	68	34
T23	168	23	168	50	17746217	4398925	105853	87661	68	34
T24	167	24	167	52	17479650	4626850	104869	89239	68	35
T25	167	24	167	52	17479650	4626850	104869	89239	68	35
T26	166	24	166	52	17228373	4678365	103992	89326	67	35
T27	166	24	166	52	17228373	4678365	103992	89326	67	35
T28	165	24	165	53	16966490	4804457	103063	89932	67	36
T29	165	24	165	53	16966490	4804457	103063	89932	67	36
T30	165	24	165	54	16953775	4879676	103007	90456	67	36

TABLA 4-2 (Cont.)  
 PROPIEDADES DEL PYLON CES 3A  
 SECCIONES TRANSVERSALES

SEC- CION	i+j+ ; Fibr mas Alej ;		MOMENTOS DE INERCIA ;		MODULOS SECCION ;		RADIO GIRO ;			
	cgX (mm)	-cgX (mm)	cgX (mm)	cgY (mm)	Ix (mm <sup>4</sup> )	Iy (mm <sup>4</sup> )	Sx (mm <sup>3</sup> )	Sy (mm <sup>3</sup> )	rx (mm)	ry (mm)
T31	165	24	165	54	16953775	4879676	103007	90456	67	36
T32	164	25	164	56	16687376	5125721	102009	92117	66	37
T33	164	25	164	56	16687376	5125721	102009	92117	66	37
T34	164	26	164	56	16682888	5245406	101945	93172	66	37
T35	164	26	164	56	16682888	5245406	101945	93172	66	37
T36	163	27	163	57	16430933	5424348	101004	94341	65	38
T37	123	66	123	57	46014736	9309374	372895	161910	63	28
T38	124	67	124	58	46067282	9521197	372875	163688	63	28
T39	163	27	163	58	16426752	5550501	100943	95424	65	38
T40	163	27	163	58	16426752	5550501	100943	95424	65	38
T41	163	27	163	58	16426752	5550501	100943	95424	65	38
T42	161	28	161	59	15962895	5627736	99256	95608	64	38
T43	161	28	161	59	15962895	5627736	99256	95608	64	38
T44	161	28	161	59	15962895	5627736	99256	95608	64	38
T45	161	28	161	59	15962895	5627736	99256	95608	64	38
T46	161	29	161	60	15959460	5758619	99198	96710	64	39
T47	161	29	161	60	15959460	5758619	99198	96710	64	39
T48	161	29	161	60	15959460	5758619	99198	96710	64	39
T49	161	29	161	60	15963753	5836538	99108	98019	63	38
T50	144	45	144	59	12099497	5690567	84210	95671	56	38
T51	144	39	144	59	12903381	8184124	89587	139149	46	37
T52	142	41	142	59	12393568	8156862	87456	138856	46	37
T53	132	51	132	59	14998448	9338041	113755	158964	41	32
T54	116	62	116	61	12569569	9579439	108002	157130	37	33
T55	114	64	114	61	13026108	9695408	113867	159032	37	32
T56	112	64	112	60	12171765	9185855	108917	153149	37	32
T57	121	54	121	60	10685393	8343319	88073	139102	41	36
T58	121	57	121	60	10540164	8164725	87409	137147	41	36
T59	98	58	98	57	9838192	6603197	100802	116732	41	34
T60	15	20	20	14	120443	382718	5906	27337	8	15

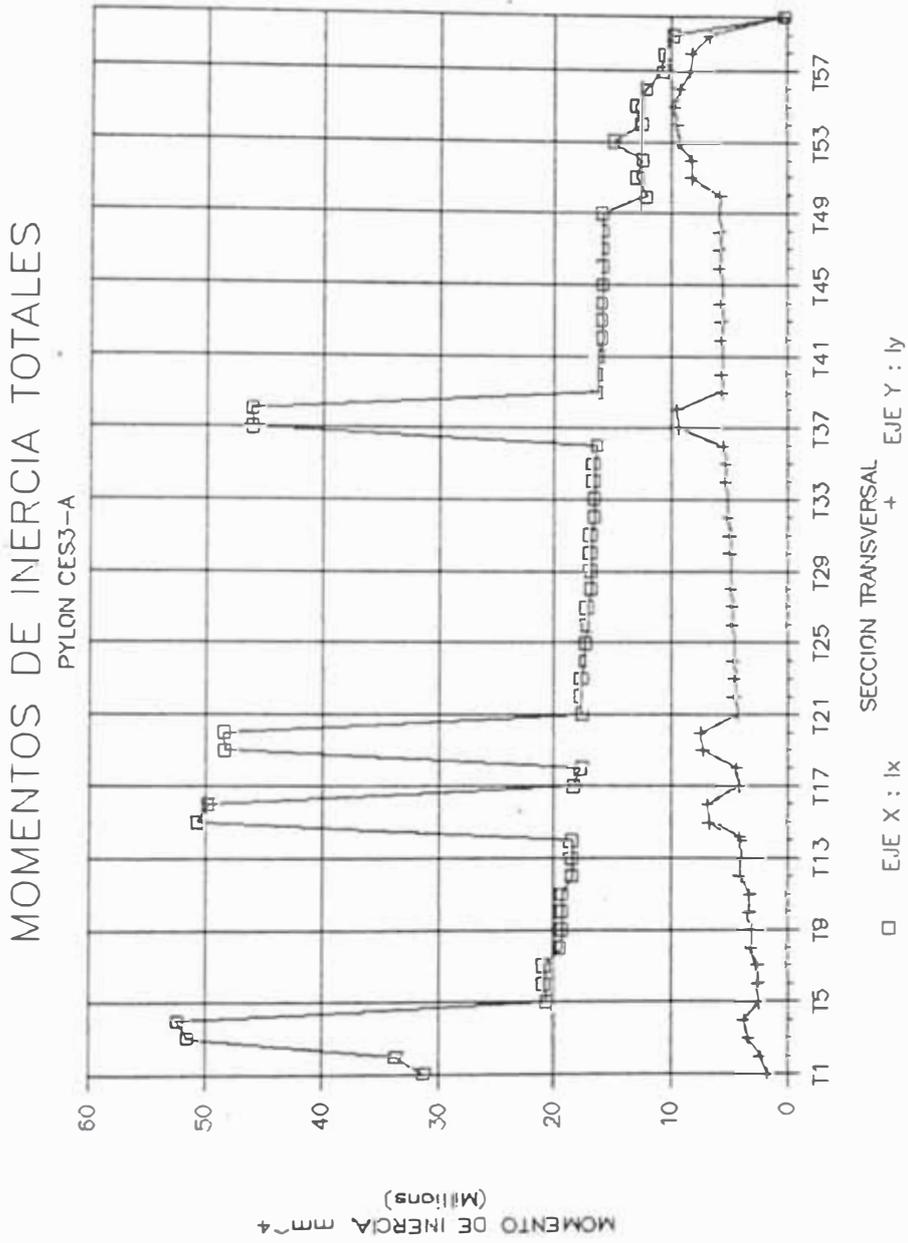
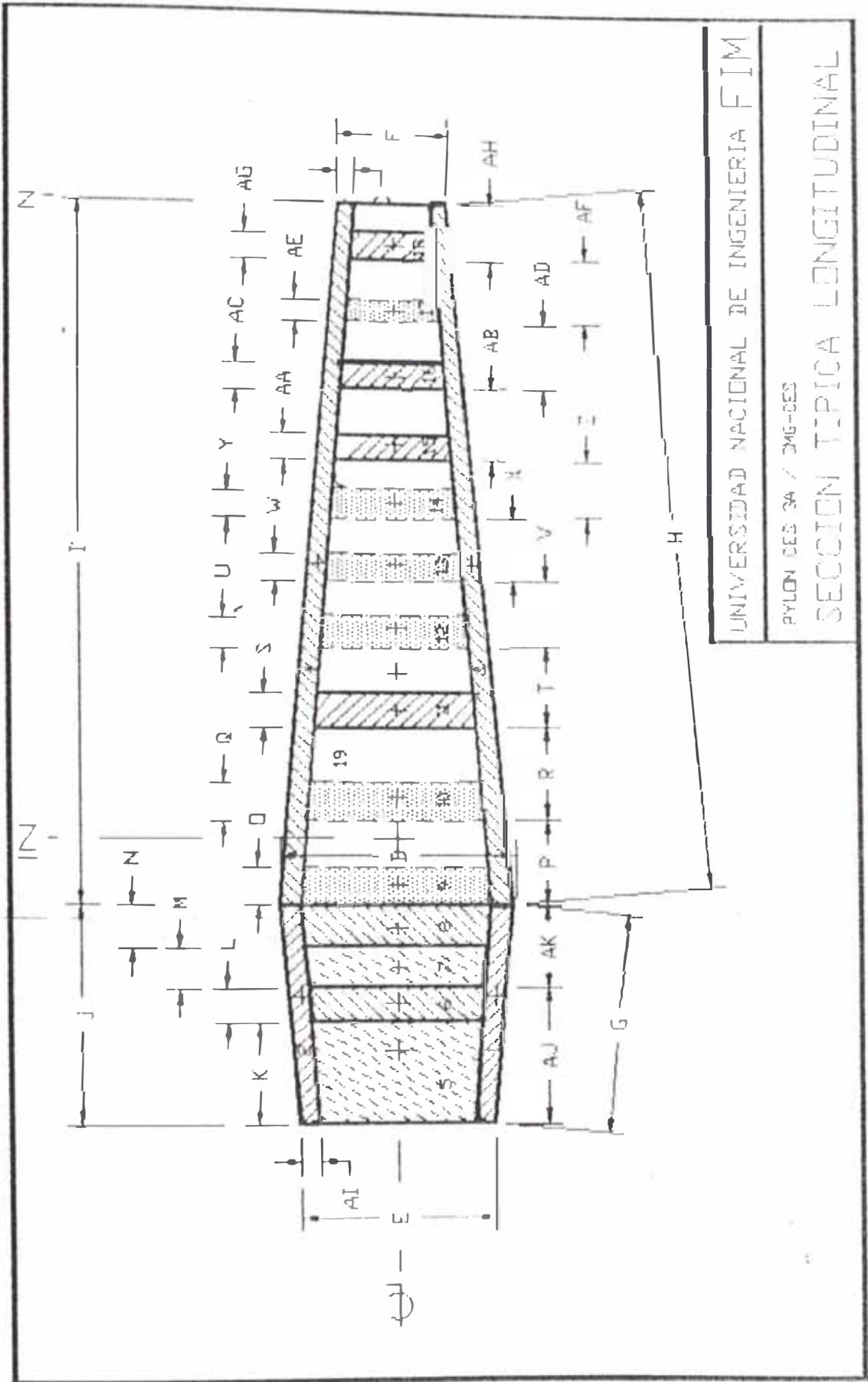
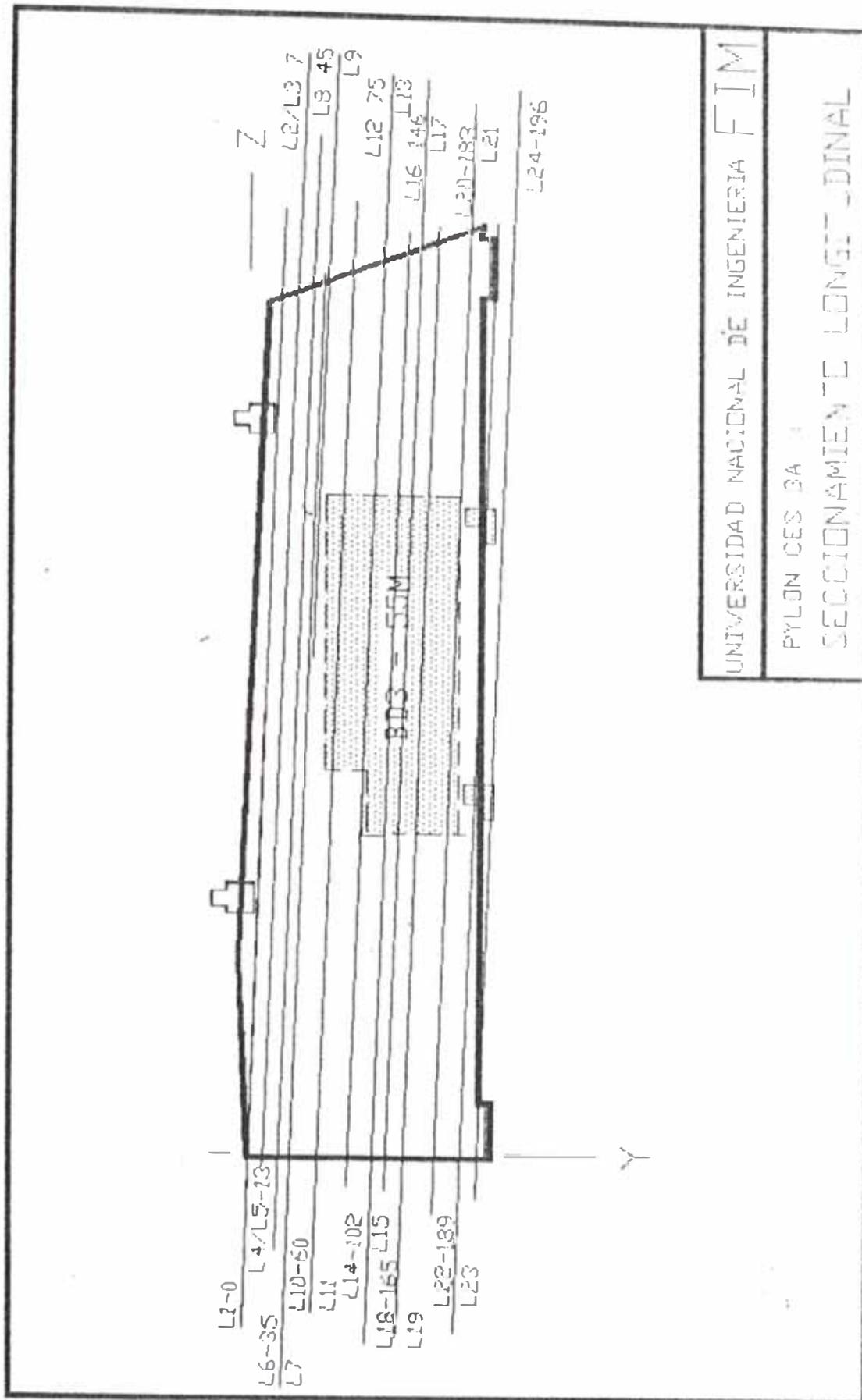


FIG. 4--4



UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM  
PYLON DES 34 / DMG-DES  
SECCION TIPICA LONGITUDINAL

FIG. 4-5



UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM  
 PYLON CES 3A  
 SECCIONAMIENTO LONGITUDINAL

FIG. 4-5

# MOMENTOS DE INERCIA TOTALES

PYLON CES 3A

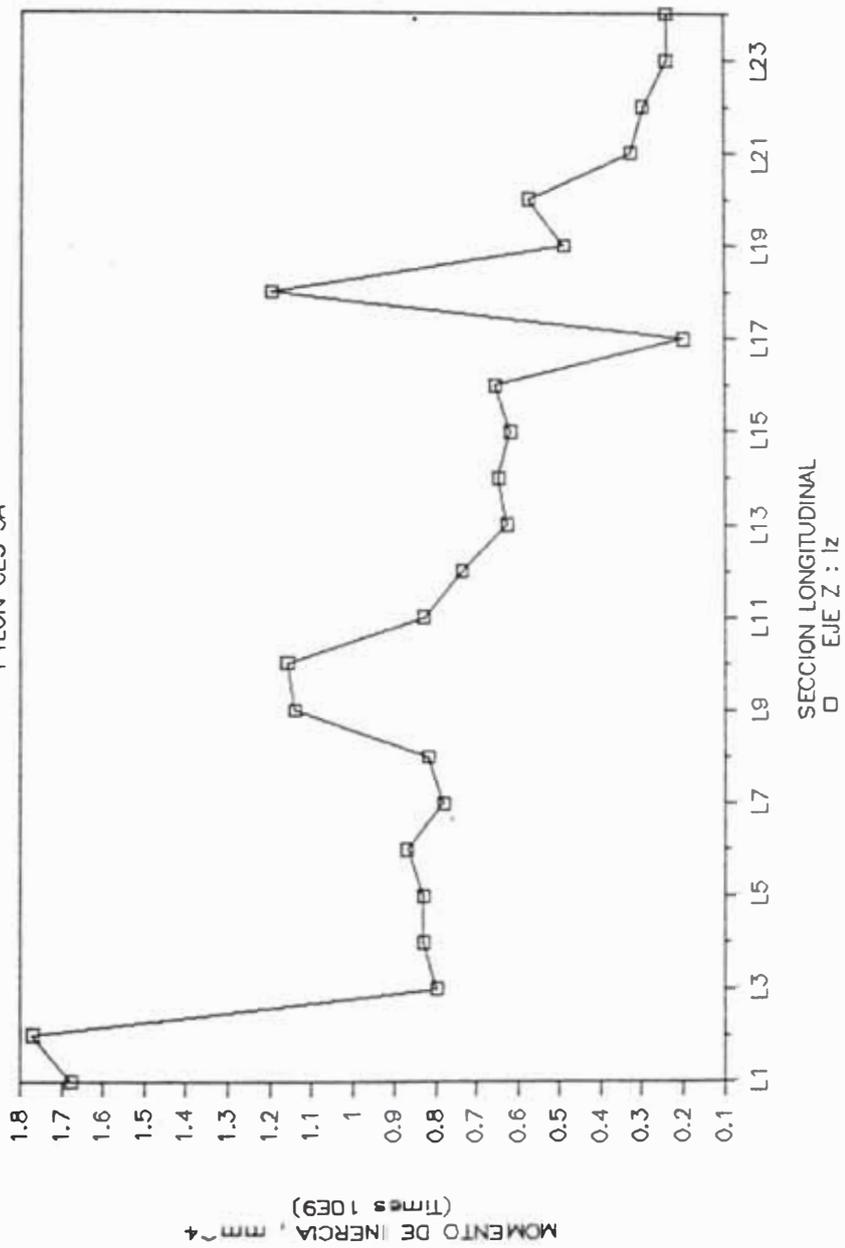
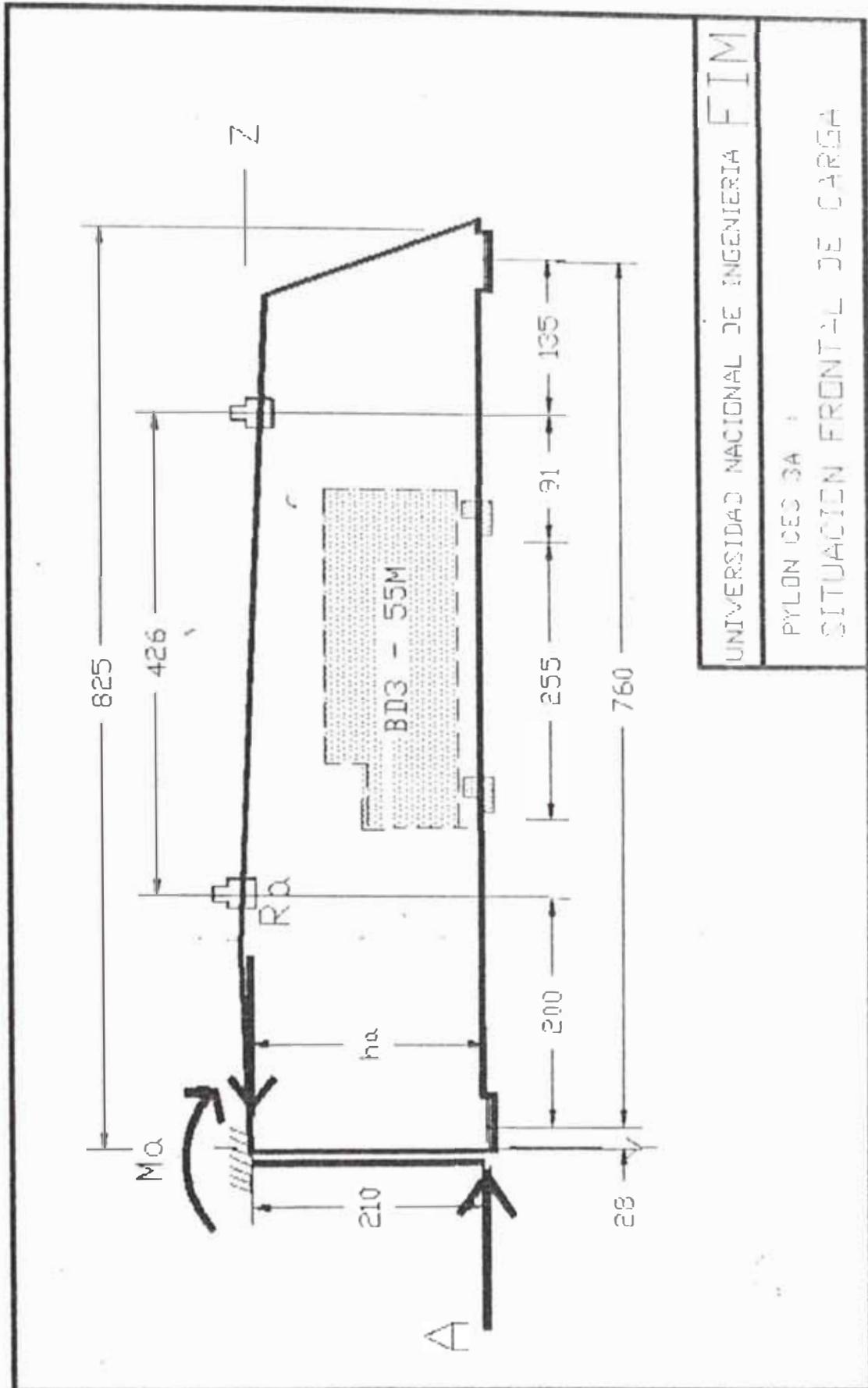


FIG. 4-7







UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM

PYLON CES 3A

SITUACION FRONTAL DE CARGA

FIG. 4-10

# CES 3A : ESF. ACTUANTE VERTICAL (fv.ox)

CARGA MAXIMA ADMISIBLE : 4750 Kg

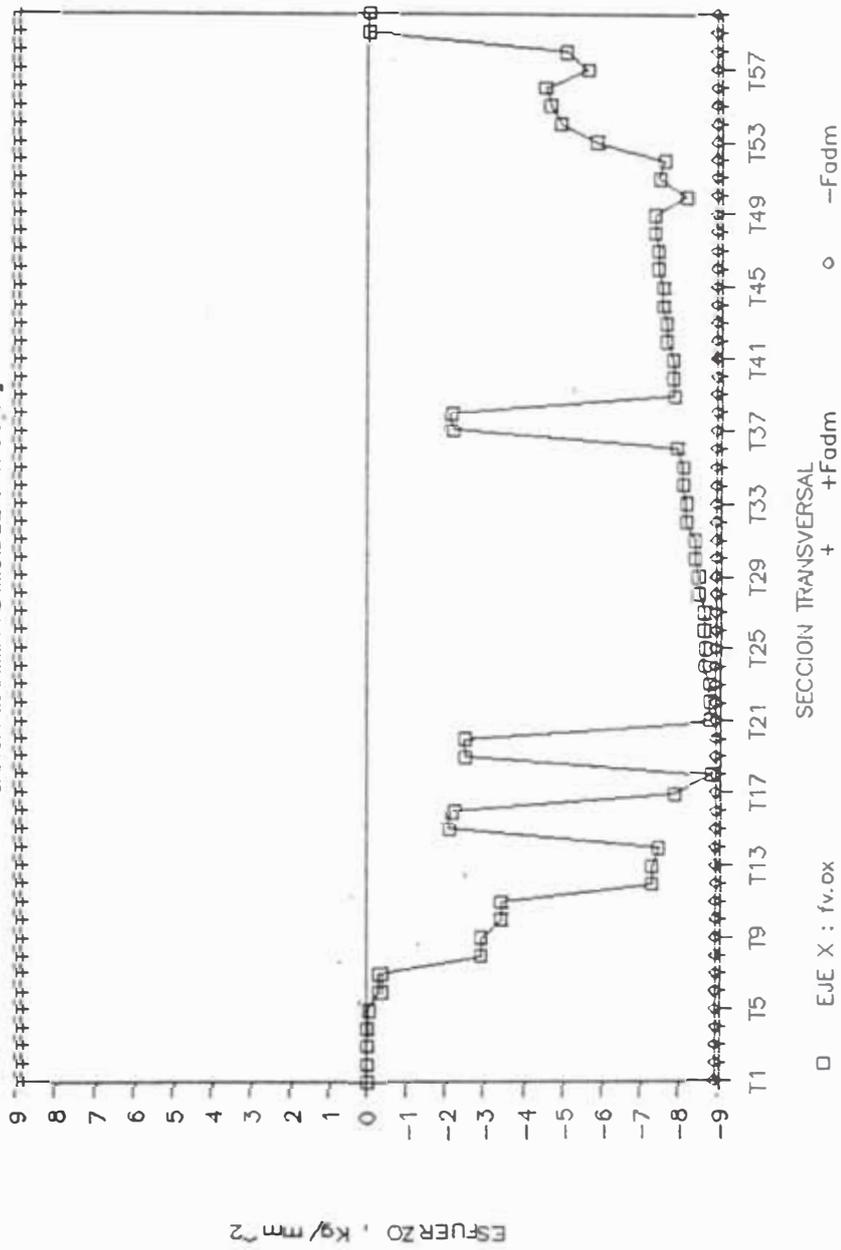


FIG. 4-11

### CES 3A : ESF. ACTUANTE VERTICAL (fv.nx)

CARGA MAXIMA ADMISIBLE : 9850 Kg

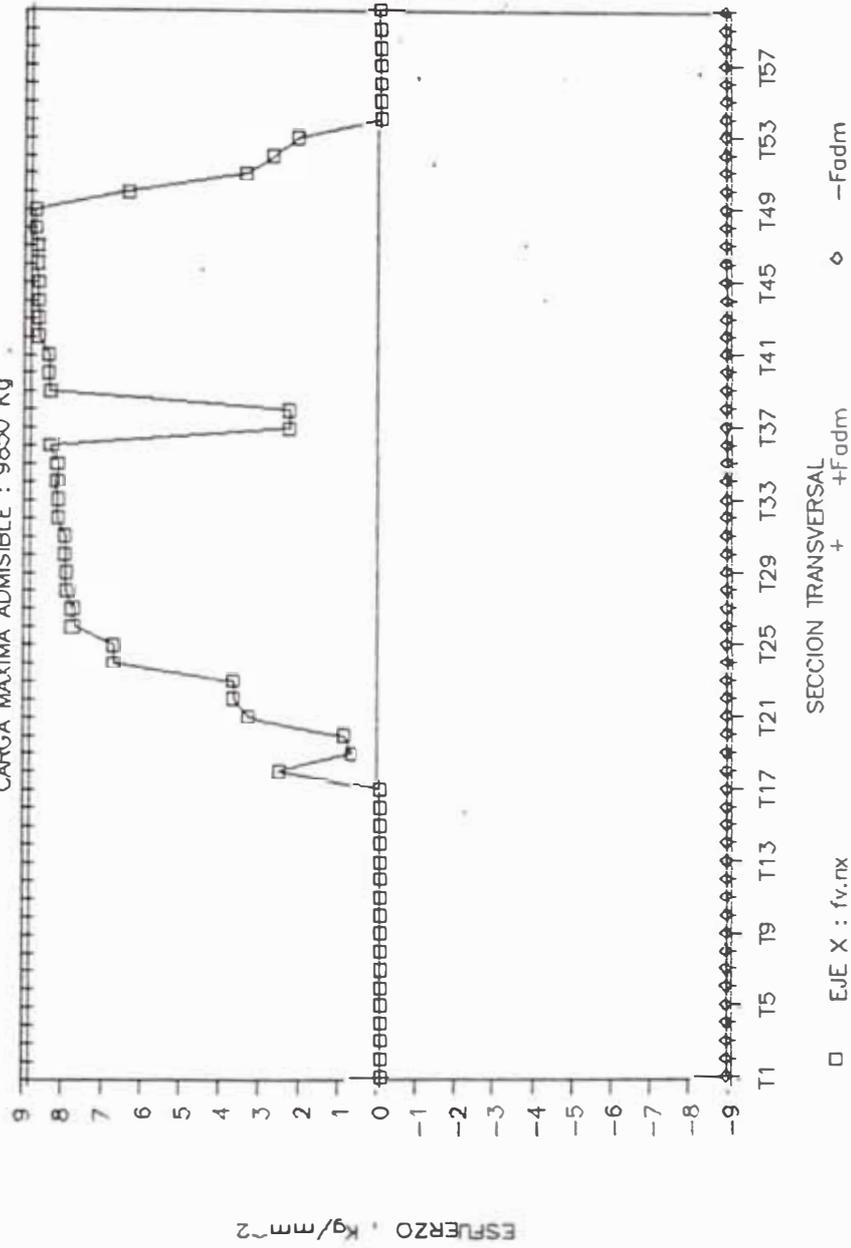


FIG. 4-12

# CES 3A : DEFORMACION VERTICAL (dv.ox)

CARGA MAXIMA ADMISIBLE(L/400): 12950 Kg

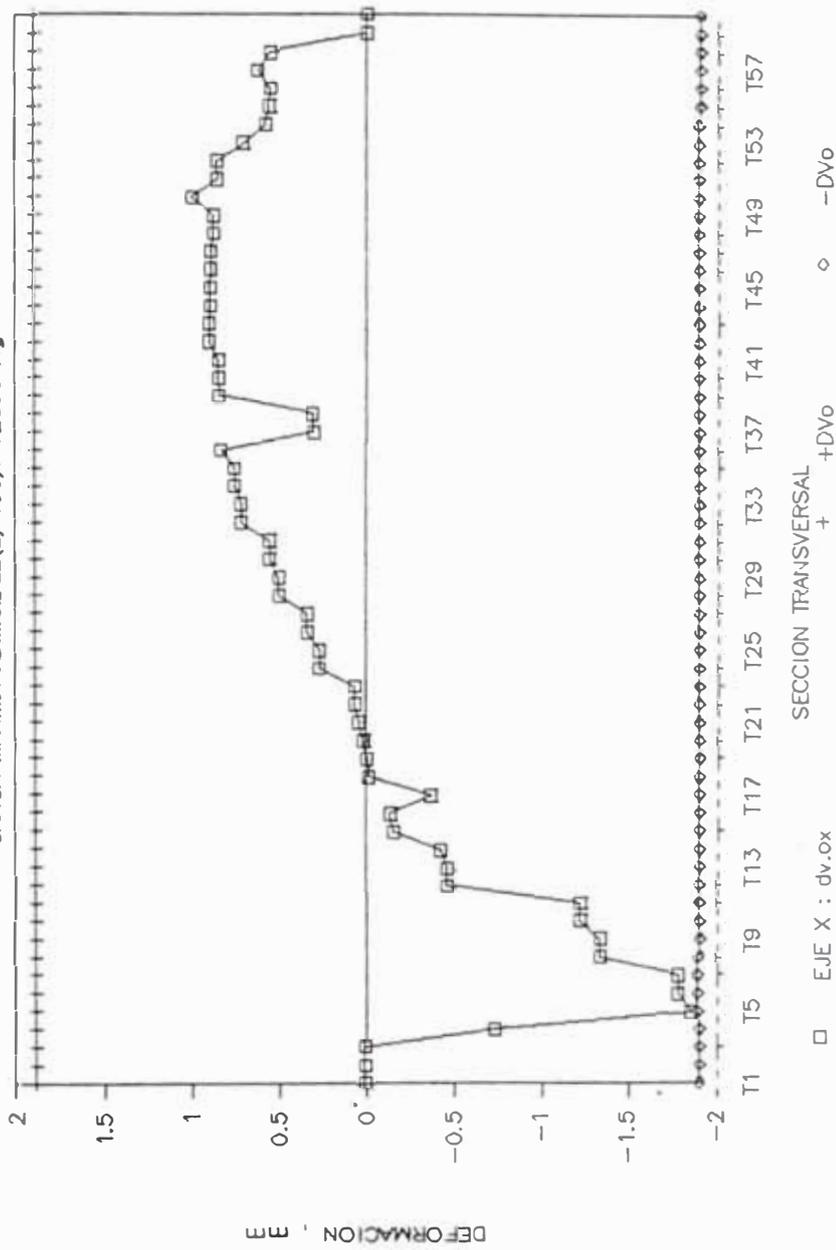


FIG. 4-13

anterior.

La comprobación de todos los parámetros de control puede verse a lo largo de las curvas de las FIG. 6-4, 6-5, ..., 6-12 y 6-13. Un resumen de ellos encuentra en la TABLA 6-5.

De lo expresado hasta ahora puede concluirse que el pylon SMG-CES ESTA CAPACITADO PARA SOPORTAR LAS MISMAS CARGAS QUE EL CES 3A.

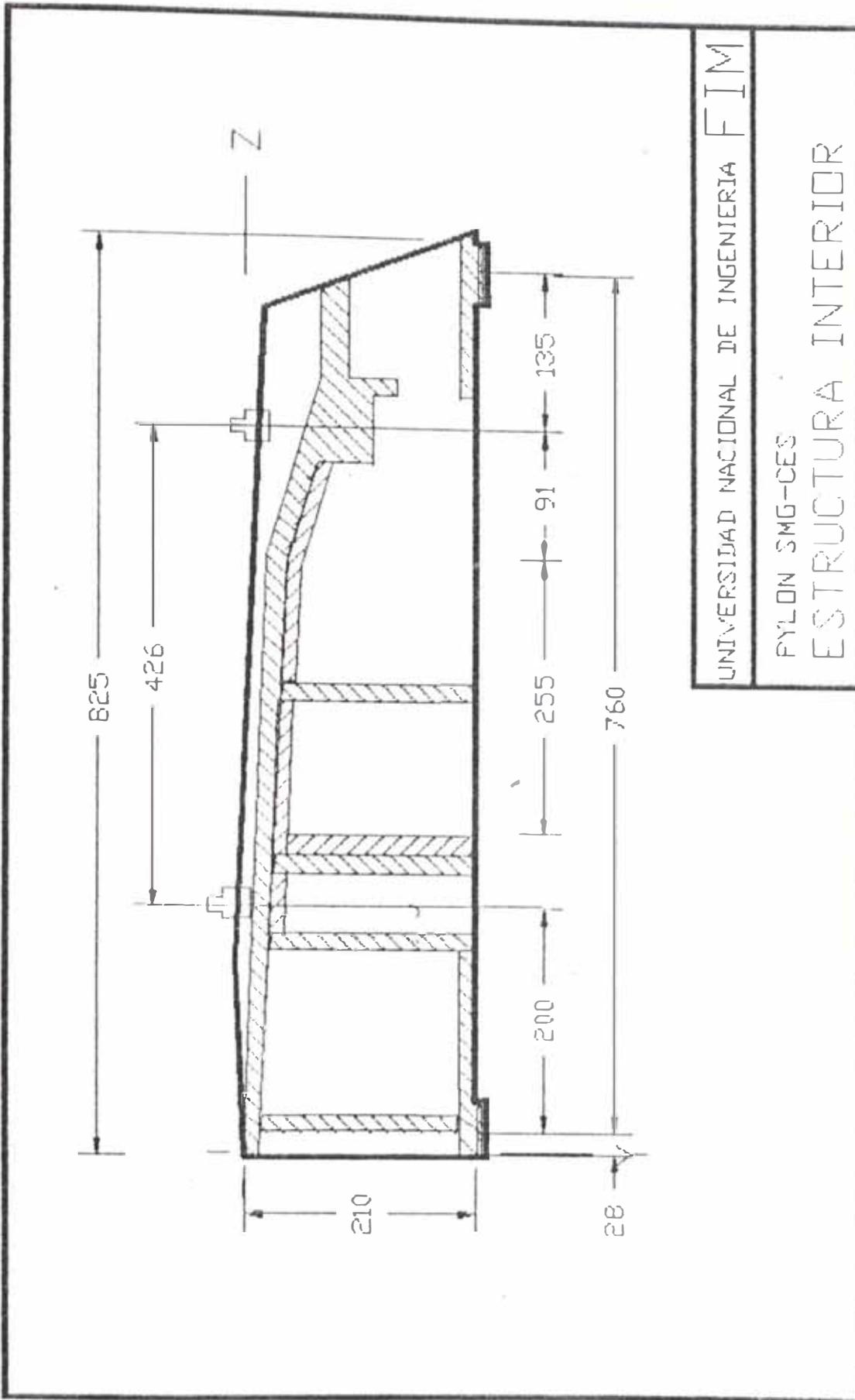


FIG. 6-1

# MOMENTOS DE INERCIA TOTALES

PYLON SMG-CES

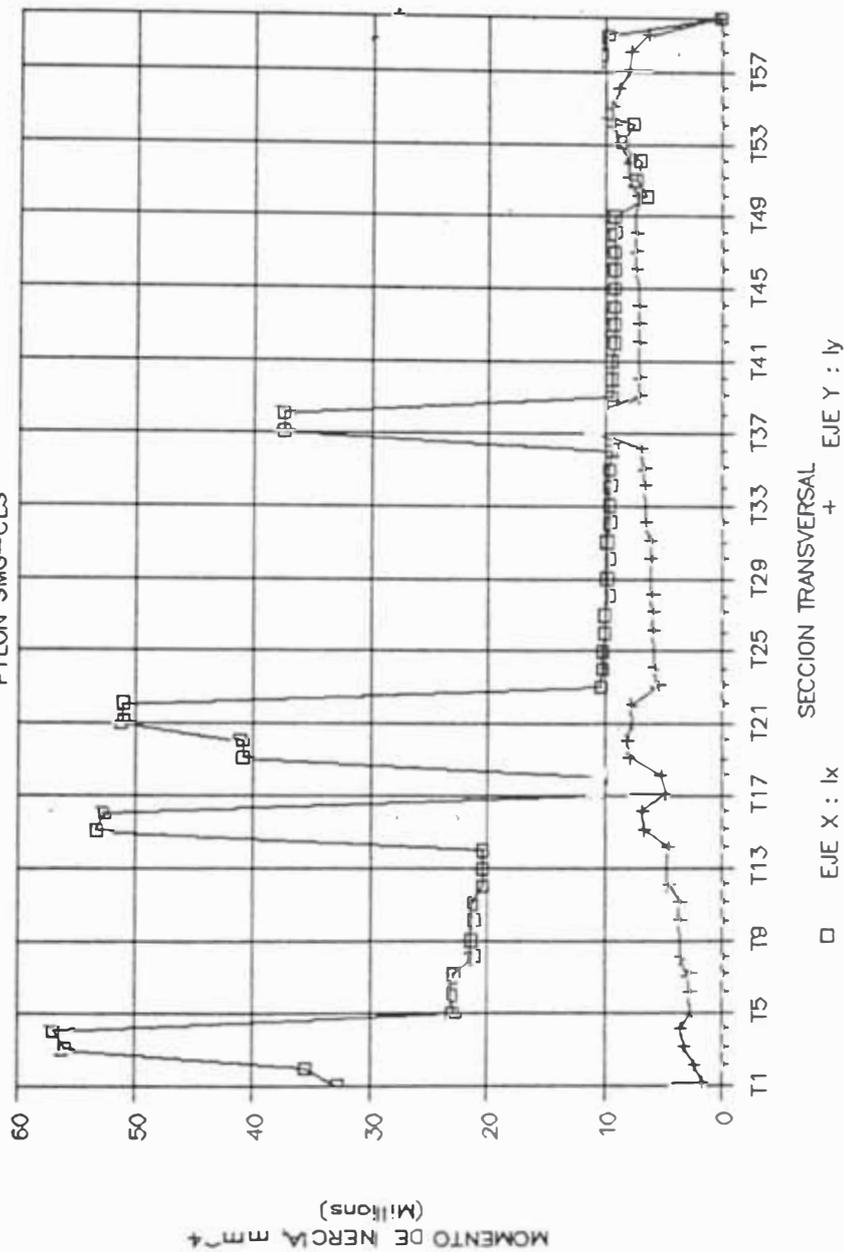


FIG. 6-2

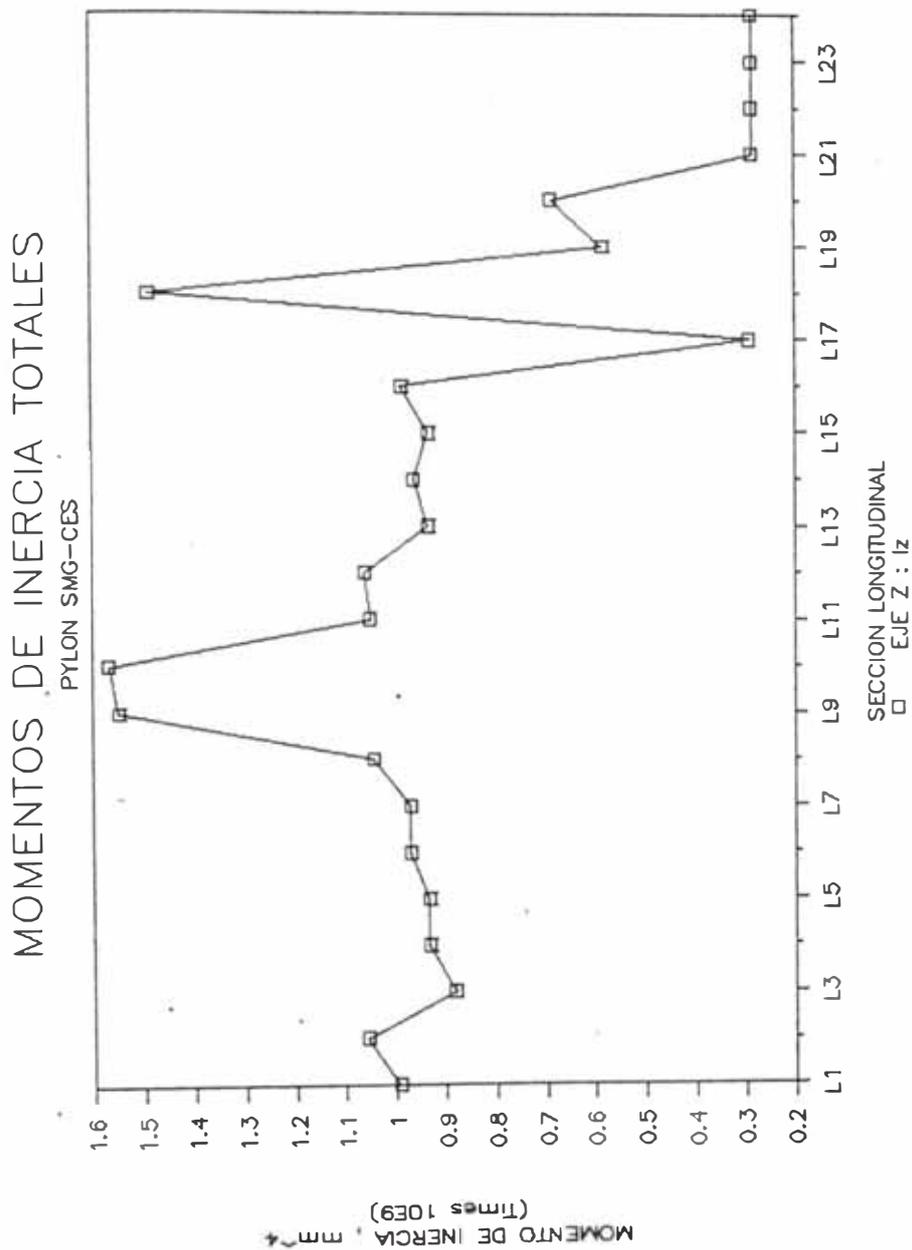


FIG. 6-3

# SMG-CES: ESF. ACTUANTE VERTICAL (fv.ox)

CARGA : 4750 Kg

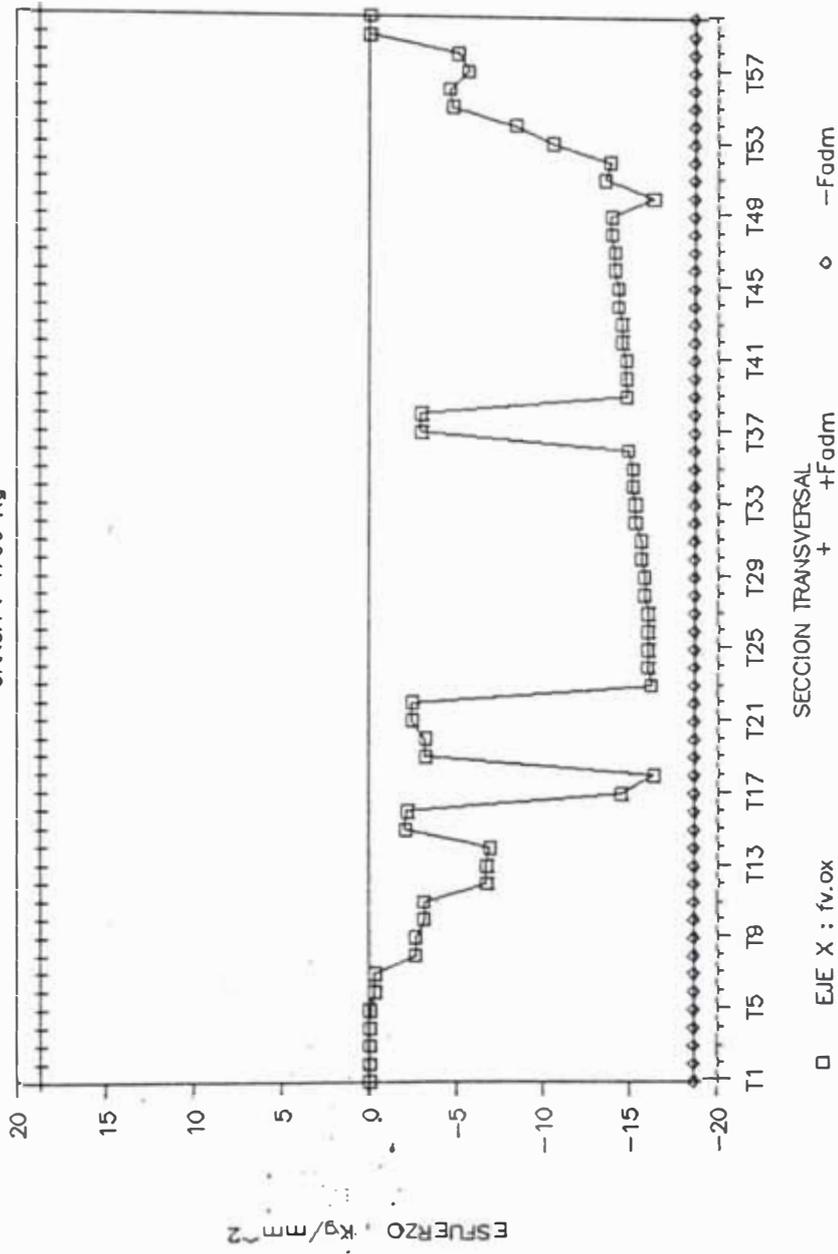


FIG. 6-4

# SMG-CES: ESF. ACTUANTE VERTICAL (fv.nx)

CARGA : 9850 Kg

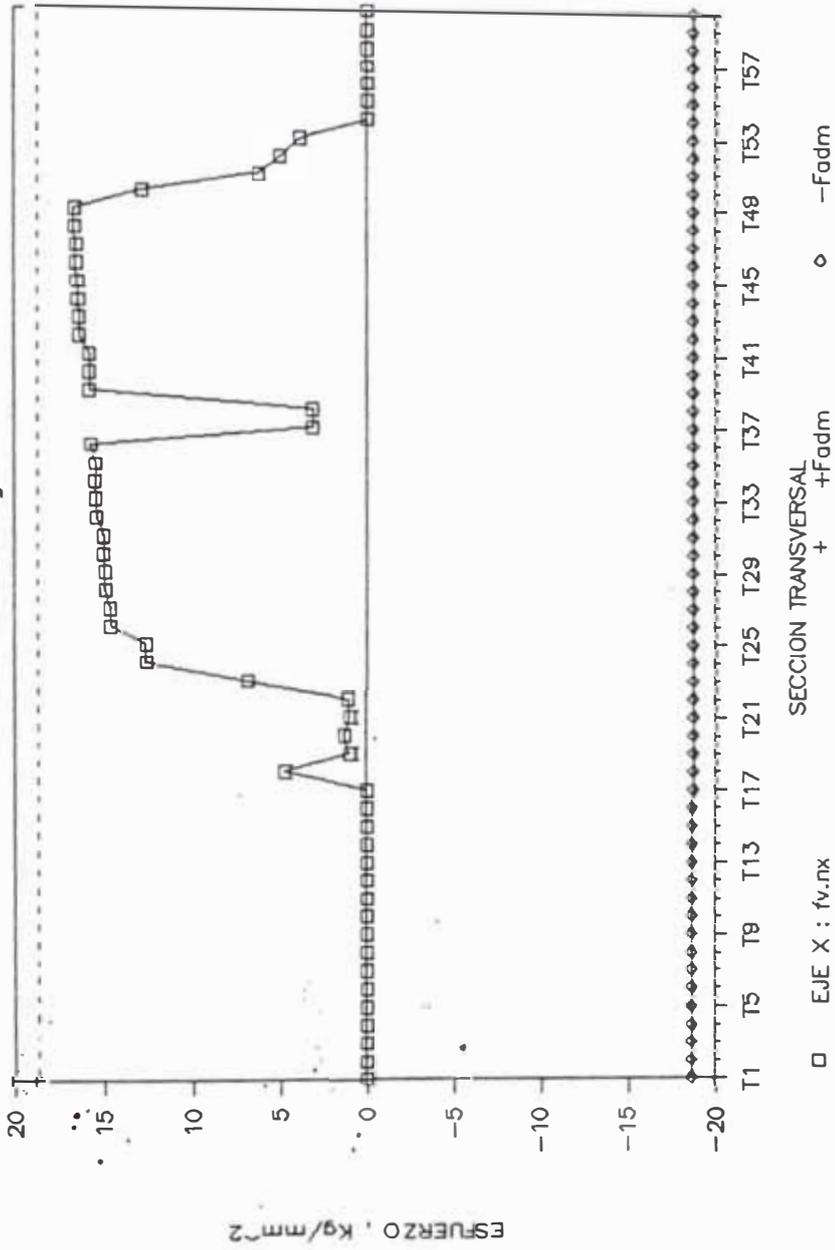


FIG. 6-5

# SMG-CES: DEFORMACION VERTICAL (dv.ox)

CARGA (L/400): 12950 Kg

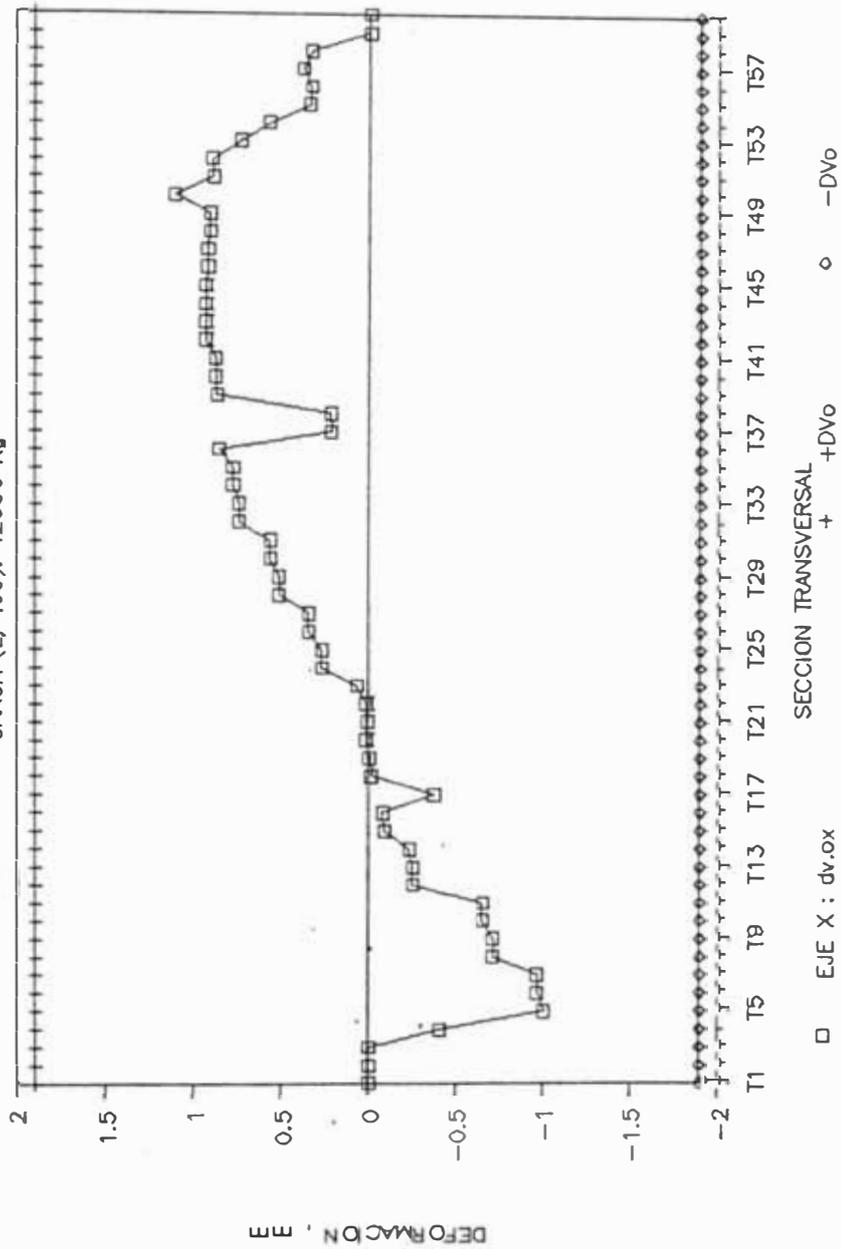


FIG. 6-6

# SMG-CES: DEFORMACION VERTICAL (dn.nx)

CARGA (L/400): 42000 Kg

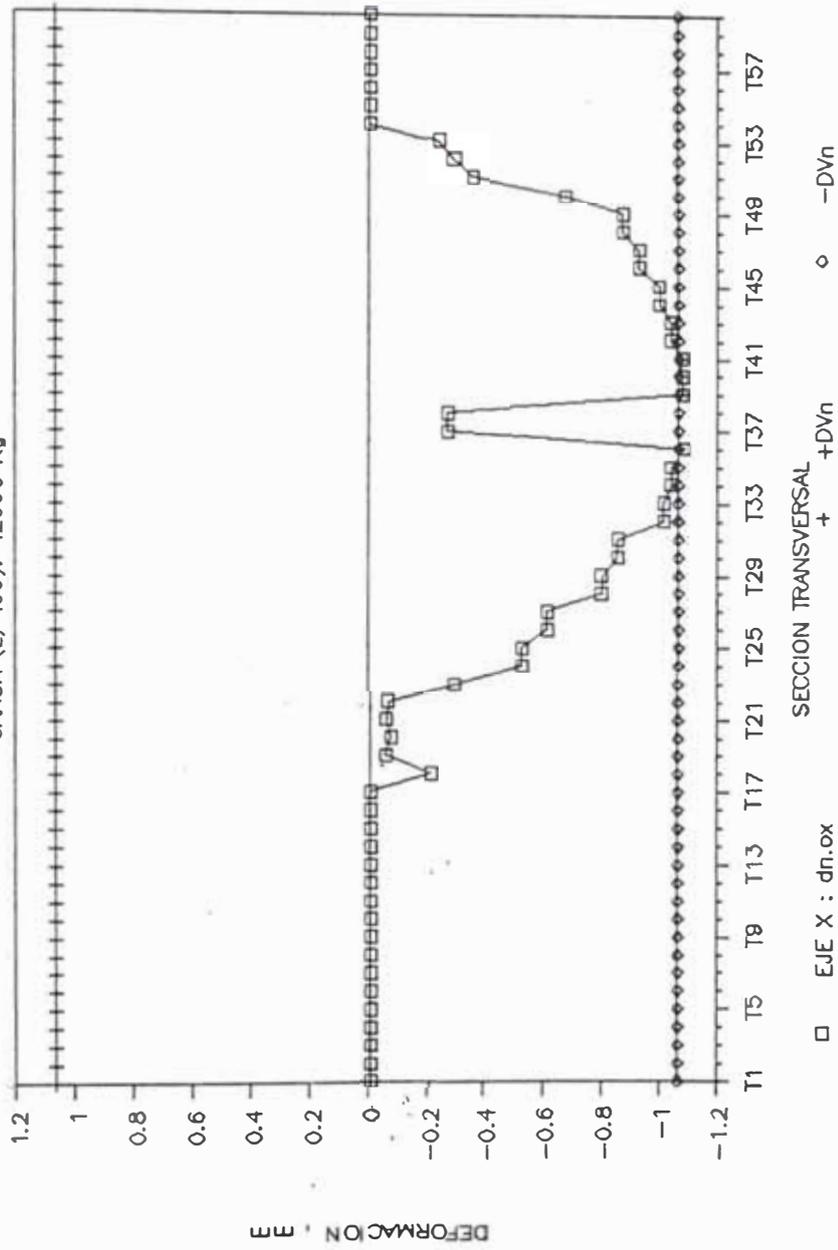


FIG. 6-7

### SMG-CES: ESF. ACTUANTE LATERAL (fl.oy)

CARGA : 3800 Kg

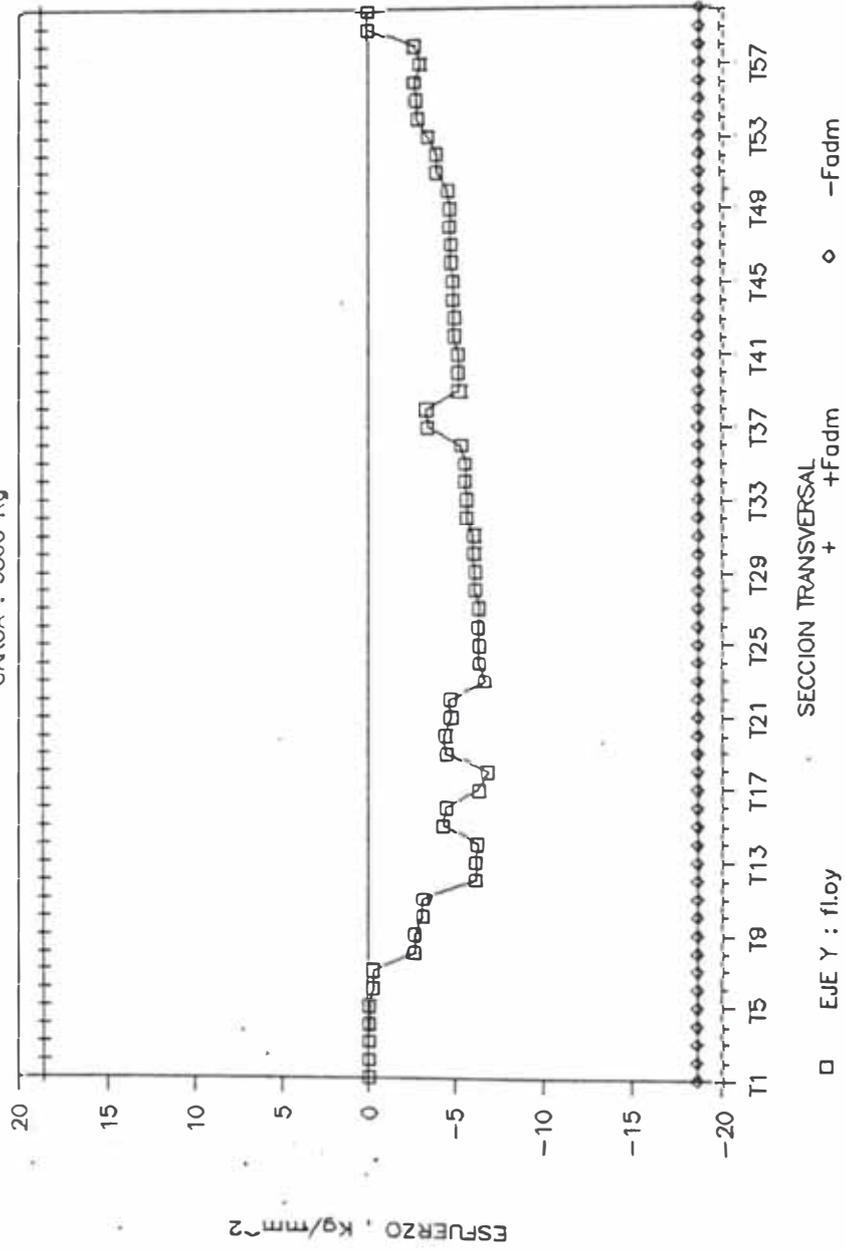


FIG. 6-8

SMG-CES:·ESF. ACTUANTE LATERAL (fl.ny)

CARGA : 9600 Kg

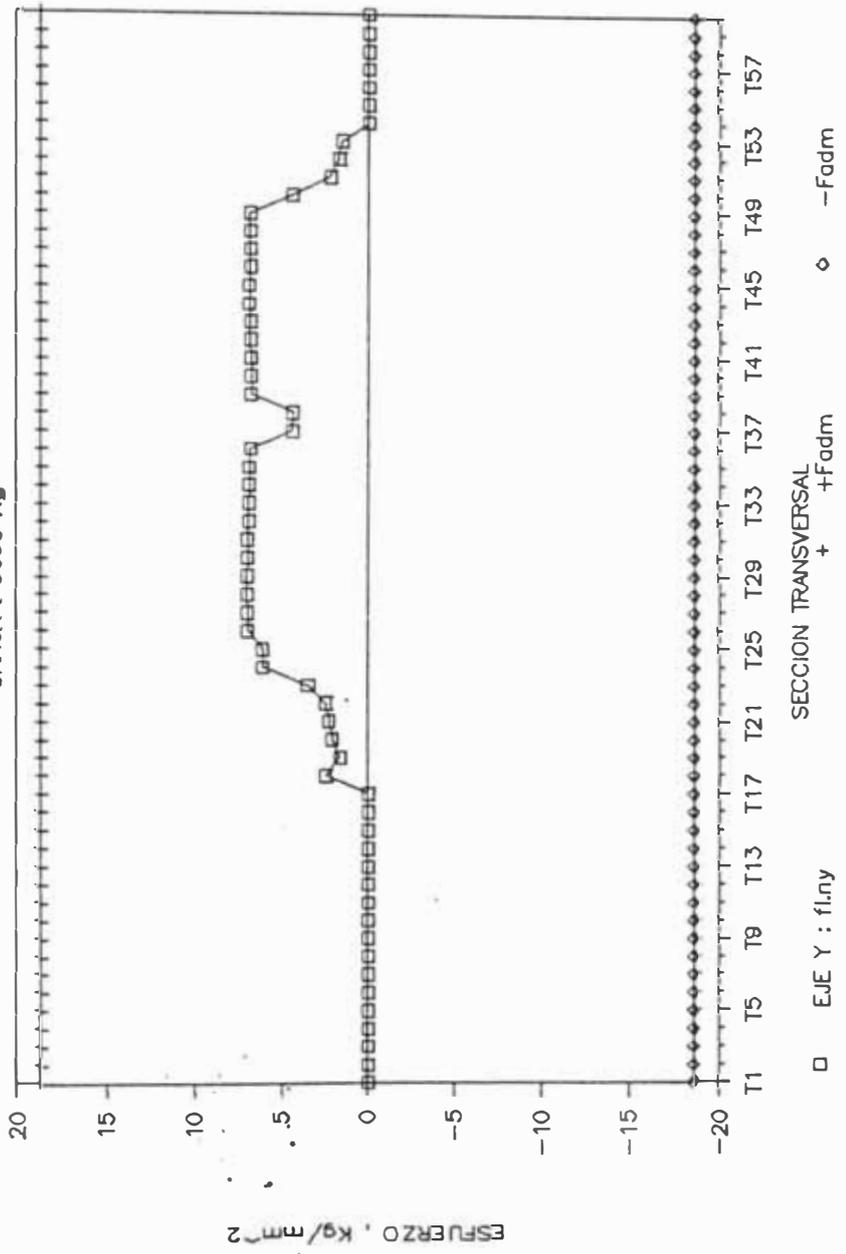


FIG. 6-9

# SMG-CES: DEFORMACION LATERAL (dl.oy)

CARGA (L/400): 1450 Kg

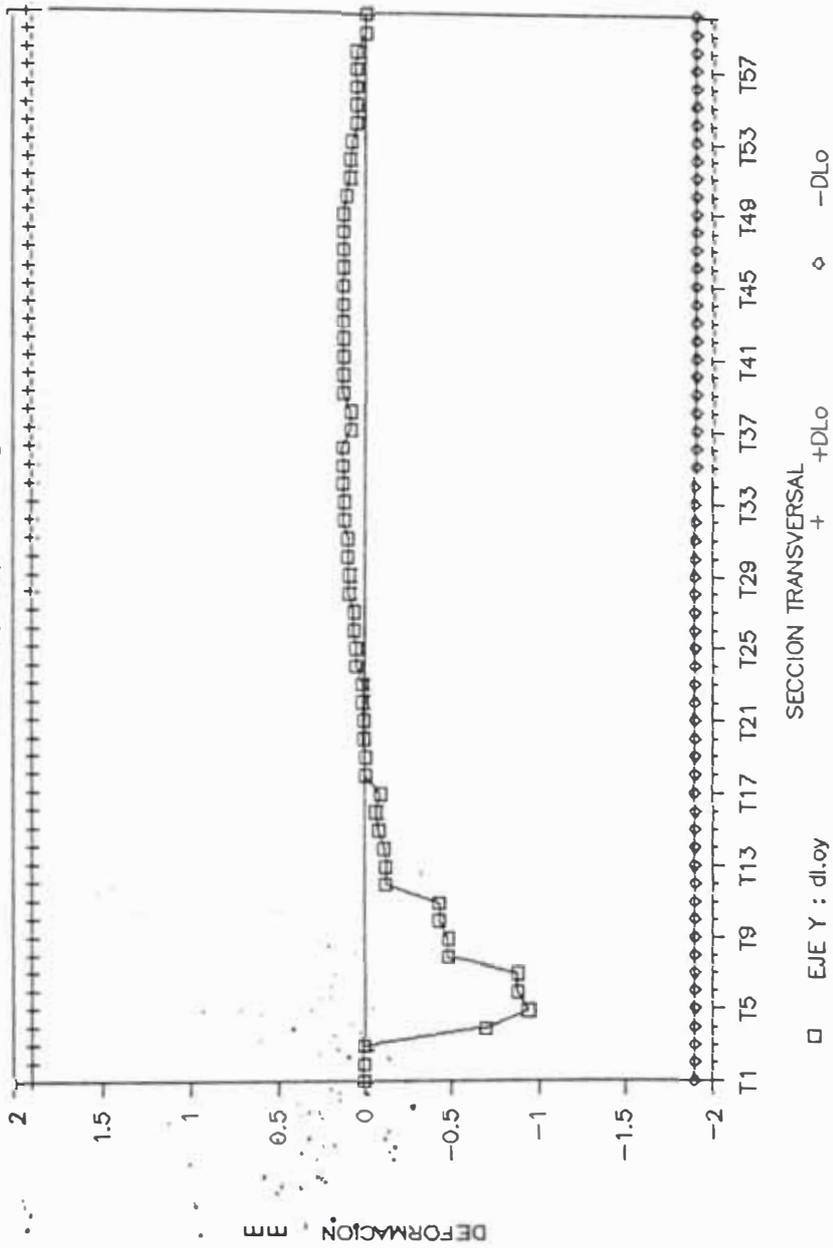


FIG. 6-10

# SMG-CES: DEFORMACION LATERAL (dn.ny)

CARGA (L/400): 13800 Kg

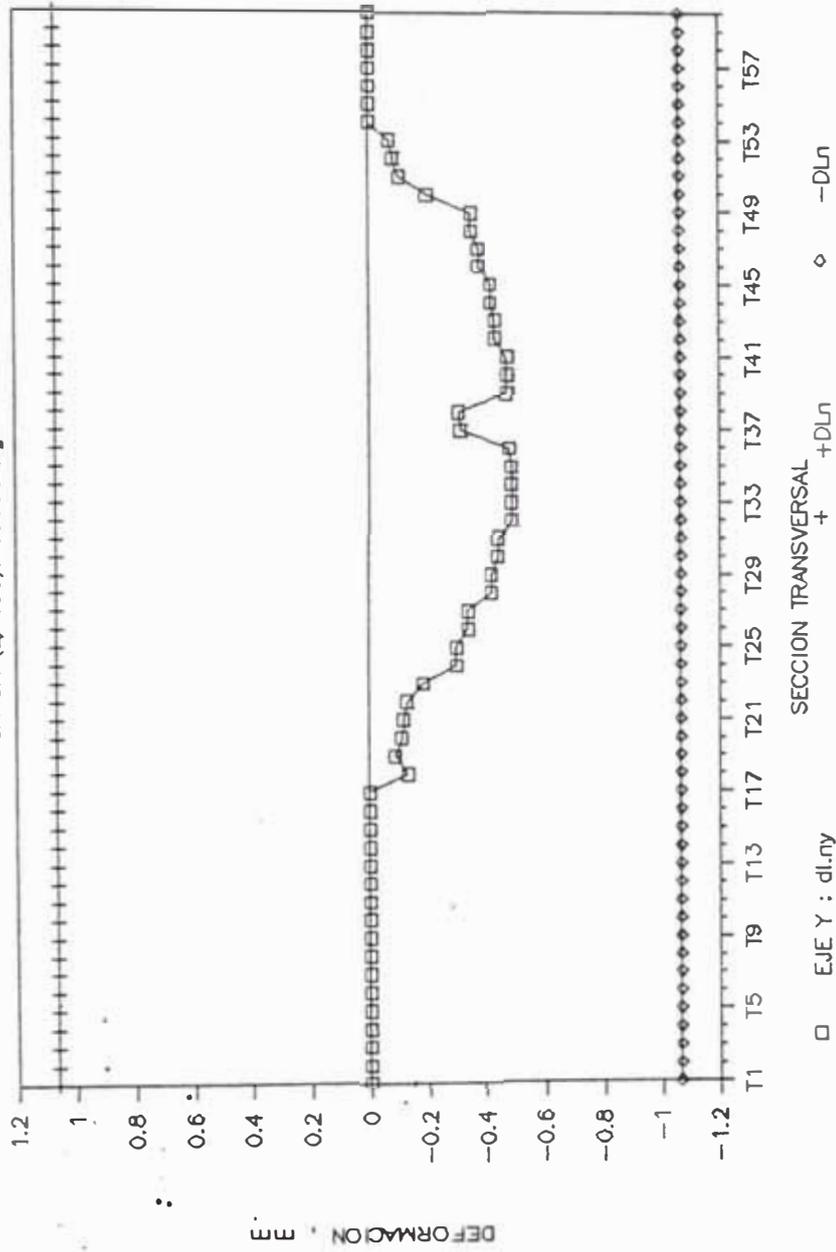


FIG. 6-11

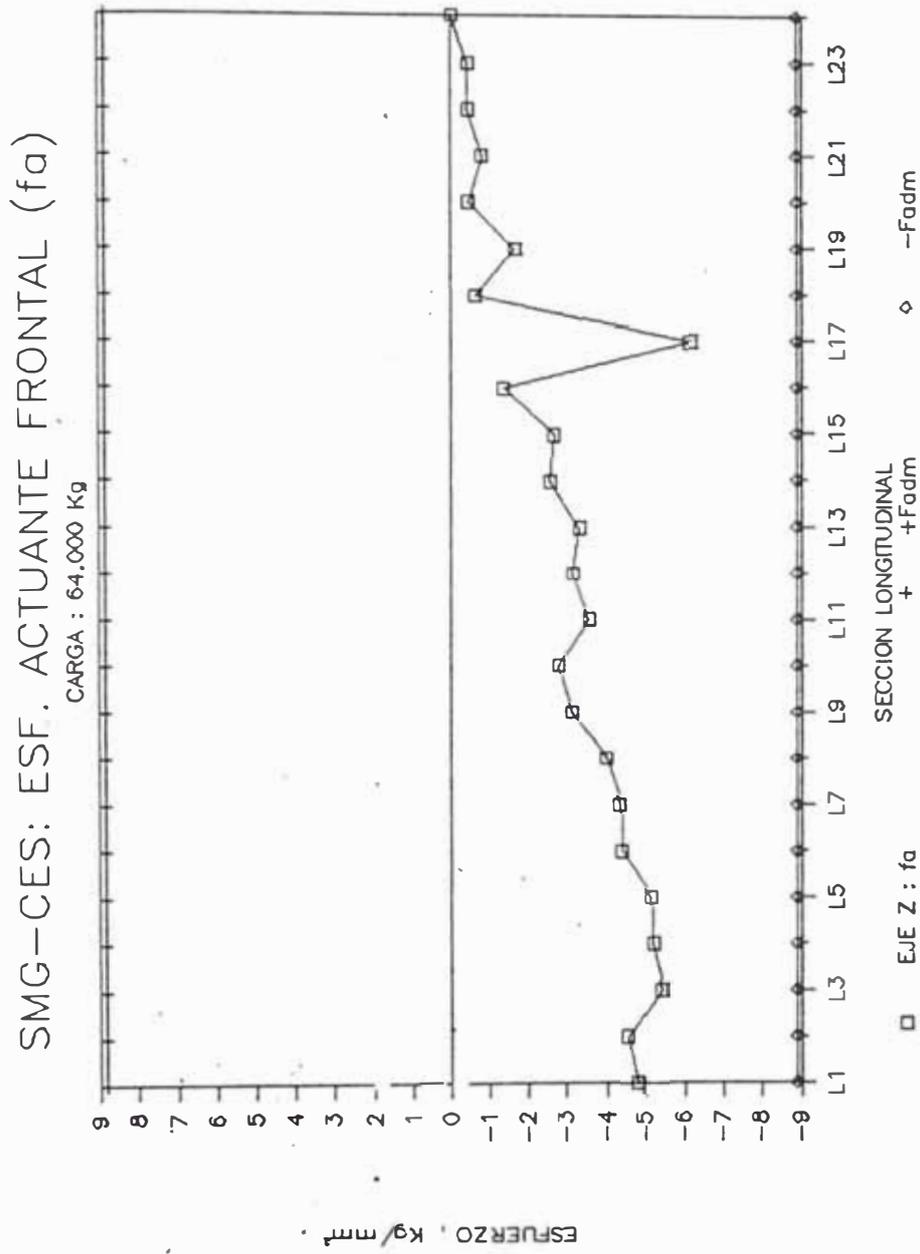


FIG. 6-12

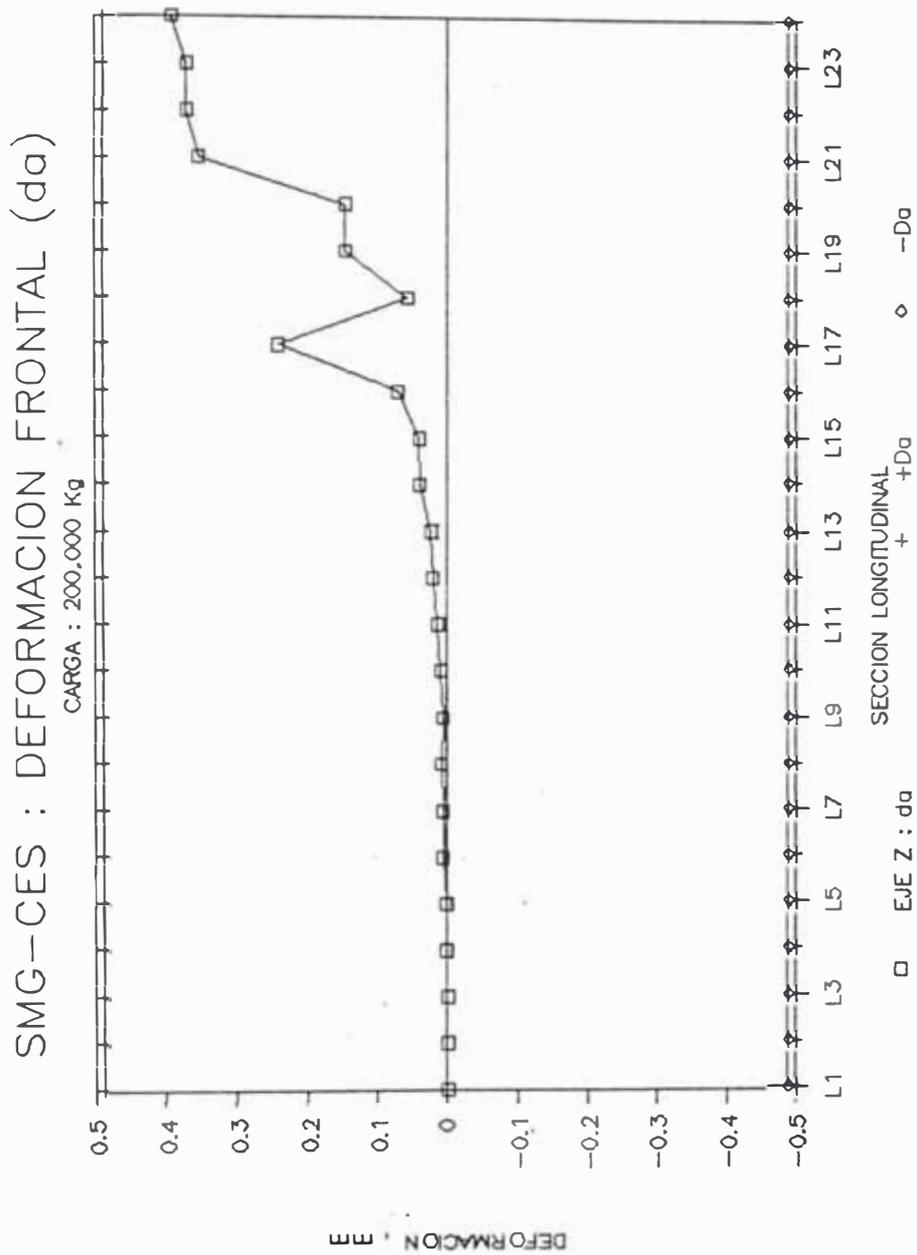


FIG. 6-13

CAPITULO 7  
DISEÑO DEL MÓDULO DE INTERFASE ELECTRONICO MIMA-I

7.1. FILOSOFIA DEL DISEÑO

El diseño del Interfase se ha conceptualizado teniendo en cuenta los siguientes factores:

La amplitud de la señal de audio proveniente del Coordinador del misil P a través del Lanzamisil APU-13MTE .

Señal de enganche que debe entregar el módulo para la conmutación automática con la caja de transferencia para la priorización del misil enganchado en el objetivo.

Elección adecuada de los componentes eléctricos y electrónicos.

7.2. INGENIERIA DEL DISEÑO

Las consideraciones del diseño se han realizado contemplando las características de entrada y salida al Módulo de Interfase y de acuerdo las características propias de cada componente electrónico integrante del sistema.

### 7.2.1. DESCRIPCION DEL SISTEMA

#### a) CONSIDERACIONES PRELIMINARES

Un análisis sucinto del problema planteado, muestra que se debe tener conocimiento de los diagramas eléctricos y electrónicos, tanto del avión portador, lanzamisil y misil a fin de determinar que tipo de alimentaciones y señales eléctricas intervienen antes, durante y después del disparo del arma.

Sin embarco es necesario mencionar que ya se tiene experiencia con el diseño y construcción de un interfase incorporado para el lanzamiento de los misiles R desde aviones M5.

#### b) DIAGRAMA DE BLOQUES DEL SISTEMA

En la FIG.7-1, se muestra el diagrama de bloques del sistema donde:

##### EL BLOQUE MISIL F

Representa el misil propiamente dicho, el nuevo Fylon SMG-CES y el lanzamisil APU-13MTE

##### EL BLOQUE AVION M5F4/DF4

Representa, los sistemas de lanzamiento de misil tales como: la Caja de Transferencia R550, el puesto de Comando de Armamento, el Sistema de Mira y el Panel de Control de Audio.

#### EL BLOQUE INTERFASE P - M5P4

Representa el sistema diseñado.

#### c) DISEÑO DEL MÓDULO DE INTERFASE MISIL-AVION-MIMA-I

Para el diseño se han considerado dos parámetros:

Una señal de audio de misil enanchado en el blanco de aproximadamente de 180v, provenientes del misil a través del lanzador APU-13MTE.

- Una señal continua de +28 Vcc, que deberá entregar el MIMA-I para que la Caja de Transferencia realice la Conmutación Automática y genere una señal de 5v-800 HZ.

Este módulo básicamente está constituido por tres bloques que se muestran en la FIG.7-2.

#### UN BLOQUE DETECTOR DE AUDIO

Este circuito realiza tres funciones principales: rectifica, filtra y divide la señal de audio de misil enanchado proveniente del lanzamisil APU-13MTE, y su salida alimentará a una de las entradas del bloque comparador.

#### UN BLOQUE COMPARADOR

Este circuito tiene la misión de comparar la señal proveniente del bloque detector de audio, con un

voltaje de referencia previamente establecido. Este comparador entregará una señal su salida solamente cuando la señal proveniente del bloque detector de audio sea mayor que el voltaje de referencia, esto sucede sólo cuando el misil haya detectado un blanco.

#### UN BLOQUE AMPLIFICADOR

Este bloque amplifica la señal proveniente del comparador esta señal excitará un relay cuyo contacto permite la entrega de un voltaje de 28 V CC, que viene a ser la señal de enganche del misil.

En la FIG. 7-3 se muestra el diagrama electrónico del Módulo de Interfase MIMA-I.

En la FIG. 7-4 se muestra la Adaptación Electrónica para la incorporación del Interfase MIMA-I.

### 7.3. ANALISIS TECNICO DEL PROBLEMA

#### 7.3.1. PROCESO DE FABRICACION

Teniendo experiencia en la fabricación de interfase para los misiles R, se fabricará este prototipo optimizando el diseño, y se procederá a adaptarlos de acuerdo a los resultados de las pruebas y ensayos.

#### 7.3.2. REQUERIMIENTO DE ENSAYOS Y PRUEBAS

Durante el desarrollo de los prototipos será

necesario realizar ensayos en laboratorio, que permitan tener la seguridad de funcionamiento, resistencia y operación de los diferentes elementos y componentes del sistema, a fin de establecer la Confiabilidad de los diferentes elementos y componentes utilizados en la fabricación y su optimización en el diseño. Estas Pruebas son:

- Verificación de continuidad y aislamiento.
  
- Calibración de la amplitud de la señal eléctrica que ingresa al comparador.

Prueba dinámica de los Módulos de Interfase de acuerdo a la FIG. 7-5 (empleando para ello el Coordinador, el Lanzamisil, un osciloscopio, una fuente de poder de 28 VDC y 115v/400Hz y un panel de control).

- Prueba del MIMA-I con la Caja de Transferencia

Una vez realizados las pruebas en laboratorio se instalarán en el pylon SMG-CES y que posteriormente serán verificado su funcionamiento en las pruebas de pre-vuelo que se ejecutan antes de vuelo de prueba.

Para el vuelo de prueba se utilizará primero con el misil de entrenamiento F-U en condiciones máximas de

empleo.

De los resultados que se obtenga se realizará el vuelo de prueba con misiles reales.

### 7.3.3. REQUERIMIENTO DE EQUIPOS

Caja de transferencia R550.

Osciloscopio.

Coordinador.

Lanzador AFU-13MTE.

Inversor 115v/400Hz.

Fuente de poder de 28 VDC.

Auriculares.

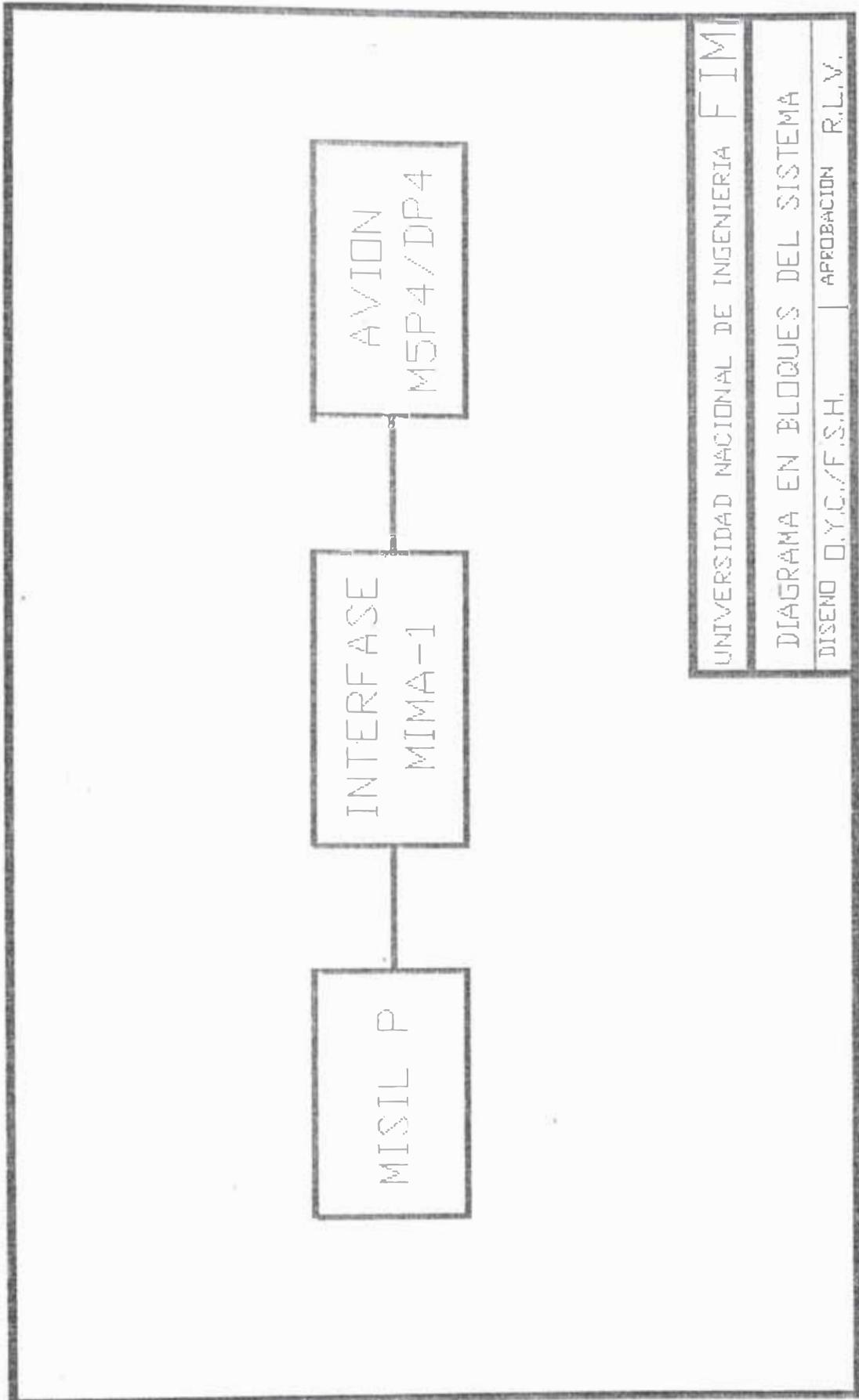


FIG. 7-1

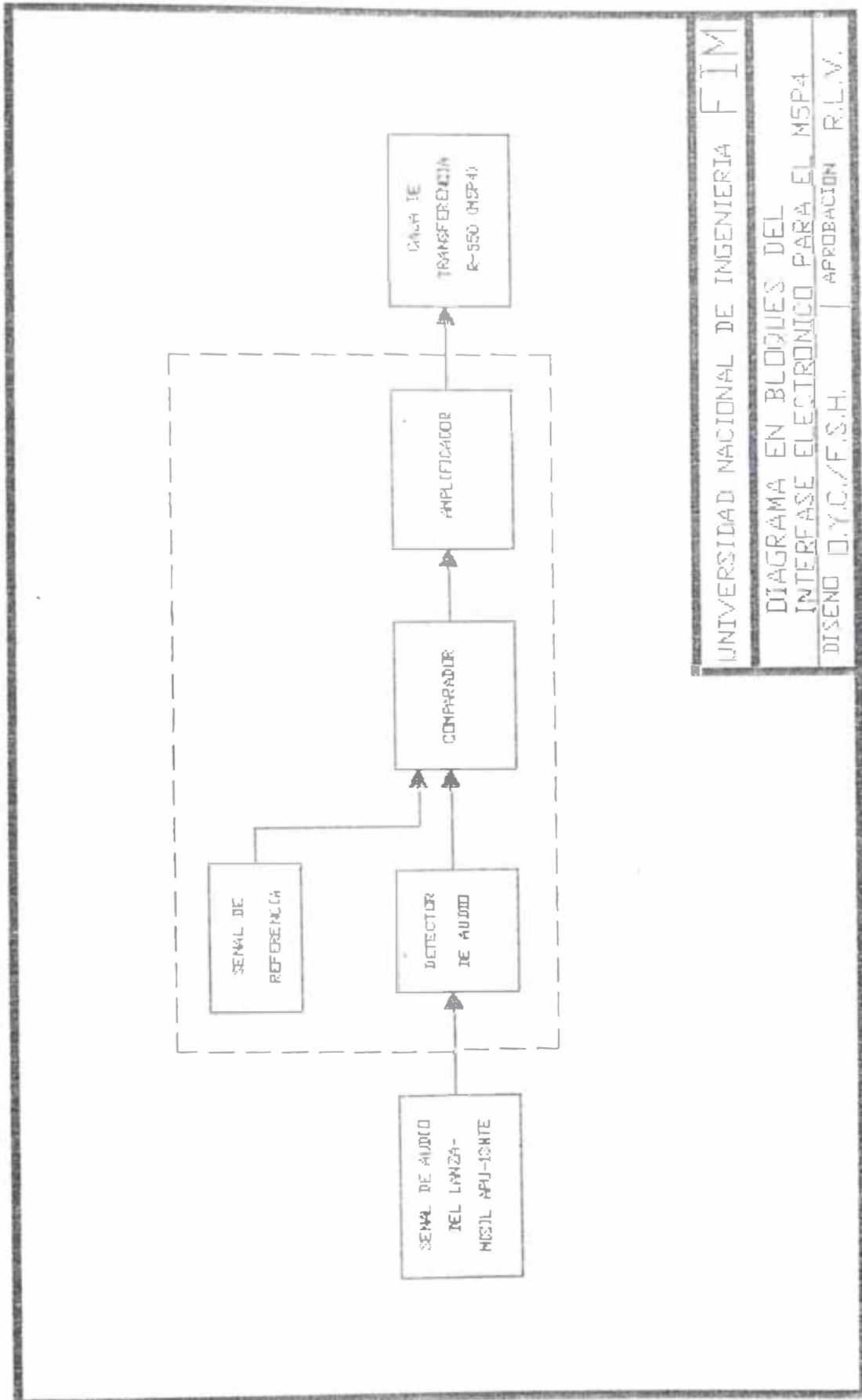
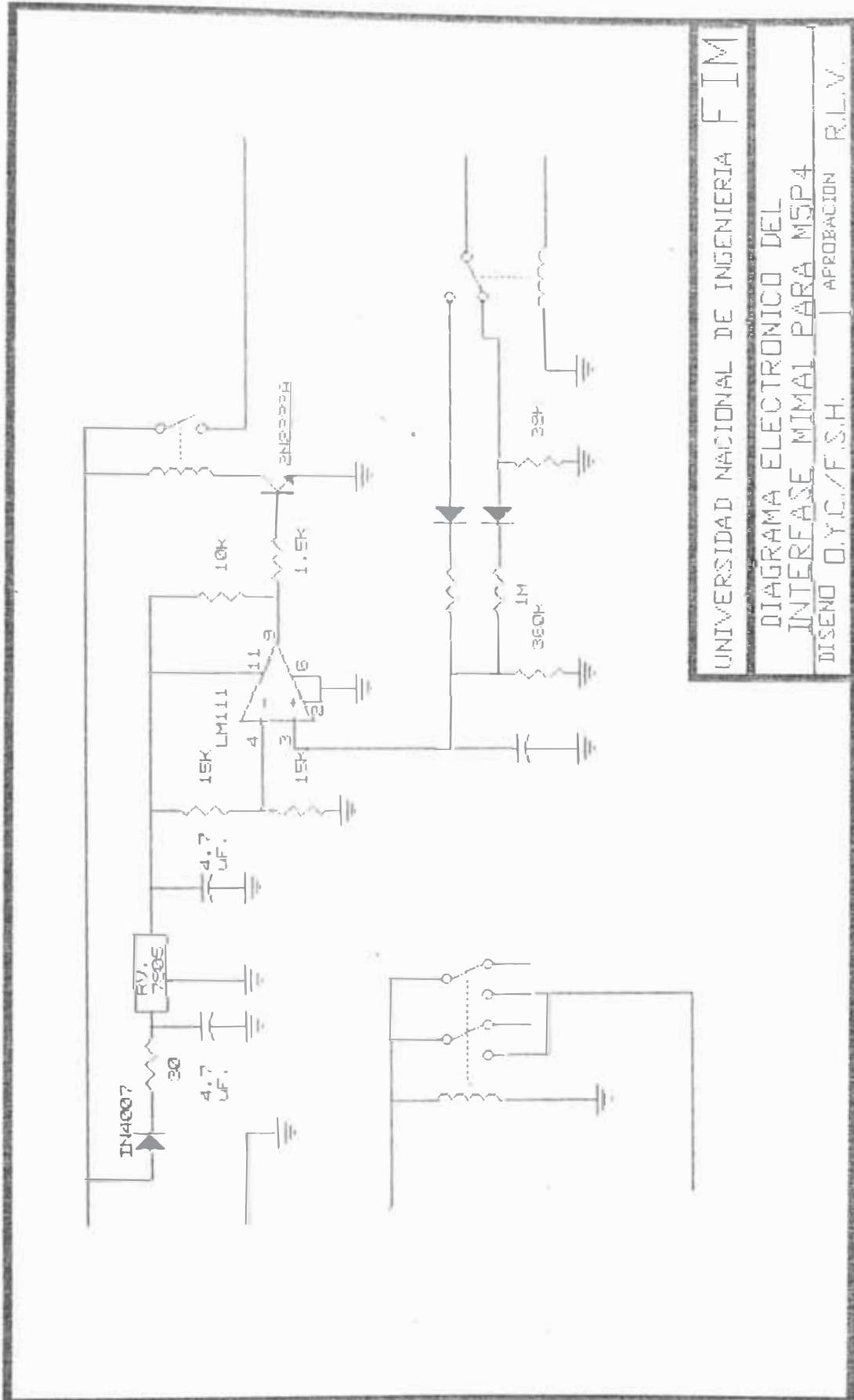
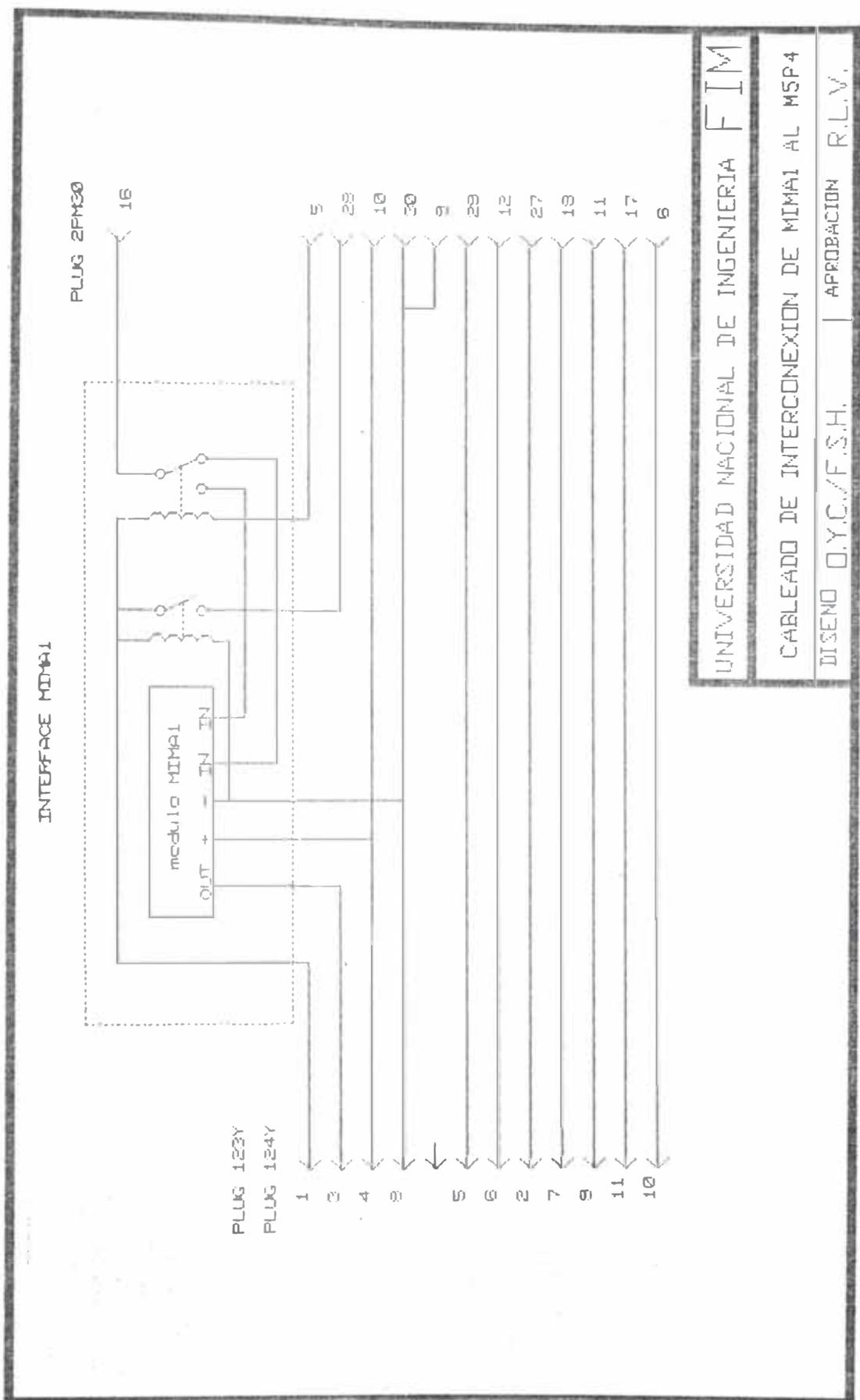


FIG. 7-2



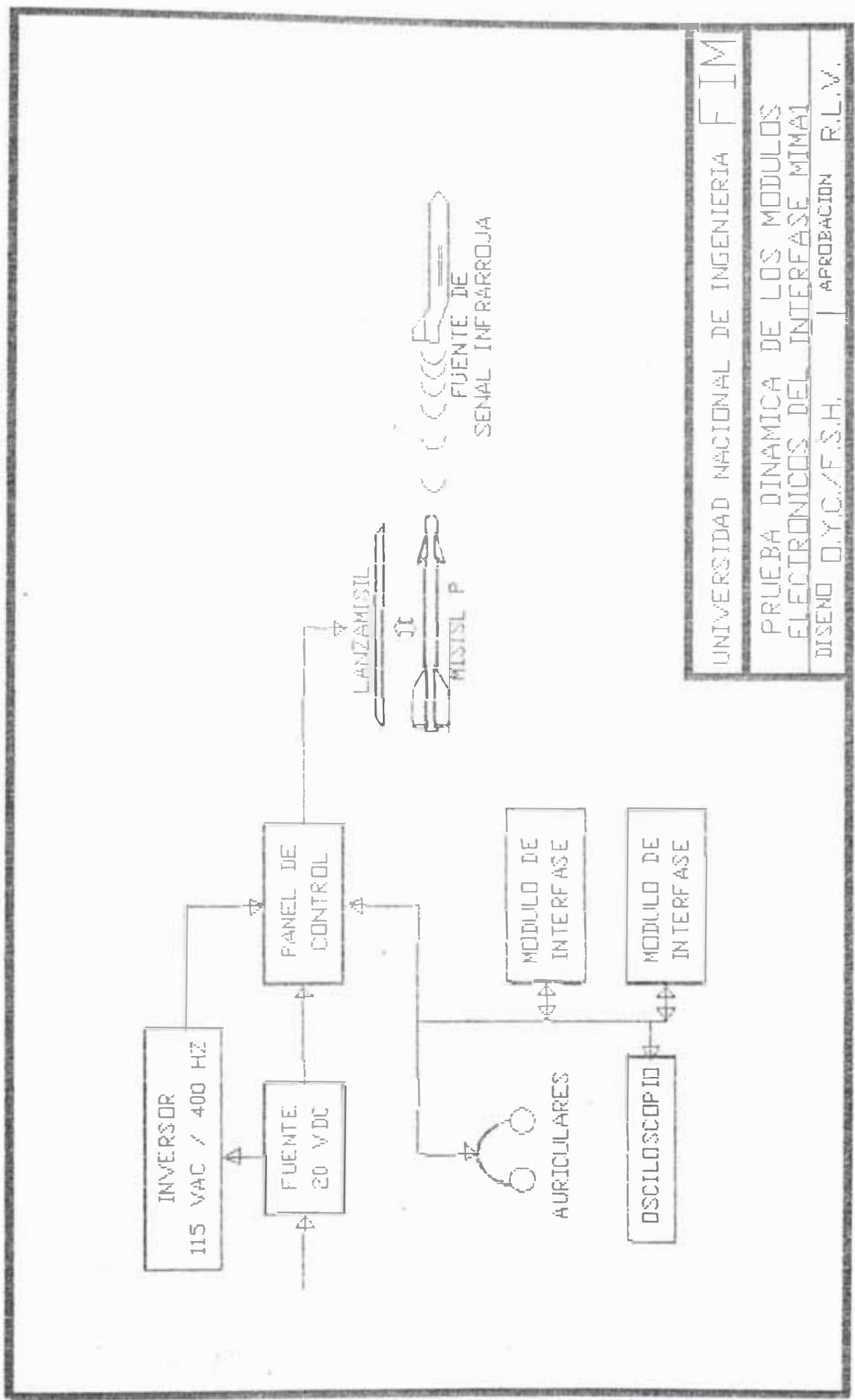
UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM  
 DIAGRAMA ELECTRONICO DEL  
 INTERESE MIMAL PARA MSP4  
 DISEÑO O.Y.C./F.S.H. | APROBACION R.L.V.

FIG. 7-3



UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM  
CABLEADO DE INTERCONEXION DE MIMAI AL MSP4  
DISEÑO O.Y.C./F.S.H. | APROBACION R.L.V.

FIG. 7-4



UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA FIM  
PRUEBA DINAMICA DE LOS MODULOS  
ELECTRONICOS DEL INTERFASE MIMAI  
DISEÑO D.Y.C./F.S.H. | APROBACION R.L.V.

FIG. 7-5

CAPITULO 8  
ANALISIS ECONOMICO

8.1. DESCRIPCION

El presente análisis se efectuará para determinar el costo de fabricación de dos (02) Pylons SMG-CES y de dos (02) Módulos MIMA-I, necesarios para equipar un avión de combate MIRAGE M5P4/DP4. Se considerarán los siguientes rubros:

- a) Costo por Materiales
- b) Costos por Maquinarias, Equipos y Herramientas Especiales.
- c) Costo por Servicios

8.2. COSTO POR MATERIALES

8.2.1. AREA ELECTRONICA

TABLA 8.1

No.	DESCRIPCION	UNID	CANT	COSTO UNIT. US\$	COSTO TOTAL US\$
01	MICRORELAY SA1E-24V	EA	05	15.00	75.00
02	MINIATURE RELAY HP TYPE HD-11D 24VDC	EA	05	18.00	90.00
03	RELAY PSDR-26	EA	05	20.00	100.00
04	CIRCUITO INTEGRADO LM11J	EA	05	10.00	50.00
05	CIRCUITO INTEGRADO LM7805	EA	05	2.00	10.00
06	TRANSISTOR METALICO 2N2222	EA	05	2.00	10.00
07	CONDENSADOR TANTALIO (varios)	EA	15	1.50	22.50

TABLA 8.1 (Cont.)

No.	DESCRIPCION	UNID	CANT	COSTO UNIT. US\$	COSTO TOTAL US\$
08	DIODOS (varios)	EA	15	1.00	15.00
09	RESISTENCIAS (varios)	EA	40	0.20	8.00
10	CIRCUITO IMPRESO	EA	03	10.00	30.00
11	PLUG FM-30S	EA	02	80.00	160.00
12	SELLADOR DE SILICONA	FCO	01	10.00	10.00
13	PLUG FM-30P	EA	02	80.00	160.00
14	MATERIAL MISCELANEO		01	50.00	50.00
15	CHASIS METALICO	EA	02	40.00	80.00
SUB-TOTAL: US\$					870.50

## 8.2.2.AREA MECANICA

TABLA 8.2

No.	DESCRIPCION	UNID	CANT	COSTO UNIT. US\$	COSTO TOTAL US\$
01	ALEACION DE ALUMUNIO 6061-0 DE 1000 x 13mm	PZA KG	04 30		600.00
02	ALEACION DE ALUMINIO 6061-0 DE 1200 x 200 x 13mm	PZA Kq	02 12	20.00	240.00
03	ALEACION DE ALUMINIO 6061-0 DE 250 x 150 x 13mm	PZA Kq	08 07	20.00	140.00
04	ALEACION DE ALUMINIO 6061-0 DE 200 x 90 x 70mm (bloque)	PZA Kq	01 03	20.00	60.00
05	ALEACION DE ALUMINIO 6061-0 DE 220 x 150 x 130mm (bloque)	PZA Kq	02 17	20.00	340.00
06	CIERRE BD3-55M	EA	02	0.00	0.00
07	BARRA DE ACERO SAE/AISI 4340DE 40mm Ø	Mt Kq	02 20	5.00	100.00
08	BARRA DE ACERO SAE/AISI 4340 DE 25mm Ø	Mt kq	08	5.00	40.00
09	BARRA DE ACERO SAE/AISI 1045 DE 50mm Ø	Mt Kq	0.5 08	4.00	32.00

TABLA 8.2 (Cont.)

No.	DESCRIPCION	UNID	CANT	COSTO UNIT. US\$	COSTO TOTAL US\$
10	BARRA DE ACERO SAE/AISI 1045 DE 40mm Ø	Mt	0.8		
		Kg	0.9	4.00	32.00
11	ACERO SAE/AISI 1045 DE 200 x 150 x 25mm	FZA	01		
		Kg	06	4.00	24.00
12	VARILLA PARA SOLDADURA TIG TIPO AWS E 4043 (varios diám.)	Kg	15	25.00	375.00
13	ELECTRODO PARA SOLDADURA TIPO AWS E 60 (varios diám.)	Kg	01	2.00	2.00
14	ELECTRODO PARA SOLDADURA TIPO AWS E 7024 (varios diám.)	Kg	01	2.00	2.00
15	TRIPLAY DE 4' X 8' x 12mm diám.)	Pl.	02	20.00	40.00
SUB-TOTAL:				US\$	2,027.00

### 8.3. COSTO POR MAQUINARIAS, EQUIPOS Y HERRAMIENTAS ESP.

Este rubro es alternativo al Costo por Servicios (8.4.) ya que si la fabricación del pylon SMG-CES y sus accesorios es encargada a la industria privada, la adquisición de equipos (maquinarias) y herramientas especiales, sería innecesaria.

### 8.4. COSTO POR SERVICIOS

TABLA 8.3

ITEM	DESCRIPCION	UNID	CANT	COSTO UNITAR US\$	COSTO TOTAL US\$
01	FABRICACION DE PYLON SMG-CES	Cto.	02	2,000.00	4,000.00

TABLA 8.3 (Cont.)

No.	DESCRIPCION	UNID	CANT	COSTO UNIT. US\$	COSTO TOTAL US\$
02	TRATAMIENTO TERMICO	KG	40	2.00	80.00
SUB-TOTAL:				US\$	4,080.00

8.5.COSTO TOTAL

COSTO POR MATERIALES			
- AREA ELECTRONICA		US\$	870.00
- AREA MECANICA			2,027.00
COSTO POR SERVICIOS			4,080.00
SUB-TOTAL		US\$	6,977.50
GASTOS GENERALES 15%			1,046.63
TOTAL GENERAL		US\$	8,024.13

## CONCLUSIONES

- 1.-La adaptación del misil F al avión MIRAGE es posible efectuarla desarrollando el proyecto en dos aspectos: Rediseño del pylon CES 3A (SMG-CES) y la confección de un Módulo Electrónico de Interfase (MIMA-I).
- 2.-La incorporación del cierre BD3-55M al Pylon SMG-CES, capacitará al avión para soltar el lanza misil AFU-13MT y al misil en el caso de que este procedimiento sea requerido al efectuar un aterrizaje de emergencia.
- 3.-La incorporación del Interfase MIMA-I, como parte del sistema de lanzamiento de misiles, permitirá utilizar la Caja de Transferencia Automática CTR 550, instalado en el M5.
- 4.-La implementación de este proyecto en los aviones M5, permitirá la intercambiabilidad de material bélico entre aviones de combate de distinto origen.
- 5.-Es factible la fabricación de los pylons prototipos SMG-CES (dos), ya que los materiales seleccionados tienen propiedades mecánicas, y la soldadura puede efectuarse con el respaldo de las normas Lincoln

respecto de los parámetros más convenientes para este proceso.

6.-El éxito del tratamiento térmico está asegurado porque se han previsto los ensayos previos a este procedimiento con probetas fabricadas con la misma aleación de aluminio (6061), y que simularán las dificultades físicas presentadas en las uniones más complicadas. Después del tratamiento térmico, estas probetas servirán para preparar las correspondientes a los ensayos de tracción, de manera que sea posible verificar si realmente la aleación, que inicialmente se encontraba en estado natural (6061-O), ha alcanzado las propiedades mecánicas correspondientes al estado de diseño (6061-T6).

7.-El desarrollo de este proyecto representará un ahorro significativo de divisas para el país, tomando en cuenta que se contará con un nuevo sistema de armas para el avión M5 sin tener que adquirirlo en el extranjero. Por otro lado, constituye un paso en el camino de la disminución de la dependencia tecnológica nacional.

8.-Es importante el estricto control en el proceso de fabricación del pylon SMG-CES y accesorios, sobre todo en lo relativo a las normas especificadas para la soldadura y el tratamiento térmico, incluyendo la

confección de las probetas para este último procedimiento, porque asegurará las propiedades mecánicas de la pieza real (pylon).

9.-Se recomienda un control radiográfico, por tintes penetrantes o por ultrasonido, según sea el caso, a los prototipos antes de los ensayos en vuelo, inmediatamente después, y en forma periódica al material fabricado dado que son piezas experimentales y su comportamiento debe ser vigilado antes de decidir fabricarlas para otros aviones.

## BIBLIOGRAFIA

- 1.-FUERZA AEREA DEL PERU. SERVICIO DE MATERIAL DE GUERRA. Cohete Autodirigido P. Descripción Técnica e Instrucciones para el empleo. Páginas 1 a 12.
- 2.-FUERZA AEREA DEL PERU. SERVICIO DE MATERIAL DE GUERRA. Dispositivo de Lanzamiento de Aviación APU-13MTE. Descripción Técnica e Instrucciones para el Empleo. Páginas 3 a 6 y 21.
- 3.-FUERZA AEREA DEL PERU. SERVICIO DE MATERIAL DE GUERRA. Viga Portadora BD3-57M dotada de Cierres BD3-55M y B3-59M. Descripción Técnica e Instrucciones para el Empleo. Páginas 10 y 11, 18 a 26.
- 4.-AVIONS MARCEL DASSAULT-BREGUET AVIATION. Notice Technique des Cheminees "Side-Winders". CES1 et Derivees. Octubre 1978. Páginas 1-1 a 1-4, y 4-3 a 4-6.
- 5.-AVNER, SIDNEY H. Introducción a la Metalurgia Física. Ediciones Del Castillo. Madrid, 1966. Capítulo 12. Páginas 380 a 401.
- 6.-LAJTIN, YU M. Metalografía y Tratamiento Térmico de los Metales. Editorial MIR. Moscú 1977. Capítulos XXII y XXIII.
- 7.-GULIAEV, A. P. Metalografía. Editorial MIR. Moscú 1978. Tomo 2. Capítulos XXVI.
- 8.-AYRES, F. Teoría y Problemas de Cálculo Diferencial e Integral. Libros McGraw-Hill. Capítulos 37 y 38.
- 9.-TIMOSHENKO, S. Resistencia de Materiales. Espasa-Calpe. Madrid 1980. Tomo I. Capítulos III, IV, V y Apéndice.
- 10.-MERIAM, J.L. Estática. Editorial Reverté. Barcelona 1968. Capítulo 7.
- 11.-MIROLIUBOV, I. Y OTROS. Resistencia de Materiales. Editorial MIR. Moscú 1978. Capítulo VIII. Páginas 93 a 168.
- 12.-NASH, W.A. Teoría y Problemas de Resistencia de Materiales. McGraw-Hill. México 1967. Capítulos 6, 7, 8, 9 y 15.

- 13.-AISC. Steel Construction. American Institute of Steel Construction. Chicago 1980. Capítulos 2 y 5.
- 14.-HORI, J. Esfuerzos en Elementos de Máquinas. Universidad Nacional de Ingeniería. Capítulo 4.
- 15.-BLODGETT, O.W. Design of Weldments. The James F. Lincoln Arc Welding Foundation. Ohio 1963. Parts Two, Three, Four, Six y Seven.
- 16.-THE LINCOLN ELECTRIC COMPANY. The Procedure Handbook of Arc Welding. Ohio 1973. Sections 2, 3,5 y 9.
- 17.-OERLIKON. Soldaduras Especiales. Capítulo 8.
- 18.-AMERICAN SOCIETY OF METALS. Handbook of Metals. Chap. Heat Treating of Nonferrous Metals. Sect. Heat Treating of Aluminum Alloys.
- 19.-AVIONS MARCEL DASSAULT-BREGUET AVIATION. Manuel de Maintenance de l'Avion MIRAGE M5. Fascicule: Service Courant. Tome 3. (Mise en oeuvre et entretien courant du systeme d'armes). Commun aux versions: M5P4-DP4. Partie Planches. Abril 1984. Páginas PL.040 F6, PL.040B F6, PL.937, PL938 y PL.946.
- 20.-AVIONS MARCEL DASSAULT-BREGUET AVIATION. Notice Descriptive et de Fonctionnement de l'Avion MIRAGE M5P4.A Turbo Réacteur "Atar" avec Post-Combustion. Tome 2: Systeme de Navigation et d'Armement. Partie Planches. Diciembre 1983. Páginas AP: PL.1 a PL.5, 2,1: PL.1 a PL.10, 2,10: PL.51 y PL.52.
- 21.-FUERZA AEREA DEL PERU. "Vuelos". Manual de Empleo Táctico. Mirage M5P. Páginas 1.1 a 1.6
- 22.-SIMPSON, A. El Libro del Lotus 1-2-3. Ediciones Anaya Multimedia S.A. Madrid 1986.
- 23.-MANUAL DE AUTOCAD