

01173

**DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO
FACULTAD DE INGENIERÍA**

**“ANÁLISIS TÉRMICO DE UN SATÉLITE PEQUEÑO
EXPERIMENTAL”**

GERARDO SIERRA JUÁREZ

T E S I S

**PRESENTA A LA DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE
POSGRADO DE LA**

FACULTAD DE INGENIERÍA

DE LA

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

**COMO REQUISITO PARA OBTENER
EL GRADO DE**

MAESTRO EN INGENIERÍA

(MECÁNICA)

DIRECTOR DE TESIS: DR. YURI V. FAIRUZOV

CIUDAD UNIVERSITARIA

- 1997 -

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

Dedicatoria

A Norma R. P.

Agradecimientos

**A mis padres,
A mis hermanos,
A mi director de tesis,
A mis sinodales,
A mis amigos,
A la UNAM,
A PUIDE,
A GMM,
A CONACYT,
A la familia Reyes Pérez,
A Dios.**

Resumen

Un satélite contiene varios componentes que funcionan apropiadamente sólo si se mantienen en ciertos rangos de temperatura específicas. El objetivo del diseño térmico del satélite es proveer la transferencia de calor entre todos los elementos del satélite de tal forma que las componentes sensibles a temperatura se mantengan dentro de sus límites. Para el análisis térmico detallado se requiere de un modelo realístico y dinámico.

Los objetivos de la tesis son los siguientes:

- 1) Desarrollo de un modelo matemático transitorio de un satélite experimental,
- 2) Creación de un programa de computación para el control térmico de satélites pequeños que permita obtener las temperaturas en todas las etapas de la misión de cada una de sus componentes críticas,
- 3) Selección del método numérico para resolver el sistema de ecuaciones resultantes,
- 4) Estudio de la influencia de las propiedades termo-ópticas sobre diferentes tipos de superficies.
- 5) Validación, en forma progresiva, del modelo desarrollado mediante el análisis térmico de varias configuraciones de satélites (esférico, Colibrí, PACSAT),

El satélite Colibrí es un proyecto que está en la fase del diseño conceptual, para lo cual es necesario realizar un análisis térmico preliminar.

El análisis de los tipos de superficies es con lo que se comienza, continuando con el desarrollo del modelo y del programa en forma progresiva, primeramente con un satélite esférico y después se va complicando hasta poder simular el satélite Colibrí. Por último la validación del modelo matemático se realiza con información del microsátélite PACSAT, actualmente en órbita, mediante los datos de las temperaturas en seis elementos y planos del satélite. Se simula las temperaturas de cada componente desde el lanzamiento hasta la estabilización cuasiestacionarias de las temperaturas y se comparan con los datos experimentales. Por último se realiza un análisis de error a la aproximación mostrando una diferencia global de 5K, en las componentes críticas del satélite PACSAT, entre los resultados obtenidos y los datos experimentales.

Índice

Nomenclatura	1
Introducción	3
Capítulo 1. Control térmico de satélites	5
1.1 Análisis comparativo de los métodos de control térmico de satélites,	5
1.1.1 Control térmico pasivo,	6
1.1.2 Control térmico activo,	8
1.2 Programas para análisis térmico de satélites,	10
1.3 Formulación del problema.	10
Capítulo 2. Análisis térmico preliminar del satélite Colibrí	13
2.1 Determinación de los requisitos térmicos,	13
2.1.1 Límites de temperatura operacionales y de encendido del equipo,	13
2.1.2 Flujos externos de calor,	13
2.1.3 Solución para un satélite esférico isotérmico,	16
2.2 Estimación preliminar de temperaturas y flujos de calor,	19
2.3 Selección de cubiertas y aislantes térmicos, espesores de metales y materiales.	24

Capítulo 3. Desarrollo del modelo térmico del satélite Colibrí y de programa para el análisis térmico basándose en el método de parámetros concentrados	27
3.1 Desarrollo del método de transferencia de calor entre el satélite y el espacio,	27
3.2 Selección de métodos numéricos para la integración del sistema de ecuaciones diferenciales acopladas no-lineales de primer orden,	28
3.3 Factores de forma y tipo de radiación,	29
3.4 Matriz de conducción,	30
3.5 Desarrollo de la red térmica,	31
3.5.1 Factores de acoplamiento de radiación R_{ij} ,	40
3.5.2 Factores de acoplamiento de radiación C_{ij} ,	43
3.5.3 Coeficiente de aspecto solar,	44
3.6 Programación.	44
Capítulo 4. Análisis térmico del satélite PACSAT y comparación con datos experimentales	48
4.1 Pruebas de balance térmico para validar el modelo matemático,	48
4.1.1 Descripción general de un microsátélite,	48
4.1.2 Descripción de módulos del PACSAT,	50
4.2 Datos experimentales,	52
4.2.1 Discretización,	53
4.2.2 Modificación de los coeficientes de aspecto solar y terrestre,	56
4.2.3 Comparación de predicciones con datos experimentales.	64
4.2.4 Análisis del error en la aproximación	66

Capítulo 5. Conclusiones y recomendaciones	68
5.1 Conclusiones,	68
5.2 Recomendaciones.	69
Referencias	72
Bibliografía	74
Apéndice A Programas	77
Apéndice B Métodos numéricos	85
Apéndice C Gráficas	90
Apéndice D Tablas y figuras	102
Apéndice E Gráficas de datos y resultados	115

Nomenclatura

A_{ij}	área de conducción del nodo i al nodo j ,
A_i	área de radiación para el nodo i ,
A_c	área total de contacto de la superficie,
A	área total de la superficie,
A_p	área transversal de la placa,
a	coeficiente de albedo,
c_i	capacidad térmica de nodo i ,
c_p	capacidad térmica específica,
C_{ij}	factor de acoplamiento de conducción entre nodos i y j ,
D	diámetro del satélite esférico,
$\frac{dT_i}{dt}$	razón de variación de temperatura del nodo i ,
F_{ij}	factor de forma entre el nodo i y j ,
H	altura de la órbita,
(i, j)	entrada de una matriz,
k	conductividad,
k_p	conductividad de la placa,
L_{ij}	distancia entre los centros de masa de los nodos i y j ,
m	masa,
m_i	masa del nodo i ,
MAX	mayor del los máximos globales de los datos experimentales,
MIN	menor del los mínimos globales de los datos experimentales,
p	potencia térmica,
p_i	potencia térmica del nodo i ,
P	periodo,
Q	intensidad solar incidente,
Q_i	flujo de calor incidente sobre la superficie i ,
Q_{ij}	intercambio de calor entre dos superficies i y j ,
Q_T	flujo total,
r_i	coeficiente de reflexión,
R_c	resistencia térmica de contacto,
R_e	radio de la Tierra,
R_i	resistencia térmica entre el nodo i y su superficie de contacto con el nodo j ,
R_{ij}	factor de acoplamiento de radiación entre los nodos i y j ,

S	flujo solar,
t	tiempo,
T	temperatura absoluta,
T_a	temperatura media anual de la Tierra como cuerpo negro,
T_C	temperatura resultante de los cálculos,
T_e	temperatura de equilibrio,
T_i	temperaturas de los nodos i ,
T_{ic}	temperatura de la superficie de contacto,
T_{iecl}	duración de eclipse,
T_{m_i}	temperatura máxima en la i -ésima órbita,
T_D	temperatura de los datos experimentales,
W_i	calor emitido por la superficie i ,
α_s	absortividad solar,
α_{s_i}	absortividad solar del nodo i ,
γ	ángulo entre el vector tierra y el vector normal a la superficie,
δ	distancia del satélite al centro de masa de la Tierra,
δ_p	espesor de la placa,
ε	emisividad,
θ	ángulo entre el vector sol y el vector normal a la superficie,
μ_s	coeficiente de aspecto solar,
μ_T	coeficiente de aspecto terrestre,
μ_{s_i}	coeficiente de aspecto solar del nodo i ,
μ_{T_i}	coeficiente de aspecto terrestre del nodo i ,
σ	constante de Stefan-Boltzmann,
ϕ_a	flujo constante de albedo,
ϕ_r	valor medio anual de la radiación térmica de la Tierra,
ϕ_T	radiación térmica de la Tierra,
τ	tiempo constante.

Introducción

Los satélites ofrecen nuevos y muy eficientes métodos de solución comparados con las técnicas terrestres en muchos campos. Su ventaja fundamental reside en la capacidad de obtener una vista global de una gran porción de la superficie de la Tierra. Esto ha permitido su aplicación en varias áreas como son comunicaciones, fotografía para meteorología y reservas naturales, navegación de aeronaves y barcos e investigación de la Tierra y del espacio.

Un satélite consiste de dos partes básicas: la carga útil y la plataforma.

La carga útil realiza la misión del satélite (imágenes terrestres, comunicación, experimentos y fotografías de alta resolución), mientras que la plataforma soporta la carga útil que provee la órbita requerida, control de posición, energía eléctrica, control térmico y soporte mecánico.

La plataforma de un satélite puede ser dividida en seis subsistemas:

1. **Control de posición:** mantiene la actitud del satélite u orientación en el espacio.
2. **Sistema de propulsión:** coloca el satélite en la órbita deseada y mantienen los parámetros orbitales.
3. **Sistema energía eléctrica:** provee energía eléctrica en todas las fases de la misión.
4. **Sistema estructural:** provee la interface mecánica con el vehículo lanzador, da soporte mecánico a todos los subsistemas y sostiene cargas durante el lanzamiento.
5. **Telemetría y comandos:** mantiene la comunicación con el satélite y transferencia de datos.
6. **Control térmico:** mantiene las temperaturas del equipo del satélite dentro de los rangos especificados.

El subsistema de la plataforma del satélite a tratar en esta tesis es el control térmico.

Un satélite contiene varios componentes que funcionarán apropiadamente solo si ellas se mantienen en ciertos rangos de temperatura específicos.

En órbita ocurren procesos de transferencia de calor debido a disipación de calor en el equipo del satélite, rayos del Sol, iteración energética entre el satélite y la Tierra, y el satélite y el espacio. Estos procesos dan como resultado en una distribución de temperatura dentro del satélite. Las temperaturas de las componentes son establecidas por el calor radiado de la superficie externa al espacio y la disipación de calor de los equipos internos, junto con las características de los medios de transferencia de calor por conducción y radiación entre pozos y fuentes.

Cada elemento tiene su propia temperatura. El objetivo del diseño térmico del satélite es proveer la transferencia de calor entre todos los elementos del satélite de tal manera que las componentes sensibles a temperatura se mantengan dentro de los límites especificados en todas las condiciones del medio ambiente, incluyendo el prelanzamiento, lanzamiento y en órbita.

En el capítulo 1 se toca el tema de control térmico de satélites: control térmico pasivo que consta de cubiertas térmicas, aislantes térmicos, sumideros de calor, materiales con cambio de fase y control térmico activo que utiliza tubos de calor, calentadores eléctricos y persianas. También se explica como se realiza el análisis térmico típico de un satélite y se concluye el capítulo con la formulación del problema.

Para análisis térmico de Colibrí se comienza con la determinación de los requisitos térmicos, es decir, los límites de temperatura operacionales y de encendido del equipo y temperaturas de equilibrio en el equinoccio o en el eclipse, la estimación de temperaturas, flujos de calor y áreas de radiación para un modelo simple como lo es un satélite isotérmico esférico y la selección de cubiertas y aislantes térmicos. Estos temas son tratados en el capítulo 2.

En el tercer capítulo se desarrolla el método de transferencia de calor entre el satélite y el espacio (método de parámetros concentrados), la selección de métodos numéricos para la integración del sistema de ecuaciones ordinarias de primer orden, los cálculos de factores de forma y la matriz de conducción, así como la red térmica y la programación en computadora del modelo que permite obtener las temperaturas del satélite Colibrí en todas las etapas de la misión.

La comparación con datos experimentales, en el capítulo 4, se realiza a partir de datos de temperaturas reales medidas en un satélite en órbita, PACSAT, para validar el modelo matemático y el programa.

En los apéndices se anexan programas, métodos numéricos tablas figuras y gráficas.

Capítulo 1

Control térmico de satélites

1.1 Análisis comparativo de las técnicas de control térmico de satélites (revisión analítica).

Un proceso típico para el desarrollo del subsistema de control térmico de un satélite se divide en las siguientes cuatro etapas:

- 1ª diseño conceptual,
- 2ª diseño preliminar,
- 3ª diseño detallado,
- 4ª diseño final.

La tarea principal del diseñador térmico durante la etapa del diseño conceptual es la configuración de la nave espacial con el fin de alcanzar un efectivo control térmico. Esta etapa comienza con la aclaración de los requerimientos de los subsistemas. Estos dependen principalmente de la misión, tipo del vehículo lanzador y parámetros orbitales. Basándose en esta información selecciona una configuración conceptual del satélite (forma, masa). Aquí, el sistema de control de posición del satélite ejerce una gran influencia sobre el diseño térmico.

Después del diseño conceptual comienza el diseño preliminar. En esta etapa se lleva a cabo la distribución de las componentes de subsistemas dentro del satélite y el sistema es perfeccionado con base en los requerimientos del satélite o de la misión. La ubicación del equipo se basa en un compromiso entre requerimientos estructurales y térmicos y se comienza una configuración más detallada de la nave espacial. Las definiciones preliminares de los subsistemas térmicos requeridos y características son obtenidas, además, el presupuesto establecido de potencia y masa. El objetivo es satisfacer los requerimientos de todos los subsistemas dentro de las restricciones del vehículo lanzador. Los análisis son realizados para verificar el adecuado diseño térmico conceptual. Si el diseño es correcto, las modificaciones se realizan.

El proceso anterior continua en mayor escala en la etapa del diseño detallado. Las iteraciones entre el diseño estructural, equipo de disipación, ubicación de equipo y límites de temperatura son muy importante en el diseño térmico. Este proceso iterativo se hace en términos de parámetros de control térmico (tipos de cubiertas térmicas, espesor de los materiales, tubos de calor y persianas) para establecer el mejor diseño térmico para todos los subsistemas. Después de los procesos iterativos y el diseño preliminar, un modelo térmico matemático se desarrolla para predecir las temperaturas de las componentes, si las temperaturas del equipo no están dentro de los límites permisibles, el diseño térmico se modifica y el proceso se repite.

La exactitud del modelo térmico se verifica por medio de la realización de pruebas de balance sobre un modelo térmico físico apropiado.

Las técnicas de control térmico pueden dividirse en dos clases: control térmico pasivo y control térmico activo.

1.1.1 Control térmico pasivo

El control térmico pasivo mantiene la temperatura de las componentes del satélite dentro de un rango deseable por medio de la selección de una configuración geométrica y propiedades termo-ópticas de las superficies. Este sistema no tiene partes móviles, fluidos móviles o entradas de energía eléctrica. Las técnicas de control térmico pasivo incluyen cubiertas térmicas, aislantes térmicos, sumideros de calor y materiales con cambio de fase.

a) Cubiertas térmicas. Las superficies externas de un satélite intercambian calor por radiación con el espacio, el único sumidero disponible. Las propiedades de la superficie del satélite se seleccionan de tal manera que se alcance un balance de temperatura deseable entre disipaciones internas, externas y calor cedido al espacio. Las dos propiedades principales son la emisividad, ϵ , y la absorptividad solar, α_s . Dos o mas cubiertas pueden ser combinadas para obtener un valor medio deseable para α_s y para ϵ .

Son deseables para un radiador un valor bajo de α_s y alto de ϵ ($\alpha_s/\epsilon \ll 1$) para minimizar la entrada de calor por el flujo solar y maximizar el calor cedido al espacio. Para una cubierta que radia, ambos valores iniciales de α_s y ϵ sufren algunos cambios importantes en sus valores durante el tiempo de vida de la misión.

Los valores de las propiedades de radiación son sujetas a incertidumbres originadas de cuatro fuentes:

1. Errores en las propiedades medidas,
2. Reproducibilidad en la manufacturización,
3. Contaminación antes, durante y después del lanzamiento,
4. Degradación en el espacio.

La degradación de las cubiertas térmicas en el espacio es resultado de la combinación de efectos del alto vacío, partículas cargadas y radiación ultravioleta del Sol. Los dos últimos efectos varían con la trayectoria de la misión; los datos de degradación en órbita son obtenidos continuamente en pruebas de vuelo y laboratorios de mediciones.

b) Aislantes térmicos. Están diseñados para reducir el flujo de calor por unidad de área entre dos superficies tangentes a temperaturas específicas. El aislamiento puede ser un simple material homogéneo, tales como espuma de baja conductividad térmica, o un evacuado aislante multicapas en que cada capa actúa como un escudo de baja emisividad y esta separada por espaciadores de baja conductividad.

Los aislantes multicapas son muy utilizados en el control térmico de satélites para:

1. Minimizar el flujo de calor a/o de componentes,
2. Reducir la amplitud de fluctuaciones de temperaturas en componentes debido a variaciones en tiempo del flujo de calor debido a radiación externa,
3. Minimizar el gradiente de temperatura en componentes causadas por variación de direcciones en la entrada de la radiación.

Los aislantes multicapas consisten de un escudo de varias capas de espacio cerrado de radiación-reflexión que son colocados perpendicularmente a la dirección del flujo de calor. El objetivo de los escudos es reflejar un gran porcentaje de radiación recibida de las capas de superficies calientes. Son comúnmente utilizados espaciadores de baja conductividad para evitar el contacto directo entre los escudos. Algunas veces el arrugamiento o el ondulamiento de los escudos produce pequeñas áreas en donde es bajo el flujo de calor debido a conducción, además se crea un vacío en el espacio entre los escudos para disminuir la conducción por el gas entre las capas.

c) Sumideros de calor. Son materiales de alta capacidad térmica que son colocados en contacto térmico con componentes cuya temperatura se desea controlar. Cuando el calor es generado por la componente, el acenso de la temperatura es restringido

porque el calor es conducido hacia el sumidero. El sumidero consigue entonces depositar calor a locaciones adyacentes a través de conducción o radiación. También tienen la misma función en sentido opuesto, es decir, previene severos enfriamientos durante períodos de baja absorción o generación de calor. Estos son comúnmente utilizados para el control de temperaturas de tarjetas de equipos electrónicos que tienen alta disipación o una variación cíclica en potencia de disipación. Los mismo equipos y estructuras del satélite proveen usualmente un sumidero de calor.

d) **Materiales con cambio de fase sólido-líquido.** Presentan un aprovechamiento atractivo para el control térmico de satélites cuando el inherente flujo de calor orbital o equipo de disipación cambia mucho por períodos cortos.

Este sistema de control térmico consiste principalmente de un contenedor que es llenado con un material capaz de experimentar un cambio químico de fase. Cuando la temperatura de la superficie del satélite se incrementa, el material absorberá el exceso de calor a través de fusión. Cuando la temperatura descende, el material se solidifica. Los materiales con cambios de fase usados para control térmico son aquellos cuyos punto de fusión es cercano a la temperatura deseada del equipo. Entonces el calor latente asociado con el cambio de fase provee una gran inercia térmica cuando la temperatura del equipo esta en el punto de fusión, sin embargo, no se puede prevenir otras elevaciones de temperatura cuando todo el material está congelado.

1.1.2 Control térmico activo

El control térmico pasivo puede no ser adecuado y eficiente en términos de:

1. Añadir masa al satélite donde los equipos tienen un corto rango de temperatura específica y hay una gran variación en el poder de disipación de estos.
2. Cambio de propiedades termo-ópticas de la superficie debido a la degradación espacial.
3. Variación en flujo solar durante la misión.

En tales casos, los sensores de temperatura pueden ser colocados en el equipo crítico. Cuando las temperaturas críticas son alcanzadas, se utilizan mecanismos para modificar las propiedades termo-ópticas de la superficie o también se encienden o se apagan calentadores de energía eléctrica para compensar esta variación en el equipo de poder de disipación. Esta sección provee un breve análisis

de los elementos de control activo, tales como tubos de calor, calentadores eléctricos y persianas.

a) Tubo de calor. Es un dispositivo térmico que provee eficientemente transferencia de energía térmica a gran alcance entre dos terminales con una pequeña diferencia de temperaturas. Los tubos de calor proveen una casi condición isotérmica y pueden ser considerados dispositivos de extra-alta-conductividad térmica.

Un tubo de calor consiste de un tubo cerrado cuya superficie interna esta alineada con una mecha capilar. El calor, en la porción del evaporador del tubo, evapora el fluido de trabajo. El resultado es una diferencia en presión que conduce el vapor del evaporador al condensador, donde este se condensa y libera el calor latente de vaporización. La pérdida de vapor por condensación resulta en la interfase vapor-líquido en el condensador entrando el líquido condensado en la superficie mechada, y una presión capilar se desarrolla. Esta presión lo bombea de retorno al evaporador para revaporización. Así los tubos de calor transportan el calor latente de vaporización continuamente de la sección del evaporador al condensador. El alcance de calor transportado como calor latente de vaporización es usualmente varios órdenes de magnitud mayor que el calor que puede ser transmitido en un convencional sistema convectivo.

b) Calentadores eléctricos. Son usados para mantener la temperatura arriba en los niveles mínimos permisibles. El calentador es una parte típica de un sistema de ciclo cerrado que incluye un sensor de temperatura y un controlador electrónico de temperatura. Los termostatos bimetalicos son usados en algunas aplicaciones.

c) Persianas. Para un satélite en que el cambio en potencia interna de disipación o flujos externos de calor son severos, no es posible mantener las temperaturas de los equipos dentro de los límites permisibles en el diseño a menos de que la razón α_s/ϵ pueda ser variada. Un método muy común y confiable que da eficientemente una variación a la razón α_s/ϵ es a través del uso de persianas térmicas. Cuando las hojas de las persianas están abiertas, la razón efectiva α_s/ϵ es baja (baja α_s , alta ϵ) y cuando las hojas están cerradas, la razón efectiva α_s/ϵ es alta (baja α_s , baja ϵ). Las persianas también reducen las dependencias de las temperaturas del satélite sobre la variación de las propiedades termo-ópticas de los radiadores.

Las persianas consisten de cinco componentes principales: plato base, hojas, actuadores, elementos sensitivos, y elementos estructurales. El plato base es una superficie de baja razón α_s/ϵ que cubre los elementos críticos cuya temperatura se esta controlando. Las hojas, manejadas por los actuadores, son los elementos de las persianas que dan característica de radiación variable en el plato base. Cuando las

hojas están cerradas, ellas escudan el plato base de sus alrededores. Cuando ellas están totalmente abiertas, la conexión por radiación del plato base a sus alrededores es mayor. Por estas dos posiciones extremas de las hojas la radiación del plato base puede ser variada en un rango definido.

Los actuadores son elementos de las persianas que manejan las hojas de acuerdo a la temperatura sensada por equipos colocados en el plato base. En un simple sistema de actuación, todas las hojas son manejadas por el mismo actuador. En un sistema multihojas, varios actuadores son requeridos para operarlo.

1.2 Programas para análisis térmicos

Varios programas, para propósitos generales, son disponibles también para el análisis térmico de satélites. El primer paso es una discretización del satélite en nodos. Como se discutirá posteriormente, para el análisis térmico se necesitará calcular los factores de acoplamiento de radiación, factores de acoplamiento de conducción y flujos externos de calor, además debemos conocer el calor disipado de los equipos del satélite. Los factores de acoplamiento de radiación y flujos de calor en la órbita se calculan usando el programa de computación LOHARP (otros programas son posibles para esta tarea). Los datos para estos programas consiste de parámetros estructurales del satélite, propiedades termo-ópticas de las cubiertas y parámetros orbitales. Los factores de acoplamiento de conducción son calculados directamente de datos físicos. Los factores de acoplamiento de radiación, flujos de calor durante la órbita, factores de acoplamiento de conducción y equipos disipadores de calor del satélite son los datos de entrada para el programa SINDA (Systems Improved Numerical Differencing Analyzer), que calcula las temperaturas de los nodos. Otros programas analizadores térmicos son también disponibles. Si las temperaturas no son aceptables, el diseño térmico se modifica y el proceso se repite.

1.3 Formulación del problema

La Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) ha creado el Programa Universitario para la Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE), en el cual se desarrolla el proyecto UNAMSAT. Este consiste en el diseño y construcción de un satélite pequeño experimental. El interés en el desarrollo del área de satélites en PUIDE ha llevado a la necesidad de crear un grupo para el análisis y diseño térmico

de satélites. Para el análisis térmico detallado se requiere de un modelo realístico y dinámico, es decir, transitorio.

Los objetivos de esta tesis son los siguientes:

- 1) Se desarrollará un modelo matemático transitorio de un satélite experimental,
- 2) Se creará un programa de computación para el control térmico de satélites pequeños que permita obtener las temperaturas en todas las etapas de la misión de cada una de sus componentes críticas,
- 3) Se seleccionará el método numérico para resolver el sistema de ecuaciones resultantes,
- 4) Se estudiará la influencia de las propiedades termo-ópticas sobre diferentes tipos de superficies.
- 5) Se validará, en forma progresiva, el modelo desarrollado mediante el análisis térmico de varias configuraciones de satélites (esférico, Colibrí, PACSAT),

El satélite Colibrí es un proyecto que está en la fase del diseño conceptual, para lo cual se necesita realizar un análisis térmico preliminar.

El análisis de los tipos de superficies es con lo que se comienza, continuando con el desarrollo del modelo y del programa en forma progresiva, primeramente con un satélite esférico y después se va complicando hasta poder simular el satélite Colibrí. Por último la validación del modelo matemático se realiza con información del microsátélite PACSAT, actualmente en órbita, mediante los datos de las temperaturas en seis elementos y planos del satélite. Se simula las temperaturas de cada componente desde el lanzamiento hasta la estabilización cuasiestacionarias de las temperaturas y se comparan con los datos experimentales.

El método de parámetros concentrados es muy utilizado para construir modelos matemáticos en el análisis térmico de satélites. La inherente simplicidad y flexibilidad del método hace sencillos los problemas difíciles. El modelo desarrollado se basa en un método de parámetros concentrados.

El método consiste en lo siguiente: el satélite se divide en n -partes isotérmicas llamadas nodos (puntos en que se conserva la energía) y una red de conductores que la transfieren entre los nodos, donde pueden entrar la energía a la red por medio de términos fuentes.

Los problemas en el desarrollo de dicho modelo y programa son:

1. **Cálculo de los factores de acoplamiento por radiación:** es necesario calcular primeramente los factores de forma para cada pareja de nodos; para esto debe implementarse un rutina que realice esta tarea mediante la lectura de datos acerca de la geometría de los nodos (longitudes, espesores, radios, distancias, etc.) y datos de radiación (emisividad, absorptividad, área de radiación, tipo de radiación, etc.) y que como salida entregue los factores de forma. Una vez calculados se necesita una rutina para encontrar la inversa de una matriz necesaria para el cálculo de los factores de acoplamiento por radiación de cuerpos grises.
2. **Cálculo de los factores de acoplamiento por conducción:** este cálculo no es complejo porque bajo la suposición de que los conductores transfieren la energía, para el caso de la conducción, en forma lineal simplifica la rutina de lectura de datos (conductividad del nodo, área de contacto, espesores, resistencia de contacto, etc.) y el cálculo de las resistencia térmica para el caso lineal.
3. **Cálculo de los flujos externos de calor:** en el siguiente capítulo se tratará el cálculo de los flujos externos, los cuales son muy simples en el caso del flujo de albedo ocasionado por la reflexión de la radiación solar sobre la Tierra y en el caso de la radiación térmica terrestre, la cual ocurre por ser un cuerpo caliente. La dificultad está en el cálculo del flujo solar, que es el mayor de los tres flujos externos. El flujo solar, sobre un nodo, depende de su proyección sobre el plano perpendicular al vector sol, es decir, de su geometría y de su posición, la cual varía con respecto al tiempo, el tipo de órbita y de la época del año.
4. **Resolver la ecuación de balance térmico:** un balance de energía da por resultado un sistema de ecuaciones diferenciales acopladas no-lineales del mismo número de nodos que al integrarlas con respecto al tiempo resultan en la obtención de temperatura de cada nodo en cada instante de la órbita. Tal sistema de ecuaciones debe ser resuelto por un método numérico el cual debe ser implementado al programa.

Capítulo 2

Análisis térmico preliminar del satélite Colibrí

2.1 Determinación de los requisitos térmicos

El satélite Colibrí es un proyecto de PUIDE en la fase del diseño conceptual. Para su análisis térmico preliminar se comienza con la suposición de que el satélite es esférico e isotérmico y de esta manera se empieza a obtener resultados preliminares por medio del desarrollo de un modelo sencillo el cual en forma progresiva aumenta su complejidad al modelar otros tipos de geometrías. En el capítulo siguiente se trata a fondo el satélite Colibrí, una vez que se finaliza el análisis preliminar.

2.1.1 Límites de temperatura operacionales y de encendido del equipo

En la tabla 1D (apéndice D) se muestran algunas componentes que funcionan en forma apropiada sólo si ellas se mantienen dentro de un rango de temperaturas especificados. Las temperaturas que se presentan son las de límite operacional y de encendido en el satélite.

Diferentes equipos funcionan óptimamente en diferentes rangos de temperaturas. La componente con un rango de temperatura mas estrecho es el de la batería.

Es necesario la comprensión de las fuentes de calor externas para poder controlar las temperaturas críticas de los equipos del satélite.

2.1.2 Flujos externos de calor

Los mayores flujos externos de calor sobre un satélite terrestre orbitando son flujo solar, flujo de albedo y de la radiación terrestre de la Tierra.

a) Flujos solar: el promedio anual del flujo solar fuera de la atmósfera terrestre es aproximadamente 1353 W/m^2 . El flujo es proporcional al inverso del cuadrado de la distancia del Sol, que causa una variación del 3% durante el año debido a la excentricidad de la órbita de la Tierra. El máximo valor (1339 W/m^2) ocurre en el perihelio alrededor del 3 de enero y el mínimo (1309 W/m^2) ocurre en el afelio alrededor del 4 de julio, figura 2.1. El flujo solar es considerado independiente de la altura de la órbita. Debido a la gran distancia entre el Sol y el satélite, se considera que el flujo solar incide sobre el satélite con rayos paralelos. Ahora bien la intensidad solar (en unidades de potencia) sobre una superficie no sombreada por algún otro cuerpo es obtenida simplemente como el producto de el flujo solar por la proyección del área de la superficie sobre el plano perpendicular a el vector sol. Entonces el flujo solar incidente sobre la superficie esta dado por

$$Q = S\mu_s A$$

donde Q = intensidad solar incidente, W
 S = flujo solar, W/m^2
 A = área total de la superficie, m^2
 μ_s = razón de área de proyección (efectiva) de la superficie / área total,
 = $\cos \theta$ para un plano donde θ es el ángulo entre el vector sol y el vector normal a la superficie,
 = $\frac{1}{4}$ para una esfera,
 = coeficiente de aspecto solar, adimensional.

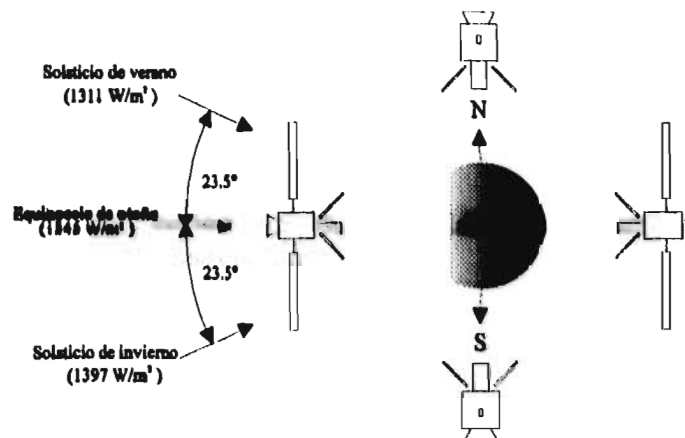


figura 2.1 Variación anual del flujo solar

b) Flujo de albedo: es la fracción de la total radiación solar incidente sobre la Tierra que es reflejada al el espacio como resultado de: la dispersión sobre la atmósfera, la reflexión en las nubes y en la superficie de la Tierra. El flujo constante de albedo ϕ_a esta dado por

$$\phi_a = Sa$$

donde S = flujo solar constante, W/m^2
 a = coeficiente de albedo, adimensional.

El valor medio anual recomendado para a es 0.30 ± 0.02 . El valor de a varia de 0.1 a 0.8. La variación es relativa a el incremento en el promedio de la distancia de la cubierta de nubes al ecuador y la alta reflectividad de la nieve y superficies cubiertas de hielo en regiones de alta latitud.

En el cálculo del flujo de albedo sobre un satélite, es común considerar que el coeficiente de albedo es constante sobre la superficie de la Tierra. El cálculo es complejo porque el flujo de albedo depende de la posición de el satélite, la orientación de el Sol y la altitud del satélite. Si se considera el simple caso de un satélite esférico y se promedia la superficie del satélite y de la orientación del Sol, el flujo de albedo es

$$\phi_a = \frac{Sa}{8} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{\delta^2}} \right)$$

donde R_e = radio de la Tierra, km.
 δ = distancia del satélite al centro de masa de la Tierra, km.
 a = coeficiente de albedo, adimensional.

c) Radiación térmica terrestre: una porción de la radiación solar es absorbida como calor por la Tierra y su atmósfera y es remitida como radiación térmica de acuerdo a la ley de Stefan-Boltzmann. El valor medio anual de la radiación térmica de la Tierra es $\phi_r = 237 \pm 7 W/m^2$. Usualmente se considera que la radiación térmica emitida por la Tierra es constante sobre su superficie. El flujo incidente, ϕ_T , sobre una superficie del satélite es una función de la altitud y para un satélite esférico esta dado por

$$\phi_T = \frac{1}{2} \sigma T_a^4 \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{\delta^2}} \right) = \frac{1}{2} \phi_r \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{\delta^2}} \right)$$

donde T_a = temperatura media anual de la Tierra como cuerpo negro, K
 ϕ_r = valor medio anual de la radiación térmica terrestre, W/m^2
 R_e = radio de la Tierra, km.
 δ = distancia del satélite al centro de masa de la Tierra, km.
 σ = constante de Stefan-Boltzmann, $5.67 \times 10^{-8} W/m^2K$.

2.1.3 Solución para un satélite esférico isotérmico

Las temperaturas de un satélite son calculadas como soluciones de una simple ecuación de balance de calor de la forma:

$$\left[\begin{array}{c} \text{Calor} \\ \text{almacenado} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c} \text{Calor} \\ \text{que entra} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} \text{Calor} \\ \text{generado} \end{array} \right] - \left[\begin{array}{c} \text{Calor} \\ \text{que cede} \end{array} \right]$$

Para un satélite en órbita, el calor que es absorbido por la nave incluye el flujo solar, la radiación terrestre y el flujo de albedo. El calor, producido dentro del satélite por potencia disipada es principalmente generado por componentes eléctricas y electrónicas; es radiado del satélite por radiación infrarroja por las superficies externas; es también intercambiado entre partes de las componentes por radiación y conducción.

Durante el estudio de la configuración del satélite, los análisis térmicos preliminares son realizados para estimar las temperaturas promedios y la medida del radiador requerido para ésta. Para tal análisis se considera que el satélite es un nodo esférico isotérmico. El cálculo del promedio de temperaturas es una herramienta valiosa en el estudio de la configuración, este será suplido después por un cálculo más detallado de las temperaturas en más puntos en el satélite.

La ecuación de balance para un satélite, figura 2.2, es:

$$\left[\begin{array}{c} \text{Calor} \\ \text{almacenado} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c} \text{Flujos externos} \\ \text{de calor} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} \text{Equipos disipadores} \\ \text{de calor} \end{array} \right] - \left[\begin{array}{c} \text{Calor} \\ \text{radiado} \end{array} \right]$$

donde $\text{Calor almacenado} = mc_p \frac{dT}{dt}$
 m = masa total del satélite, kg.
 c_p = capacidad térmica específica, J/kg K
 T = temperatura absoluta, K.

Los flujos externos de calor son el flujo de solar, el flujo de albedo y la radiación térmica terrestre y están dados por

$$\text{Flujos externos} = \alpha_S S \mu_S A + \alpha_S \mu_T \frac{S a}{8} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_c^2}{\delta^2}} \right) A + \alpha_S \mu_T \frac{1}{2} \phi_r \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_c^2}{\delta^2}} \right) A$$

- donde
- Q = intensidad solar incidente, W
 - S = flujo solar, W/m^2
 - A = área total de la superficie, m^2
 - μ_S = coeficiente de aspecto solar, adimensional
 - μ_T = razón de área de proyección (efectiva) de la superficie / área total,
 - = $\cos \gamma$ para un plano donde γ es el ángulo entre el vector tierra y el vector normal a la superficie,
 - = $\frac{1}{4}$ para una esfera,
 - = coeficiente de aspecto terrestre, adimensional
 - T_e = temperatura media anual de la Tierra como cuerpo negro, K
 - ϕ_r = valor medio anual de la radiación térmica de la Tierra, W/m^2
 - R_c = radio de la Tierra, km
 - δ = distancia del satélite al centro de masa de la Tierra, km
 - a = coeficiente de albedo, adimensional
 - α_S = absorptividad, adimensional.

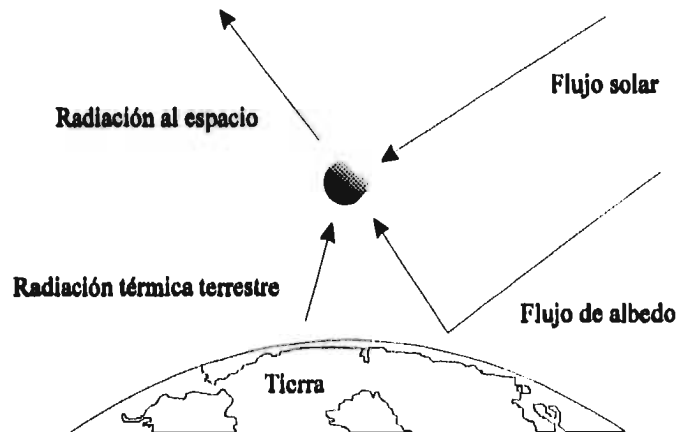


figura 2.2 Balance térmico en un satélite isotérmico esférico

Por la ley de Stefan-Boltzmann tenemos entonces

$$\text{Calor radiado al espacio} = \epsilon A \sigma T^4$$

donde ϵ = emisividad, adimensional

A = área de radiación, m^2

σ = constante de Stefan-Boltzmann, W/m^2K .

T = temperatura absoluta, K .

Por lo tanto, la ecuación de balance es

$$\begin{aligned} mc_p \frac{dT}{dt} = & \alpha_s S \mu_s A + \alpha_s \mu_T \frac{S a}{8} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{\delta^2}} \right) A \\ & + \alpha_s \mu_T \frac{1}{2} \phi_r \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{\delta^2}} \right) A + p - \epsilon A \sigma T^4 \end{aligned} \quad (2.1)$$

donde p es la potencia térmica del satélite.

Para una condición en estado estacionario, la temperatura de equilibrio esta dada por:

$$T_e = \left(\frac{\alpha_s}{\epsilon \sigma A} \left(S \mu_s + \mu_T \frac{S a}{8} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{\delta^2}} \right) + \frac{1}{2} \mu_T \phi_r \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{\delta^2}} \right) \right) + \frac{p}{\epsilon \sigma A} \right)^{1/4} \quad (2.2)$$

Un satélite esta sujeto a estaciones de eclipse dependiendo del tipo de órbita en que se encuentre. Durante estos periodos, S es cero y la temperatura descende. Para garantizar que los equipos puedan estar seguros durante los periodos del eclipse, es necesario calcular la temperatura mínima a experimentar durante éste. También es importante conocer el tiempo de calentamiento durante el retorno a las condiciones iniciales (equinoccio).

La ecuación (2.1) puede ser escrita en términos de la temperatura de equilibrio T_e como

$$\frac{dT}{dt} = \frac{T_e^4 - T^4}{\epsilon A T_e^3} \quad (2.3)$$

donde el tiempo constante es

$$\tau = \frac{mCp}{4\epsilon\sigma AT_e^3}$$

La solución de la ecuación (2.3) depende de si la temperatura está decreciendo o incrementando. La temperatura de equilibrio, T_e , para estos dos periodos será diferente. Así para el caso de enfriamiento (sin flujo solar) y $T > T_e$, la solución puede ser escrita como

$$\frac{t}{\tau} + C_1 = 2 \left(\coth^{-1} \frac{T}{T_e} - \cot^{-1} \frac{T}{T_e} \right) \quad (2.4)$$

y para el caso de calentamiento (con flujo solar) y $T < T_e$, la solución esta dada por

$$\frac{t}{\tau} + C_2 = 2 \left(\tanh^{-1} \frac{T}{T_e} - \tan^{-1} \frac{T}{T_e} \right) \quad (2.5)$$

donde C_i es la constante de integración y está determinada por las condiciones iniciales, temperatura en $t = 0$, que es conocida. Se debe de notar que la temperatura no puede ser escrita explícitamente como una función de tiempo.

2.2 Estimación preliminar de temperaturas y flujos de calor

La primeras suposiciones hechas para cálculo de temperaturas y flujos de calor en el análisis térmico preliminar del satélite son:

1. satélite isotérmico esférico (conductividad térmica infinita y geometría esférica),
2. propiedades termo-ópticas constantes en la superficie (α_s/ϵ constante),
3. $\mu_T = 1.0$ (simplificación del modelo).

Altura de la órbita, km	1000
Potencia térmica, W	3.2
Diámetro, m	0.5
Masa, kg	20
Coefficiente de albedo terrestre, adimensional	0.4
Constante solar, W/m^2	1353
Coefficiente de aspecto solar, adimensional	0.25
Coefficiente de aspecto terrestre, adimensional	0.25
Radiación térmica terrestre, W/m^2	237
Capacidad térmica específica, J/kg K	900

tabla 2.2 Características y parámetros orbitales del satélite

Las anteriores suposiciones son restrictivas, pero ellas permiten obtener una estimación gruesa de las temperaturas, y esto muy útil en la primera etapa del diseño conceptual. Las características y parámetros orbitales del satélite son presentados en la tabla 2.2.

La siguiente tabla 2.3 presenta el resultado de los cálculos de flujos de calor en el satélite. Es evidente que la mayor fuente de calor es la radiación térmica directa. El flujo de albedo y la radiación térmica terrestre son de un orden de magnitud menor a la radiación solar aún considerando $\mu_T = 1.0$, pero todos los flujos se toman en cuenta para los cálculos de las temperaturas.

Flujo solar, W/m^2	$Q = 159.4$
Flujo de albedo, W/m^2	$\phi_a = 4.0$
Radiación térmica de la Tierra, W/m^2	$\phi_T = 6.0$
Flujo total, W	$Q_T = 172.6$

tabla 2.3 Cálculo de flujos de calor en el satélite

Es muy importante para el satélite, en el eclipse, que la radiación térmica terrestre sea mayor que la potencia térmica interna.

La ecuación (2.2) permite calcular las temperaturas de equilibrio en el eclipse o en el equinoccio dependiendo del valor de S , lo que implica que el flujo solar y el flujo de albedo son cero.

La tabla 2.4 muestra la estimación de temperaturas de equilibrio durante el equinoccio para seis diferentes tipos de superficies. La superficie blanca es una, por así decirlo, "cubierta fría", porque ella absorbe poco y tiene una emisividad alta. La pintura negra y el aluminio son cubiertas de temperaturas medias ($10^\circ \sim 11^\circ C$). Para la superficie de oro, la temperatura de equilibrio es muy alta, esta superficie puede ser considerada como cubierta "caliente". El cociente de la absorptividad entre la emisividad da una pronta respuesta a el tipo de comportamiento de la temperatura de equilibrio. Cuando α_s / ϵ es mayor que uno la cubiertas es "caliente", si es menor es "fría" y las de temperatura media es cuando es igual a uno.

El satélite cubierto de celdas solares tiene una temperatura de equilibrio de $-11^\circ C$ en la superficie. Los cálculos son obtenidos por el programa 1A (apéndice A).

Tipo de superficie	α_s	ϵ	α_s/ϵ	$T_e, ^\circ\text{C}$
Aluminio	0.3	0.3	1.0	12
Pintura blanca	0.2	0.9	0.22	-77
Pintura negra	0.9	0.9	1.0	10
Oro	0.25	0.045	5.55	165
Celdas solares (silicio)	0.6	0.82	0.73	-11

tabla 2.4 Estimación de temperaturas de equilibrio para diferentes tipos de superficies

Utilizando las ecuaciones (2.4) y (2.5) es posible calcular la temperatura del satélite en un tiempo dado por medio del método de Newton (1B, apéndice B), el cual consiste en encontrar la raíz de la ecuación $f(T) = 0$, donde f es derivable.

En el caso de enfriamiento la función es:

$$f(T) = 2 \left(\coth^{-1} \frac{T}{T_e} - \cot^{-1} \frac{T}{T_e} \right) - C_i - \frac{t}{\tau} \quad (2.6)$$

Dado un tiempo se quiere conocer la temperatura donde C_i , como se había mencionado, depende de las condiciones iniciales.

El cálculo de la temperatura T_e , para el caso del eclipse, es necesario para poder resolver la ecuación $f(T) = 0$.

El programa 2A obtiene los siguientes resultados:

1. La T_e en ambas situaciones (ecuación (2.2)),
2. Las temperaturas de enfriamiento para cuatro tiempos dados del mismo intervalo y como temperatura inicial la de equilibrio en equinoccio (método de Newton para resolver la ecuación (2.6)),
3. El tiempo de calentamiento, dada la temperatura inicial como la de equilibrio en eclipse (ecuación (2.5) para $T = T_e + 1\text{K}$, T_e calculado en 1).

La tabla 2.5 muestra el tiempo de calentamiento de la superficie para elevar 1°C la temperatura de equilibrio en eclipse.

	Aluminio	Pintura blanca	Pintura negra	Oro	Celdas
T_e , eclipse $^\circ\text{C}$	-124	-165	-137	-38	-144
tiempo, seg	61.02	101.33	16.99	76.16	26.87

tabla 2.5 Tiempo de calentamiento para elevar a T_e , en eclipse, 1°C

De manera análoga la tabla nos enseña que el oro es una superficie "caliente" por su emisividad baja y la blanca es "fría" por tener una emisividad alta. Las otras superficies quedan dentro de la clasificación de cubiertas de temperaturas medias.

La tabla 2.6 presenta los cálculos de las temperaturas de enfriamiento contra el tiempo.

Segundos	Aluminio	Pintura blanca	Pintura negra	Oro	Celdas
0	12	-77	10	165	-11
600	8.95	-78.55	2.25	162.45	-16.15
1200	6.45	-80.85	-4.65	160.45	-20.95
1800	3.95	-81.85	-10.85	158.25	-25.45

tabla 2.6 Temperaturas de enfriamiento para diferentes tipos de superficies, ° C

La ecuación de balance térmico para el satélite es la siguiente

$$mc_p \frac{dT}{dt} = \text{Flujos externos} + \text{Equipos disipadores} - \text{Calor radiado}$$

La masa, la capacidad térmica y la potencia térmica permanecen constantes en los cálculos, lo único que sí cambia son la absorptividad e emisividad, en consecuencia, cambian los flujos externos y el calor radiado.

Para una cubierta de alta absorptividad y mediana emisividad, dT/dt será mayor que en el caso de alta absorptividad y alta emisividad, esto se debe a que los flujos externos son altos y el calor radiado es menor en el primer caso que en segundo.

De la tabla anterior observamos a las celdas como la cubierta de mayor variación de temperatura debido a su alta emisividad y mediana absorptividad, (presencia de la radiación térmica terrestre aún en elipse). La pintura negra tiene alta emisividad pero también alta absorptividad. La blanca, por su muy alta emisividad y baja absorptividad, tiene la menor variación de temperatura.

La ecuación (2.1), cuya solución exacta puede ser encontrada en forma implícita (ecuaciones (2.4) y (2.5)), describe como es el cambio de temperaturas con respecto al tiempo, donde el producto masa por capacidad térmica (mC_p), conocido como inercia térmica, es un factor importante para esta variación.

La solución a esta ecuación puede ser bien aproximada por métodos numéricos de integración de ecuaciones diferenciales acopladas no-lineales. Un buen método es el de Runge-Kutta (2B).

Se modela ahora el siguiente caso. Se analizará el caso del lanzamiento del satélite de la Tierra con variación de las temperatura y de flujos debido al eclipse. Condicionalmente se toman dos casos llamados: verano e invierno.

El satélite tiene las mismas características y parámetros orbitales presentados en la tabla 2.2 anterior, más un periodo de órbita de 105.12 min y una duración de 34.68 min para el eclipse durante el cual se realiza el lanzamiento.

Para poder simular este satélite el programa 3A resuelve a la ecuación diferencial (2.1) bajo diferentes condiciones. La primera es cuando se encuentra en el eclipse y la segunda en el equinoccio encontrando las temperaturas de el satélite en cada instante de la órbita. Este procedimiento de resolver dos veces la ecuación (2.1) lo realiza en cada órbita cambiando las condiciones iniciales de temperaturas, empezando con 20 °C en verano y 5 °C en invierno. El satélite esta cubierto por celdas de silicio con una absorptividad de 0.6 y emisividad de 0.82.

Los resultados, para el caso verano, se observan en la gráfica 1C (apéndice C). En esta se observan dos procesos transitorios con tiempos característicos diferentes: enfriamiento global del satélite y variación de la temperatura orbital con $t = \text{órbita}$ como el periodo..

Las temperaturas del satélite modelado presentan:

1. Tiempo de establecimiento cuasiestacionario de aproximadamente siete órbitas,
2. Amplitud de 13 °C entre la máxima y la mínima,
3. Promedio bajo debido al eclipse,
4. Se observa que en el eclipse, de la primera órbita, la temperatura desciende a -6°C bruscamente y aún en el equinoccio continua su descenso. Esto es consecuencia de tener una temperatura mayor de la de equilibrio en equinoccio, -11 °C, por esta razón continúa cediendo calor.

El criterio de estabilización cuasiestacionario que se utiliza para parar el programa es el siguiente: si $|T_{m_i} - T_{m_{i+1}}| < 0.2$, entonces se alcanza la estabilización, donde T_{m_i} es la temperatura máxima en la i-ésima órbita.

Para el caso invierno la gráfica 2C, el satélite presenta los mismos proceso. La variación con el primer caso es que alcanza a descender su temperatura hasta la de equilibrio durante el eclipse de la primera órbita.

La duración del eclipse influye en la temperatura. La gráfica 3C presenta un cambio en el tiempo del eclipse a 10% del período de órbita. Como resultado observamos un aumento considerable en la temperatura, disminución de su amplitud y cambios en el carácter del proceso.

Dependiendo de su eficiencia, las celdas de silicio tiene una variación en su absorptividad entre 0.6 a 0.75. Para el tipo de celdas con absorptividad 0.75, muestra la gráfica 4C un proceso idéntico pero el nivel de temperaturas aumenta (elevación de 15 °C en su temperatura promedio), la amplitud de también aumenta a más de 14 °C y un establecimiento cuasiestacionario de aproximadamente seis órbitas.

2.3 Selección de cubiertas y aislantes térmicos, espesores de metales y materiales.

El siguiente paso consiste en un análisis un poco más detallado. Se considera el caso de un satélite esférico de 0.5 m de diámetro dividido en dos partes iguales unidas por una placa de 1cm de espesor, la cual funciona como una aislante o conductor térmico dependiendo de su conductividad o área. El nuevo problema presenta el intercambio de calor por conducción entre dos nodos con propiedades termo-ópticas constantes en la superficie. La ecuación (2.2) es utilizable solamente en el caso de un nodo y por lo mismo no interviene los conectores conductivos. Necesitamos un modelo para este nuevo problema el cual incluya los términos de transferencia de calor por conducción.

La ecuación de balance térmico para un satélite esférico se transforma en un sistema de dos ecuaciones diferenciales acopladas no-lineales en el caso de dos nodos.

En el método de parámetros concentrados, los conductores son lineales y se calculan como el producto del factor de acoplamiento de conducción de los nodos por ΔT .

La ecuación de balance para cada nodo es entonces:

$$m_i c_{p_i} \frac{dT_i}{dt} = \alpha_{s_i} S \mu_{s_i} A_i + p_i - \epsilon_i A_i \sigma T_i^4 - C_{ij}(T_i - T_j) \quad i, j = 1, 2 \quad (2.7)$$

donde $C_{ij} = \frac{k_p}{\delta_p} A_p$,

k_p = conductividad de la placa,

δ_p = espesor de la placa,

A_p = área transversal de la placa.

Por simplicidad se supone la no existencia, por el momento, de el flujo de albedo y la radiación térmica terrestre, de los cuales se estudiaron, anteriormente, su pobre contribución a la energía calorífica total que entra al satélite. En la ecuación general para n-nodos serán incluidos nuevamente ambos flujos.

Los parámetros orbitales y constantes para los flujos externos de calor: altura, periodo orbital, duración del eclipse, albedo, constante solar y radiación térmica terrestre, son iguales al caso anterior de un nodo.

La tabla 2.7 muestra características y propiedades termo-ópticas para cada nodo.

	Nodo 1	Nodo 2
Potencia térmica, W	3.2	0.0
Absortividad, adimensional	0.3	0.3
Emisividad, adimensional	0.3	0.3
Masa, kg.	10.0	10.0
Coefficiente de aspecto solar, adimensional	0.25	0.0
Capacidad térmica específica, J/kg K	900.0	900.0
Área de radiación, m ²	1.57	1.57

tabla 2.7 características y propiedades termo-ópticas para cada nodo

El coeficiente de aspecto solar para el nodo dos es cero, esto significa que siempre oculta su cara al Sol, que es el caso contrario al nodo uno, el cual además tiene, únicamente él, generación de energía interna, figura 2.3.

La ecuación (2.7) es un sistema de ecuaciones diferenciales que se deberá resolver a través de un método numérico. El método de Runge-Kutta para sistemas de ecuaciones diferenciales acopladas no-lineales (3B) es utilizado para integrar y poder entonces conocer las temperaturas de cada nodo n un instante dado. El uso de este método es justificado para comenzar en la solución de un problema complejo y poder verificar la convergencia del modelo o algunos otros problemas.

La gráfica 5C muestra la temperatura de los dos nodos para una placa con área transversal igual a 0.1963 m² y una conductividad de 0.1 W/mK.

La variación y promedio de temperatura del nodo uno es 21°C y -14°C respectivamente. El nodo dos por recibir calor solamente por conducción su temperatura promedio, -26°C , es mas baja que la del nodo uno y por no existir generación de calor interno su variación de temperatura es tan solo de 2°C .

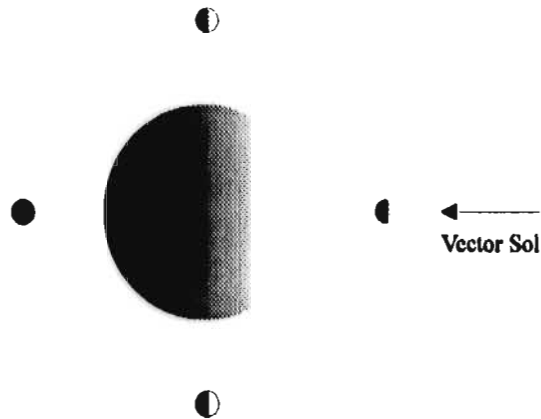


figura 2.3 Posición de los dos nodos del satélite esférico con respecto al Sol

La gráfica 6C representa las temperaturas de los dos nodos cuando la conductividad de la placa es 400 W/mK (cobre), las cuales son idénticas, esto se debe a que este tipo de material es un conductor y no un aislante como en el caso anterior.

La temperatura promedio, -20°C , es mas alta para este caso y la variación es de 7°C para los dos nodos.

En el capítulo siguiente se tratará la ecuación general de balance térmico para un satélite con n-nodos y se verá el análisis para el caso ya mencionado, Colibrí.

Capítulo 3

Desarrollo del modelo térmico del satélite Colibrí y de programa para el análisis térmico detallado basado en el método de parámetros concentrados

3.1 Desarrollo del método de transferencia de calor entre el satélite y el espacio

Un satélite real tiene un gradiente de temperatura no despreciable que representa un complejo intercambio de calor por conducción y radiación a través del satélite. Las ecuaciones del balance térmico están basadas en el ya mencionado método de parámetros concentrados.

El enfoque básico del método es el siguiente: el satélite se modela como una red de nodos y conductores. Los nodos son puntos que conservan la energía; ellos pueden simular un elemento con capacidad térmica finita (nodo difusivo), cero (nodo aritmético) o capacidad infinita (nodo frontera). Los conductores transfieren la energía entre nodos como el producto del factor de acoplamiento de conducción por la diferencia de las temperaturas (conductores lineales) o como el producto del factor de acoplamiento de radiación por la diferencia de las cuartas potencias de las temperaturas (conductores radiales). La energía puede entrar o salir de la red por medio de términos fuentes o pozos, respectivamente.

El modelo es un sistema de ecuaciones diferenciales que es el siguiente:

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} + \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) + \sum_{j=1}^{n+1} \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) = p_i + \alpha_{si} A_i \mu_{si} S + \alpha_{si} \mu_{Ti} A_i \phi_a + \alpha_{si} \mu_{Ti} A_i \phi_r \quad (3.1)$$

donde m_i = masa del nodo i , kg.

c_i = capacidad térmica de nodo i , J/kg*K

T_i = temperaturas de los nodos i , K

- $\frac{dT_i}{dt}$ = razón de variación de temperatura del nodo i, K/s
 C_{ij} = factor de acoplamiento de conducción entre nodos i y j, WK⁻¹
 R_{ij} = factor de acoplamiento de radiación entre los nodos i y j, m²
 p_i = potencia térmica del nodo i, W
 α_{Si} = absorptividad solar del nodo y, adimensional
 A_i = área de radiación para el nodo i, m²
 μ_{Si} = coeficiente de aspecto solar del nodo y, adimensional
 μ_{Ti} = coeficiente de aspecto terrestre del nodo y, adimensional
 S = flujo solar, W/m²
 ϕ_a = flujo de albedo, W/m²
 ϕ_T = radiación terrestre, W/m².

La suma que corresponde al intercambio de radiación en las ecuaciones (3.1) varía j desde uno hasta n + 1, esto se debe a que el espacio es considerado el n + 1-ésimo nodo.

Las temperaturas en los n-nodos son determinadas resolviendo las ecuaciones (3.1), las cuales forman un sistema de ecuaciones diferenciales no lineales, acopladas de primer orden. Programas de cómputo de métodos numéricos son usados para calcular las temperaturas.

3.2 Selección de métodos numéricos para la integración del sistema de ecuaciones diferenciales acopladas no-lineales de primer orden

El método clásico de Runge-Kutta para resolver sistemas de ecuaciones diferenciales ordinarias acopladas no-lineales utiliza un paso de integración dado y no lo puede cambiar en el transcurso de las iteraciones, aunque existen versiones modificadas que si realizan dicho cambio. El uso de Runge-Kutta es justificado en el principio del desarrollo de problemas complejos, ya que se utiliza para verificar la convergencia. Sin embargo, conocer el paso de integración para que el sistema de ecuaciones (3.1) converja es difícil es por esta razón que el método Runge-Kutta debe de ser sustituido.

El cambio del paso de integración en las ecuaciones diferenciales rígidas es importante para minimizar el tiempo de convergencia y el número de iteraciones. Por esta razón es necesario utilizar un método numérico predictor-corrector para resolver el sistema de ecuaciones diferenciales (3.1).

Un método predictor-corrector es el método de Gear⁽¹⁾, porque predice y después corrige el paso de integración inicial para cada iteración y, de esta manera, minimiza tiempo de convergencia y número de iteraciones.

Las ecuaciones resueltas en el anterior capítulo, así como, las ecuaciones (3.1) son rígidas, su comportamiento es exponencial (tienden a un equilibrio), es por esto que es posible resolverse con el método de Gear.

Se concluye entonces que Runge-Kutta es un método para comenzar el desarrollo de problemas y una vez que se comprueba la convergencia se cambia de método de integración en el proceso del análisis detallado del problema a resolver.

3.3 Factores de forma y tipo de radiación

El intercambio de calor por radiación entre dos superficies negras i y j es igual a

$$Q_{ij} = R_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4)$$

donde $R_{ij} = A_i F_{ij}$, factor de acoplamiento de radiación, m^2

A_i = área de radiación del nodo i, m^2

F_{ij} = factor de forma entre el nodo i y j, adimensional.

El cálculo de los factores de forma llega a ser complejo dependiendo de la geometría y de su posición relativa a los nodos.

Una biblioteca de fórmulas es útil para simplificar los cálculos de este factor y en esta manera cada pareja de nodo se modela como un tipo de radiación de la biblioteca. Se aproxima a los nodos por elementos de geometrías y posiciones relativas más simples, es posible obtener los F_{ij} de una manera mas rápida y sencilla. Son necesarios para este cálculo algunos datos como son espesores, radios, alturas, distancias, lados, etc., por lo que es factible la creación de arreglos en forma de matrices, en las cuales, se almacena esta información dependiendo del tipo de radiación que se asigne a la pareja de nodos.

Los tipos de radiación se pueden resumir en la tabla 1.1D, divididos en geometrías bidimensionales o tridimensionales. A cada tipo se le asocia un número el cual identifica la geometría y la posición relativa entre el nodo i y el nodo j. La matriz

⁽¹⁾ Programa en lenguaje Fortran 77 del método de Gear en Internet. <http://www.netlib.org/linpack>

simétrica "radiac" almacena en las entradas (i, j) el tipo de radiación entre el i-ésimo nodo y el j-ésimo nodo.

El número de variables a utilizar para el cálculo de factores de forma depende del tipo. Por ejemplo, el máximo número de variables utilizadas es cinco para el tipo 11, así como el mínimo es uno en el tipo 2.

Las variables para el cálculo de F_{ij} , dependiendo del tipo de radiación, son almacenadas en las entradas (i, j) de las cinco matrices siguientes de n por n:

1. Matriz far1: primera variable,
2. Matriz far2: segunda variable,
3. Matriz far3: tercera variable,
4. Matriz far4: cuarta variable,
5. Matriz far5: quinta variable

Así, si la entrada (i, j) de la matriz "radiac" es once, esto significa que el tipo de radiación entre los nodos i y j es el de rectángulos perpendiculares sin lado en común, por lo tanto, la primera variable que es L_1 esta almacenada en la entrada (i, j) de la matriz "far1", la segunda L_2 en "far2", la tercera L_3 en "far3", la cuarta L_4 en "far4" y la quinta W en "far5".

En el caso de que el tipo sea 2, la primera variable y única es α la cual podemos encontrar dentro de la matriz "far1" en la entrada (i, j). A las demás matrices se le coloca un cero en esta entrada, ya que su valor no importa para el cálculo de F_{ij} .

El orden de las variables se localiza también en la tabla 1.1D, para cada tipo de radiación. Cuando el tipo de radiación es cero el valor de todas sus variables también lo es.

En conclusión es necesario el manejo de seis matrices (radiac, far1, far2, far3, far4, far5) de n por n para poder manejar la información completa para el cálculo de los factores de forma.

3.4 Matriz de conducción

El intercambio de calor por conducción entre los nodos i y j con la misma conductividad es igual a

$$Q_{ij} = C_{ij}(T_i - T_j)$$

donde $C_{ij} = kA_i / L_{ij}$, W

A_{ij} = área de conducción del nodo i al nodo j, m^2

k = conductividad, W/mK

L_{ij} = distancia entre los centros de masa de los nodos i y j, m^2 .

La matriz de conducción, llamada "conduc", tiene en su entrada (i, j) el cálculo de C_{ij} , el cual es bastante sencillo. De esta manera se maneja de forma practica la parte conductiva del sistema de ecuaciones (3.1). Esta matriz también es simétrica, así como también la matriz "radiac".

3.5 Desarrollo de la red térmica

Para construir un modelo térmico matemático de un satélite se debe conocer las dimensiones, el lugar de cada uno de los equipos, los tipos de ensamblajes, la naturaleza de los materiales que son usados. Los nodos en el modelo deben ser elegidos para ser tan isotérmicos como sea posible. Sin embargo, el número de coeficiente de conductividad y radiación que se tienen que calcular se incrementa rápidamente con el número de nodos, entonces la modelación es un compromiso entre el error intrínseco en un número limitado de nodos y el costo (labor y tiempo calculado) de un gran modelo. Los nodos deben ser elegidos sensatamente en acuerdo con el problema físico estudiado.

En el siguiente satélite a modelar es Colibrí, figura 3.1, su geometría deja de ser esférica y su discretización consta de tres nodos. En este modelo existe intercambio de calor, además por conducción, por radiación entre sus componentes, caso que no se había presentado en los anteriores.

El nodo uno radia y conduce calor al dos y al tres, pero entre estos dos últimos no existe flujo de calor. A estos nodos se les asocia el tipo de radiación cero. Los nodos son de aluminio y sus superficies son de celdas de silicio.

El tipo de radiación se almacena en la matriz "radiac" siguiente

$$\text{radiac} = \begin{pmatrix} 0 & 10 & 10 \\ 10 & 0 & 0 \\ 10 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

De la matriz anterior podemos observar los siguientes puntos:

1. El tipo de radiación es cero entre los nodos dos y tres, esto significa que no existe intercambio de radiación entre ellos.
2. Su diagonal es de ceros, la razón se debe a que son nodos convexos. ($F_{ij} = 1$ en un nodo cóncavo).
3. Entre el nodo uno y dos existe intercambio de radiación de tipo diez (rectángulos perpendiculares con un lado en común), análogamente para los nodos uno y tres.
4. La matriz efectivamente es simétrica.

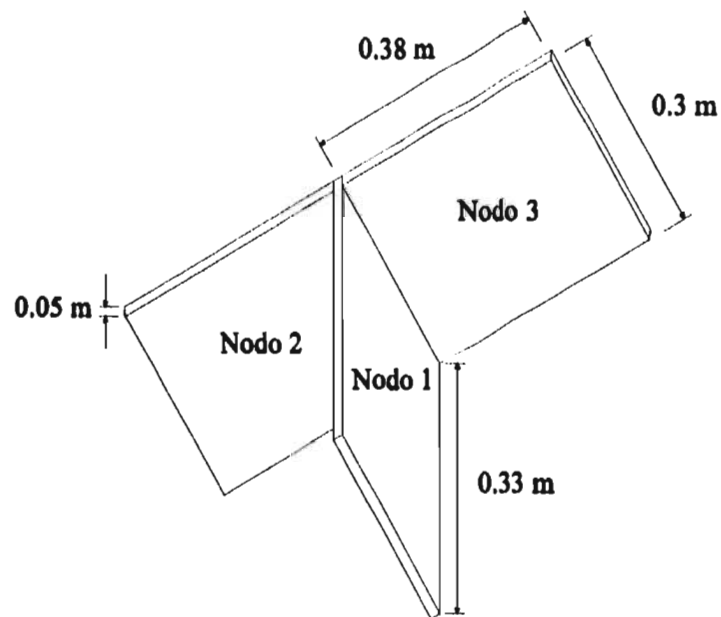


figura 3.1 Satélite Colibrí

Los datos necesarios para calcular el tipo de radiación diez son X, Y, Z y el orden de estas variables de acuerdo con la tabla 1.1D es: Y primera variable, Z segunda variable y Z tercera variable.

De acuerdo con el orden anterior podemos obtener a las matrices "far".

$$\text{far1} = \begin{pmatrix} 0.00000\text{E} + 00 & 0.33000\text{E} + 00 & 0.33000\text{E} + 00 \\ 0.38000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.38000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \end{pmatrix},$$

$$\text{far2} = \begin{pmatrix} 0.00000\text{E} + 00 & 0.38000\text{E} + 00 & 0.38000\text{E} + 00 \\ 0.33000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.33000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \end{pmatrix},$$

$$\text{far3} = \begin{pmatrix} 0.00000\text{E} + 00 & 0.30000\text{E} + 00 & 0.30000\text{E} + 00 \\ 0.30000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.30000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \end{pmatrix},$$

$$\text{far4} = \begin{pmatrix} 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \end{pmatrix},$$

$$\text{far5} = \begin{pmatrix} 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \end{pmatrix}.$$

El número máximo de variables utilizadas en el tipo diez es tres por lo cual la matrices "far4" y "far5" son la matriz cero y la no simetría en las matrices "far1", "far2" y "far3" es porque en general F_{ij} es diferente a F_{ji} .

Es necesario el conocimiento de las propiedades radiactivas de los materiales. La tabla 3.1 muestra a estas.

	Nodo 1	Nodo 2	Nodo 3
Área de radiación, m ²	0.099	0.114	0.114
Absortividad	0.6	0.6	0.6
Emisividad	0.82	0.82	0.82

tabla 3.1 Propiedades radiactivas de los nodos

La tabla 3.2 nos presenta los datos acerca de propiedades conductivas de los nodos del satélite.

	Nodo 1	Nodo 2	Nodo 3
Conductividad, W/m*K	237	237	237
Área de conducción, m ²	0.015	0.015	0.015
Distancia entre los centros de masa, m	0.19	0.19	0.19

tabla 3.2 Propiedades conductivas de los nodos

Colibrí tiene placas de panal de abejas (honeycomb) en las uniones de sus nodos, es por eso que el área de conducción es 5% del área de contacto.

La matriz de conducción "conduc", calculada a a partir de los datos de la tabla 3.2, es la siguiente.

$$\text{conduc} = \begin{pmatrix} 0.00000\text{E} + 00 & 0.93552\text{E} + 00 & 0.93552\text{E} + 00 \\ 0.93552\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \\ 0.93552\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 & 0.00000\text{E} + 00 \end{pmatrix}$$

Un nodo no conduce calor a sí mismo, por lo tanto la diagonal de la matriz es siempre cero. "Conduc" es simétrica por tener una ecuación simétrica C_{ij} .

Los parámetros orbitales, tabla 3.3, también varían con los anteriores satélites. Su órbita es circular y siempre presenta las mismas caras a la Tierra. La figura 3.2 ilustra el movimiento de rotación que realiza. También es importante mencionar la consideración de todos los flujos externos.

Altura, km.	6500
Periodo, seg.	5820
Tiempo de eclipse, seg.	2095.2
Temperatura de lanzamiento, ° C	20

tabla 3.3 Parámetros orbitales

Los coeficientes de aspecto solar y terrestres, por simplicidad en este caso, se van a considerar constantes. Estos y algunos datos complementarios como son masa, potencia térmica, capacidad térmica, en la tabla 3.4, son agrupados.

	Nodo 1	Nodo 2	Nodo 3
Coefficiente de aspecto solar	0.0	1.0	1.0
Coefficiente de aspecto terrestre	0.0	1.0	1.0
Masa, kg	15.401	15.401	15.401
Potencia térmica, W	3.2	0.0	0.0
Capacidad térmica, J/kg*K	900	900	900

tabla 3.4 Datos complementarios del satélite

El espesor del nodo uno es tan pequeño comparado con su longitudes que podemos suponer que el flujo absorbido por él es cero, por lo cual el coeficiente de aspecto solar y terrestre son cero para este nodo, pero también es el nodo donde se genera calor internamente dentro del satélite.

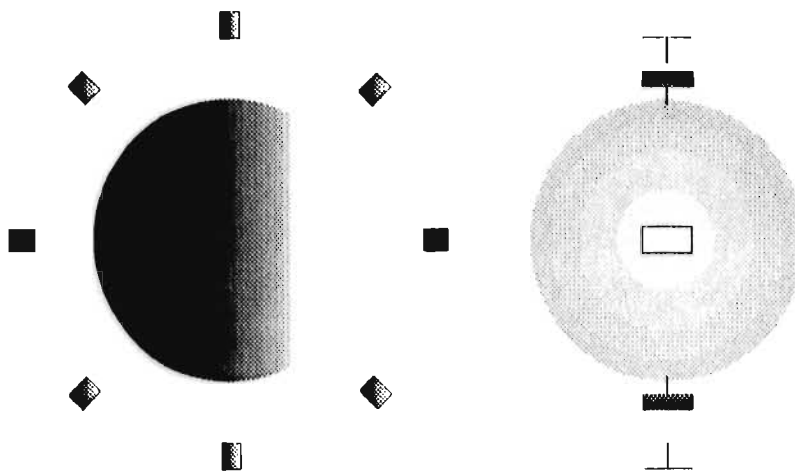


figura 3.2 La órbita del satélite Colibrí

Con los datos presentados en las anteriores tablas se conocen todas las constantes necesarias para poder resolver el sistema de ecuaciones (3.1)

El programa de análisis térmico utilizado para el cálculo de las temperaturas de los nodos en los satélites esféricos anteriores debe sufrir ciertas modificaciones para poder trabajar con este nuevo problema.

Primera modificación. Capacidad para resolver las ecuaciones (3.1) no importando el número de nodos con una condición inicial de temperatura en cierto tiempo inicial en el comienzo del periodo de eclipse.

Segunda modificación. Manejo de información para ciertos cálculos como son: cuatro constantes (flujo solar, constante de Stefan-Boltzmann, radiación térmica terrestre, coeficiente de albedo), nueve variables (tiempo inicial, parámetro de impresión por órbita, número máximo de órbitas a calcular, altura, período, porcentaje de eclipse, temperatura inicial), nueve vectores (potencia térmica, masa, coeficiente de aspecto solar, coeficiente de aspecto terrestre, absorptividad, emisividad, capacidad térmica, área de radiación, conductividad) y siete matrices (conduc, radiac, far1, far2, far3, far4, far5).

Tercera modificación. Uso de una subrutina para la biblioteca de fórmulas para el cálculo de factores de forma entre nodos dependiendo del tipo de radiación entre estos.

El programa además de entregar las temperaturas en ciertos intervalos de tiempo calcula una matriz cuyas entradas son los factores de acoplamiento de radiación.

La matriz siguiente de entradas R_{ij} es de tres por cuatro, porque el cuarto renglón es el vector de radiación emitido por el satélite al cuarto nodo, el espacio.

$$R = \begin{pmatrix} 0.00000E+00 & 0.17329E-01 & 0.17329E-01 & 0.16236E+00 \\ 0.19955E-01 & 0.00000E+00 & 0.00000E+00 & 0.18696E+00 \\ 0.19955E-01 & 0.00000E+00 & 0.00000E+00 & 0.18696E+00 \end{pmatrix}.$$

La gráfica 7C presenta las temperaturas de los nodos, donde por la simetría en la geometría y de la posición con respecto al Sol del satélite el nodo dos y el tres tienen exactamente la misma curva, es decir, las mismas temperaturas en cada instante de la órbita.

El lanzamiento es en verano y el tiempo de estabilización de las temperaturas máximas (estado cuasiestacionario) es después de 18 órbitas.

Las temperaturas promedio, en la estabilización, es de 2.5°C y -7°C para el nodo uno y para el dos y el tres respectivamente, además la variación de temperaturas es la mismas para todos los elementos de la discretización, 2.2°C .

Son interesantes los siguientes casos modelados conservando exactamente los mismos parámetros orbitales, características y propiedades termo-ópticas del satélite.

Caso 1. Se aíslan térmicamente las áreas de contacto de cada nodo impidiendo de esta manera la transferencia de calor por conducción.

Caso 2. Se elimina el intercambio de calor por radiación entre el nodo uno y los nodos dos y tres.

Caso 3. Se combinan ambos casos, es decir, sin conducción y sin radiación entre nodos.

La tabla 3.5 resume los resultados de cada caso y la gráfica le corresponde. Es de notar como en el primer caso las temperaturas promedio de los nodos uno y dos tienen una diferencia de 85.0°C con lo que se muestra el papel tan importante que juega la conducción de calor de los nodos disipadores de calor hacia los demás para poder mantener una temperatura global de satélite aceptable.

Para el caso dos las temperaturas promedio de los nodos no se posee gran diferencia aunque la falta del intercambio de calor por radiación causa una disminución en la temperatura global del satélite, esto se debe a que la fracción de radiación emitida por cada nodo no es captada por algún otro y en cambio es cedida al espacio.

	Caso 1	Caso2	Caso3
Num. de órbitas de estabilización	29	14	61
Temp. promedio, nodo 1	4.0°C	-8.0°C	-10.0°C
Variación de temp., nodo 1	9.0°C	8.0°C	8.0°C
Temp. promedio, nodo 2 y 3	-81.0°C	-25°C	-132.0°C
Variación de temp., nodo 2 y 3	0.2°C	1.5°C	0.1°C
Número de gráfica	8C	9C	10C

tabla 3.5 Resumen de los casos 1, 2 y 3

La combinación de los dos casos tiene como consecuencia la modelación de nodos aislados térmicamente como es el caso del satélite esférico, solamente que su geometría ha cambiado, así como sus propiedades y características. Los nodos dos y tres que no poseen potencia térmica, alcanzan su temperatura de equilibrio hasta después de 61 órbitas, es decir, 4.23 días.

La discretización del satélite es ahora refinada y se realiza según la figura 3.3 en 30 nodos (cada nodo anterior es dividido en diez partes iguales).

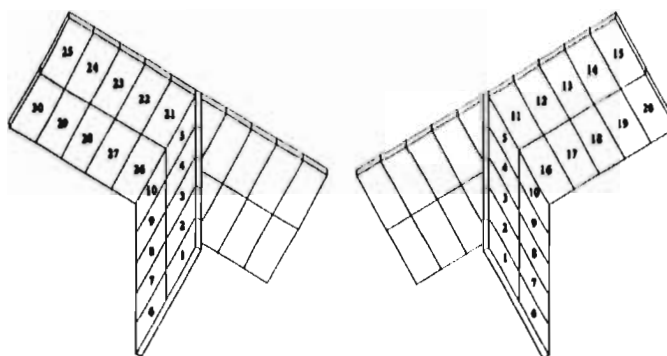


figura 3.3 Discretización de Colibrí en 30 nodos

Para esta nueva partición se preservarán las propiedades termo-ópticas y parámetros orbitales, solamente cambiarán ciertos datos como son masas, áreas de radiación y potencias térmicas en una décima parte del casos original de tres nodos.

El modelado presenta algunas diferencias como son: el tipo de radiación 10 se presenta en esta caso nuevamente pero también aparece el tipo 11 para los nodos que no tiene un lado en común, las matrices cambian de tamaño y elevándose en gran número la cantidad de información a manejar.

Nuevamente debido a la simetría en la discretización varios nodos tendrán exactamente la misma curva de temperaturas. La gráfica 11C contiene solamente diez curvas de temperaturas, las que son explicadas por la tabla 3.6, que describe que número de curva, en orden ascendente en la gráfica, corresponde a cuales nodos, temperaturas promedio y variaciones de temperaturas.

La estabilización de las temperaturas máximas, anteriormente llamado el régimen cuasiestacionario, sucede después de 14 órbitas y los nodos de menor temperatura, uno y dos, son los que se localizan en la base del satélite, y por estar mas alejados, reciben menor fracción de radiación emitida por los demás, aunque ellos tienen su propia potencia térmica, que al ser modificada al diez por ciento, provoca un descenso de temperatura global y particular.

Número de curva	Número de Nodos	Temp. promedio °C	Variación de temp. °C
Curva 1	1, 6	-39.0	0.5
Curva 2	2, 7	-37.0	1.0
Curva 3	3, 8	-32.5	2.0
Curva 4	4, 9	-25.0	3.0
Curva 5	5, 10	-14.0	4.0
Curva 6	11, 16, 21, 26	-11.0	7.4
Curva 7	12, 17, 22, 27	-7.0	9.0
Curva 8	13, 18, 23, 28	-4.0	9.1
Curva 9	14, 19, 24, 29	-2.0	9.2
Curva 10	15, 20, 25, 30	-1.0	9.25

tabla 3.6 número de curva, nodos, temp. promedio y variaciones de temp.

El coeficiente de aspecto solar no es constante como hemos supuesto. La variación depende del tiempo y es cosenoidal. La ecuación que lo describe es la siguiente:

$$\mu_s = \left| \cos \left(\frac{2\pi}{P} [t - T_{iecl} / 2] \right) \right|$$

donde t = tiempo, seg.,
 T_{iecl} = duración de eclipse, seg.,
 P = período, seg.

La ecuación anterior es igual a uno en los tiempos $t = T_{iecl}/2$ y $t = P/2 + T_{iecl}/2$, que son los que corresponden al momento en el vector sol es perpendicular a las áreas de radiación de los nodos dos y tres, e igual a cero en $t = P/2 + T_{iecl}/2$ y $t = 3P/2 + T_{iecl}/2$, que en ese instante son paralelos las áreas y el vector sol, figura 3.2.

La gráfica 12C muestra un descenso global de la temperatura en el caso de considerarse el coeficiente de aspecto solar como una función del tiempo y las curvas

se suavizan debido al cambio de posición de las áreas de radiación de una manera menos brusca antes de entrar al eclipse.

Para poder realizar una mejor modelación es necesario modificar algunas secciones al programa. Los nodos internos en un satélite no son cuerpos negros por lo cual, es necesario realizar ciertas modificaciones. Los conectores que transmiten el calor entre los nodos por conducción son considerados lineales en el método de parámetros concentrados y es por esto que se debe calcular el factor de acoplamiento C_{ij} como en el caso de una pared compuesta incluyendo desde luego la resistencia térmica de contacto.

Esta es la razón por la cual se incluyen las siguientes subsecciones que ilustran la manera de realizar estas modificaciones de una manera operacional.

3.5.1 Factores de acoplamiento de radiación R_{ij}

El factor de forma F_{ij} se define como la fracción del total de radiación emitida por la superficie del nodo y que es directamente incidente sobre el nodo j . Sin embargo, el flujo de calor radiado experimenta un número de reflexiones antes de finalmente ser absorbido. En esta sección se mostrará que el factor de acoplamiento por radiación R_{ij} es la suma total de radiaciones absorbidas por el j -ésimo nodo que emite el i -ésimo nodo, incluyendo todas las trayectorias y reflexiones. También se considera uniforme la radiación incidente en cada superficie nodal.

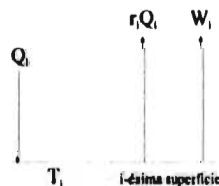


figura 3.1 Intercambio de radiación en un cuerpo gris

Se considera ahora el intercambio de radiación, como muestra la figura 3.1, sobre cada superficie nodal. Q_i es el flujo de calor incidente sobre la superficie i . Se hace notar que para flujos infrarrojos, la absorptividad y la emisividad para una superficie son iguales. Una fracción, $\epsilon_i Q_i$, será absorbida y el resto será reflejada. La superficie

también emite calor W_i , debido a su temperatura T_i , el flujo de calor total que cede la i -ésima superficie es:

$$Q_T = W_i + r_i Q_i$$

donde $W_i = A_i \epsilon_i \sigma T_i^4$

r_i = coeficiente de reflexión = $1 - \epsilon_i$

Q_i = flujo de calor incidente sobre la superficie i .

El flujo de calor total sobre la j -ésima superficie es

$$Q_j = \sum_{i=1}^n F_{ij}(W_i + r_i Q_i)$$

donde F_{ij} es el factor de forma de la i -ésima superficie a la j -ésima superficie. En esta ecuación se considera que la superficie radia y refleja de acuerdo con la ley de los cosenos. Las ecuaciones, para cada nodo, pueden ser escritas en la forma de matrices

$$\mathbf{MQ} = \mathbf{F}^T \mathbf{W} \quad (3.2)$$

donde $M_{ij} = \delta_{ij} - r_j F_{ji}$

$F_{ij}^T = F_{ji}$

$Q_i = Q_i$

$W_i = W_i$

Multiplicando a la ecuación (3.2) por \mathbf{M}^{-1} en ambos lados de la igualdad,

$$\begin{aligned} \mathbf{Q} &= \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F}^T \mathbf{W} \\ &= \mathbf{S} \mathbf{W} \end{aligned} \quad (3.3)$$

donde $\mathbf{S} = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F}^T$.

De la ecuación (3.3), Q_i es igual a

$$Q_i = \sum_{j=1}^n S_{ij} W_j \quad (3.4)$$

donde S_{ij} son elementos de la matriz \mathbf{S} y son

$$S_{ij} = \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{kj}^T = \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{jk} \quad (3.5)$$

Sustituyendo la ecuación (3.5) en la (3.4), se obtiene el flujo total incidente en la i -ésima superficie

$$Q_i = \sum_{j=1}^n W_j \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{jk} = \sum_{j=1}^n \sigma A_j \epsilon_j T_j^4 \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{jk} \quad (3.6)$$

El flujo total absorbido sobre la i -ésima superficie, Q_{ai} , se puede escribir como:

$$Q_{ai} = \epsilon_i Q_i = \sum_{j=1}^n \sigma R_{ji} T_j^4 \quad (3.7)$$

donde R_{ji} es el factor de acoplamiento entre la superficie i y j . Si se comparan las ecuaciones (3.6) y (3.7)

$$\begin{aligned} \epsilon_i Q_i &= \sum_{j=1}^n \sigma \epsilon_i A_j \epsilon_j T_j^4 \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{jk} \\ &= \sum_{j=1}^n \sigma T_j^4 (\epsilon_i A_j \epsilon_j \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{jk}) = \sum_{j=1}^n \sigma R_{ji} T_j^4, \end{aligned}$$

por lo tanto

$$R_{ji} = \epsilon_i A_j \epsilon_j \sum_{k=1}^n M_{ik}^{-1} F_{jk} \quad (3.8)$$

donde ϵ son las emisividades, adimensional

F_{ik} los factores de forma, adimensional

A_j el área de la superficie, m^2

M^{-1}_{ij} los elementos de la matriz M^{-1} , adimensional.

El flujo de calor perdido por la superficie i , Q_{li} , puede ser similarmente descrito como

$$Q_{li} = \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij} T_i^4$$

El factor de acoplamiento R_{ij} es igual a R_{ji} . El total de calor almacenado en la i -ésima superficie estará dado por

$$Q_{ai} - Q_{li} = \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij} (T_j^4 - T_i^4)$$

Por lo tanto, los factores de acoplamiento por radiación pueden ser calculados por la ecuación (3.8) mediante el conocimiento de propiedades radiactivas de la superficie.

3.5.2 Factores de acoplamiento de conducción C_{ij}

Las siguientes suposiciones son usualmente tomadas en cuenta en el cálculo de los factores de acoplamiento de conducción C_{ij} :

1. Las superficies de contacto de los nodos son isotérmicas,
2. El flujo de calor Q_{ij} transmitido por conducción del nodo i al nodo j está dado por

$$\begin{aligned} Q_{ij} &= C_{ic} (T_i - T_{ic}) \\ &= h_c A_c (T_i - T_{ic}) \\ &= C_{jc} (T_{jc} - T_j) \end{aligned} \quad (3.9)$$

donde $C_{ic} = R_i^{-1}$, (R_i = resistencia térmica entre el nodo i y su superficie de contacto con el nodo j), W/K

T_i = temperatura del nodo i , K

T_{ic} = temperatura de la superficie de contacto, K

$h_c A_c$ = resistencia de contacto entre las superficies en contacto, W/K

A_c = área total de contacto de la superficie, m^2

de la ecuación (3.9) tenemos que

$$Q_{ij} = C_{ij} (T_i - T_j)$$

donde

$$\frac{1}{C_{ij}} = \frac{1}{C_{ic}} + \frac{1}{C_{jc}} + \frac{1}{h_c A_c} \quad (3.10)$$

Si los nodos i y j son partes de un mismo material homogéneo, como frecuentemente ocurre cuando subdividen un elemento del equipo del satélite, entonces no se considera en la ecuación (3.10) el término que corresponde a la resistencia de contacto y esta queda reducida a un simple caso de transferencia de calor por conducción unidimensional.

3.5.3 Coeficiente de Aspecto Solar

Las superficies externas de un satélite pueden estar sujetas al flujo solar que parcialmente es bloqueado como una función del tiempo por ciertas partes del satélite. Los coeficientes de aspecto solar son calculados tomando en cuenta la rotación del satélite alrededor de la Tierra y los efectos de sombras. Los siguientes métodos pueden ser usados para su determinación.

1. Determinación fotográfica: una maqueta del satélite es fotografiada desde una adecuada distancia con un lente de larga longitud focal (para disminuir los efectos de paralelismo) y las áreas de exposición solar son entonces directamente determinadas de los impresos con un integrador de superficies.
2. Determinación numérica: los coeficientes de aspecto solar pueden ser determinados por integración numérica con la ayuda de una computadora. Existen programas que necesitan como entradas parámetros como coordenadas de las frontera de la superficie, ejes de rotación, vector solar y propiedades de la superficie.

3.6 Programación

Para poder concluir el programa se necesita incluir tres subrutinas que realicen los cálculos de los factores de acoplamiento de radiación y de conducción además de una que simule el movimiento del satélite durante su órbita, es decir, rotaciones sobre los ejes del satélite.

Para el cálculo de R_{ij} es necesario encontrar a la inversa de la matriz $M^{(1)}$ y para C_{ij} es útil el manejo de tres matrices que sustituyan a "conduc". Las matrices que relacionan propiedades conductivas entre los nodos i y j , son: matriz de áreas de contacto entre nodos ("acontac"), matriz de longitud del nodo i en dirección del flujo hacia j ("long") y matriz de resistencias de contacto entre nodos ("resisten").

La matriz "radiac" contiene ahora un vector columna más donde almacena, con el número uno, a los nodos externos y cero a los internos y, de esta forma, poder saber cuando son nodos negros y cuando grises.

⁽¹⁾ Programas en lenguaje Fortran 77 de métodos para invertir matrices en Internet.
<http://www.netlib.org/bib/gams.html>

Agregadas esta subrutinas en el capítulo siguiente, se verá como modificar los coeficientes de aspecto solar y terrestres simulando un satélite que viaja a través del campo magnético de la Tierra donde aparecen tres nuevos parámetros orbitales que a continuación se explica.

Ángulo alfa: es la inclinación del eje magnético con respecto a la normal a la eclíptica (plano sobre el cual se encuentra la trayectoria de la Tierra).

Ángulo beta: es la inclinación de la órbita del satélite.

Número de revoluciones: es el número de revoluciones sobre el eje del satélite normal al plano de la órbita en un vuelta a la Tierra.

Toda la información necesaria para poder correr el programa se almacena en archivos de "Excel para Windows" y es salvada como texto separado por tabulador. El programa esta escrito en lenguaje "Fortran 77" y en doble precisión.

La información (escrita en notación exponencial de doble precisión excepto los números enteros) de los archivos debe llevar la siguiente secuencia:

1. paramet.xls
 - flujo solar, W/m^2
 - constante de Stefan-Boltzmann, W/m^2K^4
 - radiación térmica terrestre, W/m^2
 - coeficiente de albedo, adimensional
 - tiempo inicial, seg.
 - número máximo de órbitas, (número entero)
 - parámetro de impresión, (número entero)
 - paso de integración inicial, adimensional
 - error relativo en el método de Geur, adimensional
 - altura, km.
 - periodo orbital, seg.
 - porcentaje de eclipse, %
 - temperatura inicial, K
 - ángulo alfa, (radianes)
 - ángulo beta, (radianes)
 - número de revoluciones en una órbita, adimensional
 - vector potencia térmica, W
 - vector masa, kg
 - vector coeficiente de aspecto solar, adimensional
 - vector coeficiente de aspecto terrestre, adimensional
 - vector absortividad, adimensional

vector emisividad, adimensional
 vector capacidad térmica específica, J/kgK
 vector área de radiación, m^2
 vector conductividad, W/mK
 vector cara opuestas, (enteros)
 vector trabajo, adimensional.

Es importante aclarar que el vector trabajo es un vector de error para el método que encuentra inversas de matrices y el vector entero caras opuestas permite distinguir, en el caso de un satélite de forma de paralelepípedo, las cara donde incide algún flujo externo y la cara opuesta que no recibe en ese instante dicho flujo.

Los siguientes archivos de matrices contienen en su entrada (i, j) la información entre los nodos i y j:

2. `acontac.xls` matriz simétrica de n por n: área de contacto, m^2
3. `long.xls` matriz no simétrica de nxn: longitud del nodo i en dirección del nodo j, m^2
4. `resisten.xls` matriz simétrica de nxn: resistencia de contacto, m^2 K/W
5. `radiac.xls` matriz de $n \times (n + 1)$: tipo de radiación se localiza en la submatriz simétrica de las primeras n columnas y n renglones y nodo interno o externo en el último vector columna,
6. `far1` matriz de nxn: 1ª variable dependiendo del tipo de radiación, m^2
7. `far2` matriz de nxn: 2ª variable dependiendo del tipo de radiación, m^2
8. `far3` matriz de nxn: 3ª variable dependiendo del tipo de radiación, m^2
9. `far4` matriz de nxn: 4ª variable dependiendo del tipo de radiación, m^2
10. `far5` matriz de nxn: 5ª variable dependiendo del tipo de radiación, m^2 .

Los archivos de salida creados después de correr el programa son cuatro:

1. `salida.xls` archivo donde se reescriben todos los datos de entrada del archivo `paramet.xls` para verificar la correcta lectura de este y además escribe las temperaturas de cada nodo con respecto al tiempo

orbital, el número de órbita, el paso de integración utilizado, el número de error (en caso de haberlo) del método de Gear, y el parámetro orbital que es cero en eclipse y uno en equinoccio.

2. **vwfact.xls** matriz de $n \times n$ donde cada entrada (i, j) es el factor de forma entre el nodo i y el nodo j .
3. **conduc.xls** matriz simétrica de $n \times n$ que contiene el factor de acoplamiento de conducción entre el i -ésimo y el j -ésimo nodo.
4. **excel.xls** archivo con formato delimitado por punto y coma para "Excel" para graficar las temperaturas de los n -nodos con respecto al número de órbita.

Además de estos archivos, el programa presenta en pantalla, al momento de estar corriendo, el contenido de "salida.xls" en el mismo formato para poder observar como se va desarrollando los cálculos y poder tener una idea precisa de los resultados al final de la corrida o en caso contrario poder pararlo cuando se detecta un error.

No es posible realizar la verificación de nuestros resultados, ya que estos satélites que se han utilizado para la creación del programa son ficticios. El capítulo siguiente se modelarán las temperaturas de un caso real, PACSAT, del cual se cuentan con las temperaturas, durante toda una órbita, de algunas de sus componentes medidas por termistores en el satélite y bajadas por telemetría para poder graficarlas. Con los planos mas algunas informaciones adicionales dadas por su diseñador mecánico y térmico de dicho satélite, que actualmente se encuentra rotando alrededor de la Tierra, se podrá calibrar el modelo y así poder comprobar o modificar el programa.

Capítulo 4

Comparación con datos experimentales

4.1 Pruebas de balance térmico para validar el modelo matemático

Como se menciona anteriormente la validación del modelo matemático se realiza mediante cierta información obtenida del satélite PACSAT, el cual actualmente se encuentra en órbita alrededor de la Tierra, pero antes se mencionará algunos detalles acerca de quienes lo construyeron, características generales de su configuración y como se obtuvo la información.

4.1.1 Descripción general de un microsatélite

Los satélites UNAMSAT son un proyecto del Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE) de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM). En este proyecto se cuenta con la ayuda de AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation), vía una licencia de ingeniería.

Un satélite que pesa menos de 50 kg es considerado como un microsatélite. AMSAT, quienes construyeron a PACSAT (satélite gemelo de UNAMSAT), ha desarrollado satélites con estructura cúbica de 23 cm por lado y 10 kg de peso que entran en la categoría de microsatélites, figura 4.1. En la actualidad el alto costo en los lanzamientos hace muy atractivo el uso y desarrollo de este tipo de satélites, ya que pueden ser llevados como carga secundaria a un costo mucho menor que uno de gran tamaño, además la construcción de un microsatélite resulta muy económica en comparación con la de los grandes satélites de comunicación.

Entre las aplicaciones que se han dado a este tipo de satélite se encuentra la del manejo de paquetes de comunicación de datos, ya que pueden recibir, almacenar y enviar datos digitales.

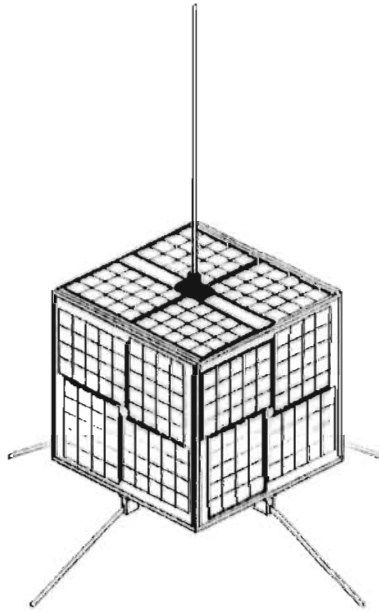


figura 4.1 Microsatélite PACSAT

Entre los objetivos tecnológicos que se han alcanzado con este tipo de microsatélite se encuentran:

1. Eliminar en lo posible los arneses de cables en el satélite. El uso de arneses implica mucho tiempo consumido por el fabricante y además son fuentes de fallas significativas.
2. Crear una estructura mecánica que pueda ser ensamblada y desensamblada en menos de 30 minutos.
3. Diseñar un arreglo de paneles solares que minimicen la posibilidad de daño durante su manejo y puedan ser rápidamente instalados en el cuerpo del satélite.
4. Uso de una técnica de manejo de potencia que ajuste dinámicamente la potencia de salida del transmisor para mantener un balance en el presupuesto energético en órbita.
5. Crear un diseño de un microsatélite que sea capaz de servir a terminales de usuarios de datos empleando solo antenas omnidireccionales.

6. Desarrollar una computadora de comunicaciones serial que tenga una capacidad mínima de 4 Mbytes de memoria y requiera menos de 1.0 watts de potencia máxima.
7. La masa total del satélite no debe ser mayor a 12 kg.

En este contexto los satélite PACSAT, UNAMSAT-1 y UNAMSAT-B son microsátélites.

4.1.2 Descripción de módulos del PACSAT

La estructura mecánica del satélite PACSAT esta compuesta por cinco módulos que en su conjunto forman un cubo de 222.8 mm por lado, figura 4.2.

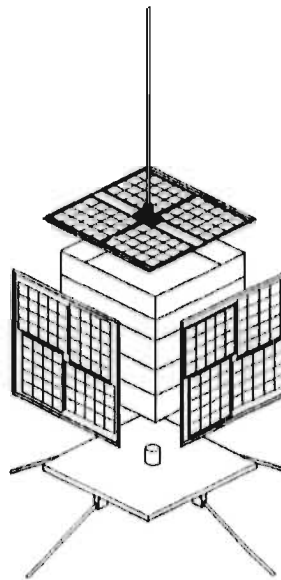


figura 4.2 Los cinco módulos del PACSAT

Cada uno de los cinco módulos esta construido a partir de una sola pieza de aluminio para evitar la existencia de uniones y soldaduras que pudieran presentar problemas al ser sometidas a vibraciones y variaciones térmicas. Se utiliza una alcaición de

aluminio y silicio que comercialmente se conoce como 6061-T6 (aluminio alodizado). Este tipo de aluminio eleva el esfuerzo de fluencia y es más resistente que el convencional además este material ofrece una relación resistencia/peso apta para aplicaciones aeroespaciales. Al aluminio utilizado se le da un tratamiento de conversión química para elevar su conductividad térmica y eléctrica.

El ensamble de los cinco módulos se hace con cuatro barras roscadas de acero inoxidable diamagnético resistente a la corrosión.

Otros materiales requeridos son los polímeros de los cuales se utilizó teflón y delrin los cuales no se despolimerizan en presencia de luz ultravioleta ni gasifican en el vacío. Estos materiales se utilizan para hacer los soportes de antenas, postes espaciadores, rondanas y piezas aislantes.

La forma de cubo del satélite permite poner los paneles solares en cada una de las seis caras del mismo (dos tapas y cuatro paneles de abejas) sin necesidad de utilizar paneles desplegables que requieran mecanismos adicionales, figura 4.2. La dimensión del satélite está calculada para evitar problemas de resonancia acústicas con el cohete. Para lograr su estabilidad en el espacio se colocan cuatro barras magnéticas en cada una de sus aristas longitudinales que le permiten "amarrarse" al campo magnético terrestre, todas las barras son colocadas con la misma orientación magnética, de tal forma que el satélite se orienta con las líneas del campo magnético terrestre ocasionando que al pasar por los polos este de un tumbo al tratar de reorientarse con el campo magnético y el resto de la órbita presenta un comportamiento casi estable, figura 4.3.

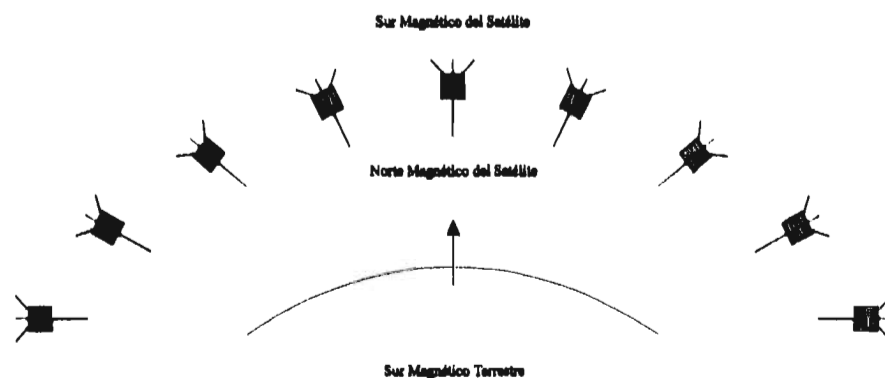


figura 4.3 Tumbo del satélite PACSAT

Adicionalmente se utilizan las antenas como parte del sistema de estabilización, estas son láminas de acero inoxidable de 1.5 cm de ancho pintadas por una de sus caras de blanco y por la otra de negro con pintura espacial que no presenta cambios de coloración por efectos de luz ultravioleta.

Los fotones de la luz solar se reflejan al chocar con la cara blanca de la antena, en tanto que los que inciden por la cara negra son absorbidos.

Esto produce una diferencia en la cantidad de movimiento sobre las antenas generando un giro (spin) en el satélite sobre su eje longitudinal (Z), permitiendo obtener un equilibrio térmico adicional. El spin resultante es 2.6 rev/min.

El satélite está recubierto por celdas solares de silicio en todas sus caras. Cada una tiene un panel que soporta sus celdas solares.

La distribución de los circuitos en los cinco módulos obedece a diferentes causas operativas, por ejemplo los circuitos de radiofrecuencia del satélite (receptor y transmisor) fueron colocados en el módulo superior e inferior para facilitar su conexión con sus antenas las cuales están colocadas en la tapa y en la base de estos módulos respectivamente. Por otra parte el módulo central es el que contiene al circuito regulador y cargador de baterías, es decir, es el módulo que contiene la mayor masa del satélite (266 gr. cada batería); su ubicación pretende aproximar el centro de masa con el centro geométrico de satélite con la finalidad de evitar nutaciones o tumbos del satélite durante su vuelo. Un banco de memoria es colocado en el módulo para renta que se encuentra entre el receptor y las baterías y el módulo de la computadora está localizado entre el transmisor y el módulo central, es decir, en orden ascendente se localizan los módulos: transmisor (Tx), computadora (CPU), baterías (BCR), módulo para renta, receptor (Rx), figura 4.2.

El cuarto módulo está diseñado para rentarse. Los satélites UNAMSAT llevan un experimento de detección de meteoritos en este.

4.2 Datos experimentales

Los datos experimentales son obtenidos por parte de AMSAT mediante el registro de las temperaturas, en toda una órbita, medidas por termistores colocados en seis elementos del PACSAT con una eficiencia de 0.5°C en sus mediciones. A este procedimiento se le conoce como WOD de temperaturas y esta información es bajada

del satélite por telemetría, gráfica 1E (apéndice E). Los keplerianos del satélite son presentados en la tabla 3D (apéndice C).

Los seis datos a continuación se enlistan:

Primer dato: la cara +X en Rx, gráfica 2E,
 Segundo dato: el centro de Rx, gráfica 3E,
 Tercer dato: el transmisor en Tx, gráfica 4E,
 Cuarto dato: la cara +Y en BCR, gráfica 5E,
 Quinto dato: la batería número uno, gráfica 6E,
 Sexto dato: la cara +Z, gráfica 7E.

4.2.1 Discretización

Primeramente se necesita hacer una serie de dibujos del satélite en los cuales eliminamos las componentes de masa despreciable y que no generen calor (tarjetas y componentes electrónicas, cables, antenas, tornillos, tuercas, los polímeros, etc.) y de esta manera reducir la configuración a elementos de geometrías simples (cilindros, paralelepípedos, cubos, cuadrados, etc.), figuras 4D, 5D y 6D.

Las componentes disipadoras de calor son los dos transmisores colocados en el (Tx), los tres transistores del (BCR) y en el (CPU) el microprocesador, el banco de memoria y cinco microchips (UARTs).

El número de nodos que resultaron de la discretización es de 76. La figura 7D presenta una imagen explotada del satélite en donde se observa como se realiza la partición y el número con que se identifica a cada nodo.

El primer de los datos experimentales corresponde al nodo tres, el segundo al siete, 29 al tercero, el cuarto al nodo 19, el dato quinto al número 14 y por último el sexto al dos.

Las tarjetas electrónicas de la computadora generan calor. Para simplificar el modelo, se considera a este conjunto como un solo nodo por tarjeta. La base de las baterías y los tres transistores sobre ella se toman como otro y además los dos paquetes de cuatro baterías son considerados como un nodo cilíndrico cada uno. Por último, en las caras del satélite llevan pegadas celdas solares es por eso que se divide en dos partes los cinco nodos de cada panel de abejas y de la base y tapa del satélite.

Ahora es necesario conseguir las características y propiedades termo-ópticas de cada nodo.

Con la ayuda de Laboratorio UNAMSAT es posible obtener algunos datos (masas, potencias térmicas, etc.), otros se consultan en libros (resistencias térmicas de contacto, conductividades, etc.) y algunos de ellos (absortividad y emisividad de las celdas de silicio, conductividad del honeycomb, etc.), el Ing. Dick Jansson⁽¹⁾, diseñador térmico del PACSAT, entregó para poder realizar una mejor aproximación a los datos experimentales en el programa.

Datos de masa se obtienen de pesar directamente los nodos del UNAMSAT correspondientes del PACSAT. Las potencias térmicas es algo complejo, ya que las componentes generan o no dependiendo si la computadora se decide a utilizarlas dependiendo de su presupuesto energético, si esta en modo de bajo consumo, si guarda alguna información en memoria o esta leyendo a esta (punto cuatro de la subsección 4.1.1). En conclusión la potencia térmica se toma como un promedio por ser tan aleatorio el comportamiento de los nodos disipadores.

Las componentes electrónicas son esencialmente de silicio y los módulos, sus tapas, las bases, las cajas de los transmisores y el cilindro en (Tx) son de aluminio alodizado. Las baterías son de níquel-cadmio y el material del panel de abejas es aluminio relleno con alguna resina de silicio. En la tabla 8D se presentan las propiedades termo-ópticas de estos materiales.

Los parámetros orbitales a continuación se presentan, tabla 4.2.

Altura	792 km.
Periodo orbital	96 min.
Porcentaje de eclipse	36 %
Ángulo alfa	0.601265 rad
Ángulo beta	0.191986 rad
Número de revoluciones	2.0 rev/órbita

tabla 4.2 Parámetros orbitales

⁽¹⁾ Vicepresidente de ingeniería en AMSAT. Conversación privada UNAM-PUIDE, 27 mayo de 1996. Centro de Instrumentos, C.U.

Los tipos de radiación que se presentan entre los nodos son de una mayor variedad, por ejemplo por mencionarse algunos casos que se presentan, para cada tipo que existe, son:

- Tipo 5: entre las baterías,
- Tipo 6: las baterías con las paredes y tapas del (BCR),
- Tipo 8: los nodos paralelos alineados en cada módulo,
- Tipo 10: los nodos con un lado en común en cada módulo,
- Tipo 11: los nodos de las tarjetas del (CPU) con las paredes y tapas del módulo.

En la columna 77, la matriz "radiac" almacena, como ya se había explicado, la información de los nodos considerados como cuerpos negros y los grises.

Los nodos externos, cuerpos negros y por lo tanto sobre los cuales incide directamente los flujos externos y también los que radian calor al espacio, son: 1, 36, 42-46, 52-56, 62-66 y 72-76. Los internos, cuerpos grises, son los restantes.

La captura de los datos de la matrices necesarias para el programa se efectúa ahora creando la red térmica de nodos y conectores. El llenado de la matriz "radiac" se realiza mediante el análisis de la figura 7D, en la cual no se dibuja la red para simplificar la figura, y la elección del tipo de radiación para cada pareja de nodos. La información para las matrices "far1", "far2", "far3", "far4" y "far5" es obtenida de los planos de PACSAT.

La matriz "long" se llena también a partir de los planos. Para el caso de la matriz "acontact" es necesario calcular el área de contacto para cada pareja de nodos. Por tener simetría el satélite este cálculo se simplifica, ya que se presentan varios casos iguales.

La matriz "resisten" contiene la información necesaria para saber si la pareja de nodos es una sola pieza del satélite y poder considerar que la resistencia térmica de contacto como cero.

La tabla 4.3 muestra las resistencias de contacto que se tomaron en cuenta para el llenado de la matriz "resisten".

Materiales	$R_c \times 10^4 \text{ (m}^2 \cdot \text{K/W)}$
Aluminio con aluminio con presión de contacto 100 kN/m^2	1.5 - 5.0
Componentes de silicio con aluminio y 0.02 mm. de epóxico.	0.2 - 0.9

tabla 4.3 Resistencias térmicas de contacto

Algunos datos para llenar al archivo "paramet" son obtenidos de la tabla 4.2C y el área de radiación se calcula a partir de los planos, solamente los coeficientes de aspecto solar y terrestre son difíciles de modelar debido al tipo de rotaciones tan complejo que desarrolla. Esto se explicará en la siguiente subsección.

4.2.2 Modificación de los coeficientes de aspecto solar y terrestre

Estos coeficientes deben de ser modificados con el tiempo por el programa porque la posición de los nodos externos con respecto al vector sol varía debido a la compleja dinámica orbital del satélite. Para poder realizar estas modificaciones, se debe encontrar la función que cambie a estos parámetros, para esto se necesitará analizar algunos casos de órbitas mas simples.

Primer caso: se supone que el movimiento del satélite es mas sencillo, por ejemplo que su movimiento de translación alrededor de la Tierra sea el que se muestra en la figura 4.4.

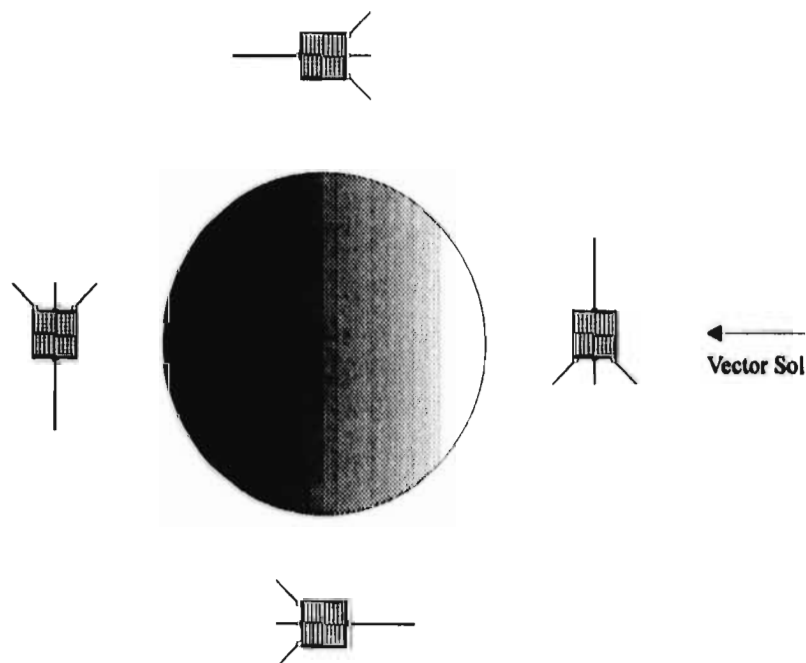


figura 4.4 Primer caso. Rotación simple alrededor de la Tierra.

Este movimiento elimina el tumbo y además las caras Z's no reciben radiación térmica terrestre ni tampoco flujo de albedo.

La ecuación ha encontrar no incluyen la entrada al eclipse, es decir esta no considera la existencia de la Tierra entre el Sol y el satélite, lo cual no importa porque el parámetro orbital en el programa (uno en equinoccio, cero en eclipse) elimina la entrada del flujo solar en este periodo.

En el momento que el flujo solar incide en la cara +Z, la cara opuesta -Z queda en sombras, esta es la razón de utilizar el vector caras opuestas como un parámetro para poder distinguir entre estas dos. La cara 1 es +Z y la cara 2 es -Z.

Las caras laterales del satélite, +X, +Y, -X, -Y, son perpendiculares a las +Z y -Z por esta razón cuando los flujos externos inciden perpendicularmente en las caras laterales, las caras Z's no pueden absorber calor proveniente del Sol y viceversa.

La perpendicularidad de las caras y la suposición de que su órbita es circular nos llevan a pensar en funciones senoidales y cosenoidales para la modelación.

Efectivamente la función, $f(t)$, que a tramos modela a la cara -Z (sur del satélite) y +Z (norte del satélite) es

$$f(t) = \left| \sin \left(\frac{2\pi}{P} [t - T_{iecl} / 2] \right) \right| \quad (4.1)$$

donde t = tiempo, seg,
 T_{iecl} = duración de eclipse, seg,
 P = periodo, seg.

Se dice a tramos porque la función (4.1) no considera las caras opuestas del satélite. Para una definición correcta de la función, el programa debe de ser capaz de identificar las caras Z's de las caras laterales, esto se realiza utilizando el signo del coeficiente de aspecto solar por lo cual, aunque sabemos que por definición siempre debe de ser positivo, el coeficiente para la cara norte y la sur debe de ser negativo, el programa reconocerá este signo, asignara la ecuación senoidal correspondiente a estas caras y cambiara el signo del coeficiente, multiplicandolo por menos, para que sea ahora, en forma correcta, positivo.

Las funciones que describen a los coeficiente de aspecto solar en este caso en las caras Z's son las siguientes:

Cara norte, (nodo $i = 1$),

$$\mu_{si} = \begin{cases} -\mu_{si} \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi}{P} [t - \text{Ti ecl} / 2]\right), & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi}{P} [t - \text{Ti ecl} / 2]\right) \geq 0, \\ 0, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi}{P} [t - \text{Ti ecl} / 2]\right) < 0. \end{cases}$$

Cara sur, (nodo $i = 36$),

$$\mu_{si} = \begin{cases} -\mu_{si} \left| \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi}{P} [t - \text{Ti ecl} / 2]\right) \right|, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi}{P} [t - \text{Ti ecl} / 2]\right) \leq 0, \\ 0, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi}{P} [t - \text{Ti ecl} / 2]\right) > 0. \end{cases}$$

Al ser llenado el archivo "paramet.xls", los valores de los coeficientes de aspecto solar se consideren como 1 o -1, dependiendo del caso, y las ecuaciones se encargan de modificarlos.

La caras laterales tiene un coeficiente de aspecto solar positivo, por esto se utilizan una ecuación cosenoidal y además se debe de incluir otro factor que es el spin del satélite el cual no afecta, desde luego, a la caras Z's, figura 4.5.

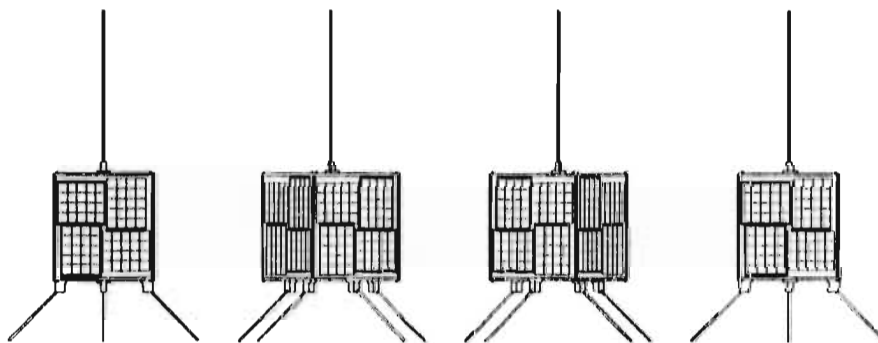


figura 4.5 Spin del satélite PACSAT

El número de revoluciones por minuto es de 2.6, es decir, poco más de dos y media veces más rápido que el movimiento de las manecillas del reloj. Esta es la razón por la cual se puede suponer que las caras siempre se presentan al Sol, es decir, se elimina el spin o se supone que el satélite gira a una velocidad "infinita".

Para poder entonces modelar el coeficiente de aspecto solar de estas caras es necesario obtener el promedio de la proyección de una cara lateral en una rotación de 180° alrededor del eje del satélite, figura 4.6.

La proyección depende de teta la cual varía entre -90° y 90° , entonces el promedio (valor medio de la proyección⁽²⁾) se obtiene como:

$$\text{proyección promedio} = \frac{\int_{-\pi/2}^{\pi/2} \cos\theta d\theta}{\int_{-\pi/2}^{\pi/2} \theta d\theta} = \frac{2}{\pi},$$

entonces al multiplicar a la ecuación del coeficiente de aspecto solar para caras laterales por este factor se modelará el spin del satélite.

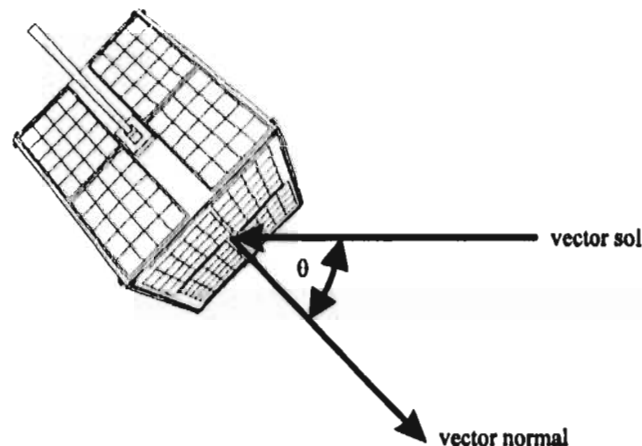


figura 4.6 Variación del ángulo de proyección debido al spin del satélite

⁽²⁾ Introducción al Cálculo y al Análisis Matemático. Richard Courant y Fritz John. Vol 1, página 163, primera edición 1971.

La función que se utiliza para la modelación de los coeficiente de aspecto solar de las caras laterales es la siguiente:

$$\mu_{si} = \frac{2}{\pi} \mu_{s_i} \left| \cos \left(\frac{2\pi}{P} [t - T_{icel} / 2] \right) \right|,$$

donde $i = 42-46, 52-56, 62-66$ y $72-76$ y los demás coeficientes de aspecto solar son cero.

Segundo caso: no se eliminará el tumbo, pero se supondrá que el ángulo de inclinación del eje magnético terrestre es cero.

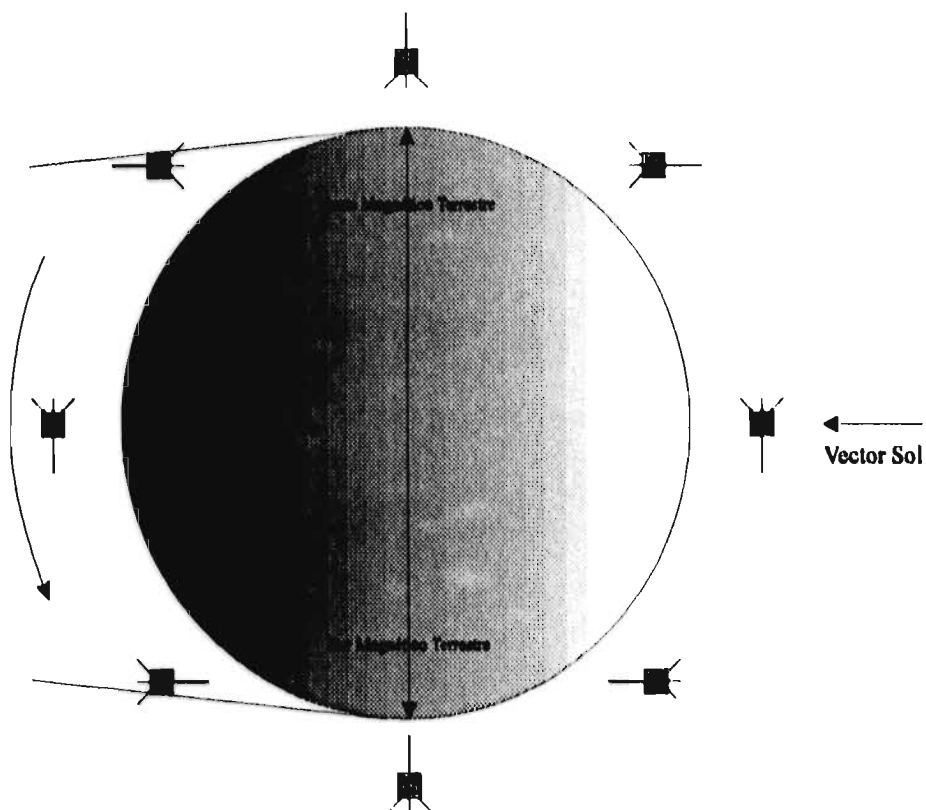


figura 4.6 Posiciones del satélite PACSAT durante una órbita.

Los tumbos del satélite tiene como consecuencia que las caras Z's reciban, en este caso, parte del flujo de albedo y radiación térmica de la Tierra por unos instantes en algunos periodos. Si observamos la figura 4.6, nos daremos cuenta que el satélite guarda exactamente la misma posición en los polos magnéticos de la Tierra, lo que significa que el número de revoluciones alrededor de un eje del satélite normal a la órbita es dos veces en una órbita. Esta observación facilita la deducción de las funciones que modelen los coeficientes de aspecto solar.

Al girar dos veces el satélite, el argumento de la función 4.1 se debe de duplicar para poder girar doblemente mas rápido.

El coeficiente de aspecto terrestre es también una función coseinodal o senoidal según sea el caso. La variación con el otro coeficiente es que si se observa en el primer caso las cara Z's nunca se presentan a la Tierra y en este caso solamente una vez, durante una órbita, cada una de estas caras son perpendiculares al vector posición con respecto a nuestro planeta. Esto significa que si el número de revoluciones alrededor de un eje del satélite normal a la órbita es dos, con respecto a la Tierra es uno.

Antes de dar las funciones se puede generalizar aún mas incluyendo el caso de inclinación del eje magnético y de la órbita de satélite.

Tercer caso: la inclinación del eje de la Tierra más las inclinación de su eje magnético no modifican en nada a los coeficientes de aspecto terrestre, pero si a los solares, figura 4.7.

La modificación debido a la suma de estas inclinación se realiza en la función solamente restando en el argumento. El cambio por la inclinación de la órbita se realiza con la proyección coseinodal. En conclusión, con el producto de todos estos factores nos se da un valor bastante real de los coeficientes de aspecto solar.

Las funciones resultantes son por lo tanto para el caso general las siguientes:

Cara norte

$$\mu_{si} = \begin{cases} -\mu_{si} \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi R}{p} [t - T_{iccl} / 2] - \alpha\right) \cos\beta, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi R}{p} [t - T_{iccl} / 2] - \alpha\right) \geq 0, \\ 0, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi R}{p} [t - T_{iccl} / 2] - \alpha\right) < 0. \end{cases}$$

$$\mu_{Ti} = \begin{cases} -\mu_{Ti} \operatorname{sen}\left(\frac{\pi R}{p} [t - \text{Ticcl} / 2] - \alpha\right), & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{\pi R}{p} [t - \text{Ticcl} / 2] - \alpha\right) \geq 0, \\ 0, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{\pi R}{p} [t - \text{Ticcl} / 2] - \alpha\right) < 0. \end{cases}$$

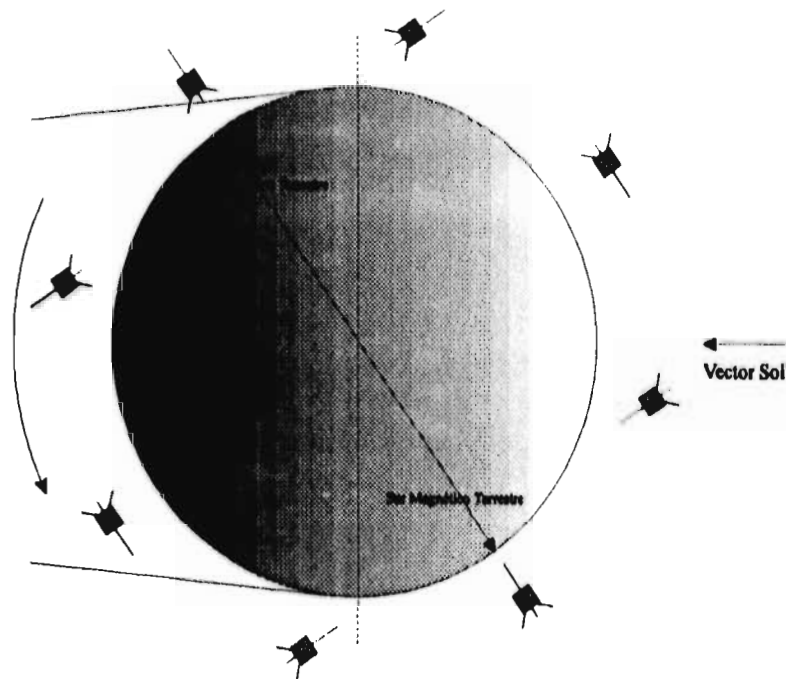


figura 4.7 Inclinación del eje magnético, 34.45°.

Cara sur

$$\mu_{Si} = \begin{cases} -\mu_{Si} \left| \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi R}{p} [t - \text{Ticcl} / 2] - \alpha\right) \right| \cos \beta, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi R}{p} [t - \text{Ticcl} / 2] - \alpha\right) \leq 0, \\ 0, & \text{si } \operatorname{sen}\left(\frac{2\pi R}{p} [t - \text{Ticcl} / 2] - \alpha\right) > 0. \end{cases}$$

$$\mu_{Ti} = \begin{cases} -\mu_{Ti} \left| \sin\left(\frac{\pi R}{P}[t - T_{iecl}/2] - \alpha\right) \right|, & \text{si } \sin\left(\frac{\pi R}{P}[t - T_{iecl}/2] - \alpha\right) \leq 0, \\ 0, & \text{si } \sin\left(\frac{\pi R}{P}[t - T_{iecl}/2] - \alpha\right) > 0. \end{cases}$$

Cara lateral

$$\mu_{Si} = \frac{2}{\pi} \mu_{Si} \left| \cos\left(\frac{2\pi R}{P}[t - T_{iecl}/2] - \alpha\right) \right|,$$

$$\mu_{Ti} = \frac{2}{\pi} \mu_{Ti} \left| \cos\left(\frac{\pi R}{P}[t - T_{iecl}/2] - \alpha\right) \right|,$$

donde R es el número de revoluciones por órbita.

De manera análoga los valores de los coeficientes de aspecto terrestres son 1 o -1, dependiendo del caso, y las ecuaciones anteriores se encargan de modificarlos.

Se debe notar que el mismo método de asignar un signo al coeficiente de aspecto solar para poder identificar cuando la cara es lateral, se utiliza para el caso del coeficiente de aspecto terrestre.

En las gráficas 8E, 9E y 10E se muestran la cantidad de energía calorífica por unidad de área absorbida de los distintos tipos de flujos externos con respecto al tiempo de órbita en la cara norte, sur y lateral.

Cara norte, gráfica 8E: se observa la existencia de dos máximos donde se alcanza el mayor flujo solar así como el de albedo y los intervalos de eclipse donde estos son ceros. La radiación térmica terrestre se presenta en todo instante solo que en diferente intensidad. Es interesante notar la importancia del flujo solar que es dos ordenes mayor que los otros dos flujos, los que aún de ser mas pequeños son importantes fuentes de calor para el satélite.

Cara sur, gráfica 9E: existen también dos máximos solamente que el segundo es menor porque se interpone el eclipse en el flujo solar y el de albedo, además con respecto a la gráfica anterior están desfasadas una cuarta parte del periodo. La radiación térmica terrestre esta siempre presente y su desfase es de medio periodo.

Cara lateral, gráfica 10E: se puede observar tres máximos en los flujos de albedo y solar, esto se debe a que siempre existe radiación sobre las caras laterales del

satélite excepto en el eclipse donde aparece la radiación térmica terrestre como único flujo externo. El área total de radiación de las caras laterales es cuatro veces mayor a las otras, por lo tanto el calor que absorben y conducen influye en las temperaturas de cada nodo cuatro veces mas que las caras Z,s, esta es la razón por la que en cada gráfica de los datos experimentales se presentan tres puntos máximos, aún en las caras sur y norte donde el segundo máximo es menor.

4.2.3 Comparación de predicciones con datos experimentales

Una vez que se explico la modelación de los coeficientes de aspecto solar y terrestre es momento de presentar los resultados obtenidos del programa y compararlos con los datos experimentales.

En las gráficas obtenidas de las temperaturas del PACSAT se observa un desfase entre ellas, esto se debe a la inercia térmica (mc_p) de cada nodo. Los termistores tiene una cierta incertidumbre así también el ruido filtrado en la señal transmitida al bajar la información del satélite y el spin causan que los datos lleven cierta información incorrecta y como consecuencia existen grandes cantidades de picos en las gráficas. Algunos de ellos se deben a errores en la filtración de la señal y son fácilmente identificables por tener siempre la misma altura el pico, otros simplemente se ocasionan por el spin del satélite, es por esta razón se presentan las gráfica 4.11E - 4.16E, donde eliminamos los picos y apreciamos mejor la curva que describe las temperaturas con respecto al número de órbita.

Cada nodo presenta en su gráfica tres máximos ya sean absolutos o locales, aunque en algunos de ellos es poco notable como es el caso del nodo que corresponde a la cara +Z (gráfica 4.16E), también algunas gráficas son mas suaves que otras y esto se debe a que los cambios de posición causan variaciones bruscas de las temperaturas en algunas partes del satélite.

El programa se corre y los resultados se muestran en la gráfica 17E, donde podemos observar las temperaturas de los seis nodos desde el lanzamiento hasta la estabilización cuasiestacionaria que se presenta hasta la novena órbita, es decir, después de mas de 14 horas. En la gráfica 18E se observa solamente las dos últimas órbitas donde ocurre la estabilización.

Ahora se compararán las gráficas de los datos experimentales (curva gruesa) con las obtenidas por el programa (curva delgada). Se debe tomar en cuenta que existe un 0.5° C de incertidumbre en la mediciones de los datos.

Cara +X en (Rx), gráfica 19E. Se modifican los ejes en la gráfica 20E y se nota la presencia del segundo máximo mas pronunciada que en los datos experimentales, esto se debe a que cierta información no se conoce, por ejemplo la resistencia térmica de contacto, la conductividad de los materiales, etc.

Centro de (Rx), gráfica 21E. El receptor tiene ciertas componentes electrónicas que tiene masa y bloquean el intercambio de radiación entre las paredes del módulo. En la gráfica 22E se presenta un cierto desfase entre las dos gráficas el cual se debe otra vez a la falta de información. En este caso las capacidad térmica específica no es conocida con exactitud y esta contribuye a la inercia térmica.

Transmisores, gráfica 23E: Estas componentes generan calor pero aún así fue posibles llegar a aproximar a la curva. En la gráfica 24E se observa el comportamiento similar de ambas.

Cara +Y en (BCR), gráfica 25E. En este módulo los transistores generan calor el cual es transmitido a las paredes. La cantidad de energía calorífica que pueda absorber esta pared depende de la resistencia térmica de contacto y desde luego de la conductividad, aunque el comportamiento, gráfica 26E, es el mismo.

Batería uno, gráfica 27E. Esta es la mejor aproximación. Se recuerda que la temperatura de las baterías es una cuestión crítica porque en gran parte estas dictan la vida del satélite y porque el régimen donde estas funcionan correctamente es el menor. Una aproximación tan cercana a las baterías es la que valida el programa. En la gráfica 28E se muestra como el comportamiento en las variaciones es el mismo.

Cara +Z, gráfica 29E. Sin duda alguna la mas difícil de modelar. Los movimientos tan complejos que realiza el satélite además de que el modelado con funciones cosenoidales y senoidales en el sentido estricto es solo buena aproximación pero en realidad el tumbo no es tan suave como se ha supuesto. El eje magnético esta inclinado 11° C con respecto al eje de rotación de la Tierra, la cual tampoco es esférica, es decir el satélite cuando pasa por el polo magnético su cara no es exactamente perpendicular al vector posición con respecto a la Tierra, en conclusión la órbita y los movimiento son mas complejos de lo que modelamos, aunque por los resultados es buena nuestra modelación. El comportamiento es similar, gráfica 30E, lo complejo, se recalca, es modelar la cantidad por tiempo de calor que incide sobre esta cara.

Es necesario ahora definir un error para que se pueda medir las aproximaciones realizadas.

4.2.4 Análisis del error en la aproximación

La definición de la métrica a utilizar se debe de hacer en base a los seis datos experimentales que se presentaron. Las curvas mostradas en las gráficas 11E - 16E tiene cada una un máximo y un mínimo global. Consideremos el mayor de los seis máximos, M_{MAX} , y el menor de mínimos, M_{MIN} , y se define el error como la función:

$$E = M | T_D - T_C | \quad (4.2)$$

donde $M^{-1} = M_{MAX} - M_{MIN} = 56.87 \text{ K}$,

T_D = Temperatura de los datos experimentales, K

T_C = Temperatura resultante de los cálculos, K.

La función (4.2) es una métrica y es la que se usará para nuestro análisis. Se debe de tener en cuenta que esta función representa un porcentaje de error que corresponde al 100% cuando $E = 1$, es decir, cuando la diferencia de temperaturas $| T_D - T_C |$ es igual 56.87K.

De los resultados obtenidos por el programa, los que corresponden a los datos siguientes son los de mejor aproximación y los de mayor atención por ser componentes de vital importancia para el satélite y de rangos mas críticos de temperaturas, es por esta razón que el análisis de error se realizará solamente sobre estos.

1. Batería uno,
2. Cara +X en (Rx),
3. Transmisores,

En cada una de las gráficas 31E, 32E y 33E se presentan dos curvas: una es el error contra el número de órbita y la otra es la regresión lineal al error.

1. Batería uno. En esta aproximación el error máximo es menos de un 4.6%, lo cual corresponde a 2.576 K y la regresión lineal alcanza su máximo en 4.4%, lo que equivale a 2.5K.
2. Cara +X en (Rx). El error es mayor en este caso ya que el máximo lo alcanza en un 9.3% que significa una diferencia máxima de 5.29 K y la regresión lineal tiene el máximo en 6.6%, es decir 3.75K.

3. Transmisores. Este último análisis de error muestra el máximo en 9.9% que es una diferencia de 5.63K y la regresión lineal es constante, 4%, es decir 2.27K como error.

Capítulo 5

Conclusiones y recomendaciones

5.1 Conclusiones

Para el desarrollo del área de análisis térmico de satélites en el Programa Universitario de Desarrollo Espacial de la UNAM es necesario el modelado computacional, ya que experimentalmente no es posible por los grandes costos que representaría. Un programa como SINDA que realiza esta tarea tiene un costo aproximado de 20 mil dólares, esta dos razones son suficientes para crear el software necesario en México.

El programa que se muestra en esta tesis es capaz de simular al satélite en órbita incluyendo los periodos de eclipse, modelar los movimientos que realiza el satélite sobre sus ejes, considerar los intercambios de calor por radiación y conducción por compleja que sea la geometría de las componentes, los flujos externo y los elementos disipadores de energía calorífica y al final obtener resultados bastante aproximados a los reales cumpliendo con los objetivos planteados.

Dentro de los objetivos alcanzados en esta tesis están los siguientes:

- 1) Se desarrolló un modelo matemático transitorio de un satélite experimental utilizando el método de parámetros concentrados. Este modelo se validó mas adelante y se verificó con diferentes tipos de geometrías, parámetros orbitales y características de satélites.
- 2) Se desarrolló un programa de computación para el control térmico de satélites pequeños que permite obtener las temperaturas en todas las etapas de la misión, de cada una de sus componentes críticas, el cual crea archivos de resultados para poder ser graficados, además de manejar su información por medio de archivos de datos de entradas fácilmente modificables. El manejo de matrices y arreglos, para el programa, facilita la corrección de estos y la experimentación al modificarlos.

- 3) Se seleccionó el método numérico para resolver al sistema de ecuaciones resultantes. El método de Runge-Kutta se justificó para desarrollar el problema en el principio una vez que se verificó se cambio al método predictor-corrector Gear, por ser mas flexible en el manejo del paso de integración.
- 4) Se estudió las influencia de las propiedades termo-ópticas sobre diferentes tipos de superficies. El cociente absorptividad entre emisividad de las superficies probó ser un criterio para conocer el comportamiento de las temperaturas promedios de las componentes del satélite.
- 5) Se validó, en forma progresiva, el modelo desarrollado mediante el análisis térmico de varias configuraciones de satélites. El satélite isotérmico esférico presentó una primera aproximación para el análisis preliminar de Colibrí el cual tiene una geometría mas compleja.
- 6) Se validó el modelo matemático y se realizó con información obtenida del microsátélite PACSAT, mediante el registro de las temperaturas, en toda una órbita, en seis elementos del satélite donde se simuló las temperaturas de cada nodo de la discretización desde el lanzamiento hasta la estabilización cuasiestacionarias de las temperaturas. Concluyendo con un estudio del error en los la aproximación.

Es cierto que nunca se podrá conocer exactamente las propiedades termo-ópticas del satélite en órbita PACSAT (simulado en el capítulo cuatro), además de que estas se han ido modificando con el tiempo por degradación. El procedimiento correcto para poder concluir la verificación es modelar un satélite o partes de él cuyas propiedades podamos medir experimentalmente en un laboratorio, después en una cámara de termo-vacío simular ciertas condiciones de órbita, es decir, flujos de calor y ejecutar el programa con esta información y ahora si podremos concluir la veracidad de nuestros resultados. Este es el camino a seguir pero no entra dentro de los alcances de esta tesis.

5.2 Recomendaciones

El programa fue diseñado en principio para un PC 386 con 4Mbytes de memoria pero el caso de 76 nodos no es posible correrse en computadoras personales con un sistema operativo MS - DOS por la longitud de los arreglos y las matrices.

Los tiempos utilizados para resolver el problema de 30 nodos fueron los siguientes

1. PC, 386, 33 mhz, 4Mbytes en Ram y coprocesador matemático, disco duro 100 Mbytes, 20 minutos,
2. PC, pentium, 8Mbytes en Ram, disco duro 1Gbyte, 2 minutos,
3. Estación de trabajo, Hewlett Packard (HP), 30 segundos.

Esta es la razón por lo cual se recomienda manejar la estación cuando el número de nodos rebasa a los 40 nodos. El programa se compila y se corre en fortran 77 para estaciones de trabajo aunque el llenado de las matrices bien puede ser hecho en una PC en "Excel para Windows" y ser salvado como un archivo tipo texto separado por tabuladores.

El archivo "excel.xls" sirve para poder graficar los datos abriéndolo como archivo tipo texto, delimitado por punto y coma, con la primera columna como eje de las X's. Las temperaturas contra número de órbitas son presentadas desde el momento del lanzamiento en verano y hasta el momento en que se encuentra un equilibrio cuasiestacionario de todos los nodos.

La corrida final para la modelación del PACSAT se realizó en Quetzal, una estación HP del instituto de Ingeniería y tardó 1 hr. y 5 min. en llegar a su estabilización.

Las siguientes recomendaciones se hacen para el desarrollo de un modelo para el análisis térmico de satélites pequeños:

1. Empezar con un modelo simple, un satélite esférico isotérmico, calcular las temperaturas de equilibrio para cada tipo superficie y de esta manera poder tener los resultados preliminares.
2. Continuar con el modelo para el satélite rotando alrededor de la Tierra, es decir, incluir el eclipse y resolver la ecuación de balance térmico por medio del método de Runge-Kutta y verificar de esta manera la convergencia y arreglar los posibles errores.
3. Empezar a dividir en dos nodos al satélite y utilizando el método de parámetros concentrados poder estimar las temperaturas del satélite en el cual se presenta ahora la conducción como medio de transferencia de calor.

4. Una vez verificado el modelo, cambiar de método numérico por alguno que no necesite de un paso de integración fijo y revisar que los resultados anteriores coincidan con los nuevos obtenidos a partir del nuevo método. Se aconseja el método numérico Gear.
5. Cambiar de geometría ahora a una mas compleja donde se pueda presentar la transferencia de calor por radiación e ir variando parámetros orbitales para verificar el manejo de datos y de esta manera tener un modelo detallado.
6. Es recomendable usar archivos de datos para la modificación sencilla de datos.
7. Por último es necesario validar el modelo con la comparación con datos experimentales o con datos obtenidos de una satélite que exista y del cual se pueda obtener el mayor número de información.

Referencias

- A. Balfour y W.T. Beveridge. Análisis numérico básico con Fortran. CECSA, 1982.
- Baumeister y Marks. Manual del Ingeniero Mecánico de Marks. UTEHA.
- Brij N. Agrawal. Design of Geosynchronous Spacecraft. Printice-Hall 1986.
- Bruce J. Torby, Fortran 77 for Engineers. Printice-Hall 1991.
- ⁽¹⁾ B. A. Cullimore. Applications of a General Thermal/Hydraulic Simulation Tool. AIAA 29th thermophysics Conference - Buffalo, New York / June 12-14 1989.
- C. William Gear. Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations. Printice-Hall 1986.
- Erick Oberg, Franklin. D. Jones. Machinery's Handbook 24 edition. Industrial Press Inc.
- Frank P. Incropera, David P. DeWitt. Introduction to Heat Transfer. John Wiley & Sons, Second edition.
- Jeff Randorf. Multiple Nodo Thermal Analysis of SEDSAT 1 using THAWS. University of Alabama in Huntsville. Department of Mechanical Engineering Huntsville, AL 35899.
- Keith Cornwell. Transferencia de Calor. Editorial Limusa 1981.
- ⁽²⁾ Luis Ernesto Bustamante Murillo, Eloy Martínez Martínez, Saul de la Rosa Nieves. Diseño y Construcción de un Sistema de Control para el Experimento de Detección de Ecos de Meteoritos en el Módulo Experimental del Satélite UNAMSAT-1. Ciudad Universitaria, México D. F. 1994.

⁽¹⁾ Artículo de AIAA-89-1754.

⁽²⁾ Tesis de Licenciatura en Ingeniería Mecánica Electricista (Área Eléctrica Electrónica). C.U. UNAM.

Microsoft FORTRAN Reference. Version 5.0 FOR MS OS/2 AND MS-DOS OPERATING SYSTEMS. MICROSOFT CORPORATION.

Pedro Ramon Escobal. Methods of Orbit Determination. Robert E. Krieger Publishing Company. Malabar, Florida. 1965.

Richard Courant y Fritz John. Introducción al Cálculo y al Análisis Matemático. Editorial Limusa 1971.

Steven C. Chapra, Raymond P. Canale. Método Numéricos para Ingenieros. McGraw Hill 1989.

Thomas Richard MacCalla. Introduction to Numerical Methods and FORTRAN Programming.. John Wiley & Sons 1980.

Bibliografia

Comsat Technical Review, Vol 2, No. 2, 1972.

H. Hwangbo, J.H. Hunter, and W.H. Kelly, "Analytical Modelling of Spacecraft with Active Thermal Control System," AIAA 8th Thermophysics Conference, Palm Springs, Calif., July 16-18, 1973, AIAA Paper No. 73-773.

Hughes Aircraft Company Geosynchronous Spacecraft Case Histories, Jan. 1981.

J.A. Robinson, "The Intelsat IV Spacecraft-Thermal Control," COMSAT Technical Review, Vol. 2, No. 2, Fall 1972.

J. A. Wielbert, Engineering Radiation Heat Transfer, Holt, Rinehart and Winston, New York.

J Gary Rankin and Paul F. Marshall. Thermal Management System Technology Development for Space Station Applications. SAE Technical Paper Series 831097.

J. R. Howell and R. Siegal., Thermal Radiation Heat Transfer, NASA SP-164, 1969.

K.J. Baumeister and T.D. Hamill. Hyperbolic Heat-Conduction Equation-A Solution for Semi-Infinite Body Problem. Journal of Heat Transfer. November 1969.

M. Groll. "Heat Pipe Technology for Spacecraft Thermal Control," Spacecraft Thermal and Environmental Control Systems, ESA SP-139, Nov. 1978.

Mark T. Herrin, David Patterson, and Larry D. Turner. Preliminary Design of the Space Station Internal Thermal Control System. SAE Technical Paper Series 871505.

P.D. Dunn and D.A. Reay, Heat Pipes, Pergamon Press, Elmsford, New York, 1976.

- R.M. Van Villet, *Passive Temperature Control in the Space Environment*, Macmillan, New York, 1965.
- S. Andre, J.N. Chelotti, J.f. Gory and T. Lafon. Fluidnet: A Thermal and Hydraulic Software for the Preliminary Sizing of Fluid Loop Systems. SAE⁽¹⁾ Paper Series 881045.
- S. Ollendorf and F.A. Costello. A Pumped Two-Phase Cooling System for Spacecraft. SAE Technical Paper Series 831099.
- S. Ollendorf and F.A. Costello. A SINDA Modeling Technique for Pumped Two-Phase Spacecraft Cooling Systems. SAE Technical Paper Series 840974.
- S.W. Chi, *Heat Pipe Theory and Practice*, McGraw-Hill, New York, 1976.
- Spacecraft Thermal Control*, NASA SP-8105, May 1973.
- Steven M. Lunde. FLOSIN - A Fluid Loop Analyzer for SINDA. SAE Technical Paper Series 881085.
- Timothy K. Brady. A Two-Phase Thermal Management System for Large Spacecraft. SAE Technical Paper Series 851351.
- Timothy K. Brady. Space Station Thermal Test Bed Status and Plans. SAE Technical Paper Series 881068.
- Vincent J. Bilardo, Jr. Albert W. Carlson. Space Station Thermal Control During On-Orbit Assembly. SAE Technical Paper Series 881070.
- W. A. Gray and R. Muller, *Engineering Calculations in Radiative Heat Transfer*, Pergamon Press, Elmsford, New York, 1972.
- W.H. Kelly and J.H. Reisenweber, Jr., "Optimization of a Heat Pipe Radiator for Spacecraft High-Power TWTAs," IV International Heat Pipe Conference, Sept. 7-10, 1981, The Royal Aeronautical Society, London.

⁽¹⁾ The Engineering Society For Advancing Mobility Land Sea Air and Space.
Technical

W.H. Kelly, J.H. Reisenweber, Jr. and H.W. Flieger, "High Performance Thermal Louver Development," AIAA 11th Thermophysics Conference, San Diego, Calif., July 14-16, AIAA Paper No. 76-460.

W. H. McAdams, Heat Transmission, McGraw-Hill, New York, 1954.

Walter P. Schimmel. Transient Thermal Conduction in Aerospace Composite Materials: A Simplified Design and Analysis Technique. Thermal Conductivity 21, Edited by C.J. Cremers and H.A. Fine, Plenum Press, New York, 1990.

Y.V. Fairuzov and V.V. Bredikhin. Two-Phase System with a Jet Pump for Spacecraft. Journal of Thermophysics and Heat Transfer. Vol 9, Number 2, Pages 285-291. AIAA American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

Apéndice A

Programas

Programa 1A

```

C PROGRAMA PARA EL ANALISIS TERMICO PRELIMINAR
C
C DATOS DE ENTRADA
C
C H = ALTURA DE LA ORBITA, KM
C A = AREA DEL SATELITE
C P = POTENCIA TERMICA
C D = DIAMETRO DEL SATELITE
C M = MASA DEL SATELITE
C AC = COEFICIENTE DE ALBEDO TERRESTRE
C S = CONSTANTE SOLAR
C MU = CONSTANTE DE ASPECTO SOLAR
C ALS = ABSORPTIVIDAD
C EP = EMISIVIDAD
C QR = RADIACION TERMICA TERRESTRE
  REAL M,MU
  OPEN(UNIT=1,FILE='SALIDA')
  DATA H/1000./,P/3.2/,D/0.5/,M/20.0/,AC/0.4/,
  *S/1353.0/,MU/0.25/,QR/237.0/,SIG/5.67E-8/,
  *ALS/0.3/,EP/0.3/
  A=3.1416*D**2
  QA=S*AC/8.*(1.-SQRT(1.-6400.**2/(6400.+H)**2))
  QS=S
  QT=0.5*QR*(1.-SQRT(1.-6400.**2/(6400.+H)**2))
  QE=(QS+QA+QT)*MU*A*ALS
  QSA=QS*ALS*A*MU
  QAA=QA*ALS*A*MU
  QTA=QT*ALS*A*MU
  TE=((QE+P)/EP/SIG/A)**0.25
  QNET=(QE+P)/A
  PRINT 5,'ANALISIS TERMICO PRELIMINAR DEL SATELITE'
  WRITE(1,5) 'ANALISIS TERMICO PRELIMINAR DEL SATELITE'
5 FORMAT(//,18X,A40,/)
  PRINT 7,'DATOS DE ENTRADA'

```

```

WRITE(1,7) 'DATOS DE ENTRADA'
7 FORMAT(/,31X,A16,/)
PRINT 10,H,P,D,M,AC,S,MU,ALS,EP,QR
WRITE(1,10)H,P,D,M,AC,S,MU,ALS,EP,QR
10 FORMAT(1X, 'ALTURA DE LA ORBITA,',26X,'H = ', E12.5 /
* 1X, 'POTENCIA TERMICA,',29X,'P = ', E12.5 /
* 1X, 'DIAMETRO DEL SATELITE,',24X,'D = ', E12.5 /
* 1X, 'MASA DEL SATELITE,',28X,'M = ', E12.5 /
* 1X, 'COEFICIENTE DE ALBEDO TERRESTRE,',13X,'AC = ', E12.5 /
* 1X, 'CONSTANTE SOLAR,',30X,'S = ', E12.5 /
* 1X, 'COEFICIENTE DE ASPECTO SOLAR,',16X,'MU = ', E12.5 /
* 1X, 'ABSORPTIVIDAD,',31X,'ALS = ', E12.5 /
* 1X, 'EMISIVIDAD,',34X,'EP = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA TERRESTRE,',17X,'QR = ', E12.5 //)
PRINT 15,'RESULTADO DEL ANALISIS'
WRITE(1,15)'RESULTADO DEL ANALISIS'
15 FORMAT(28X,A22,/)
PRINT 20, TE
WRITE(1,20)TE
20 FORMAT (1X,'TEMPERATURA DE EQUILIBRIO;',19X,'TE = ', F5.1 ///)
PRINT *, 'FLUJO DE CALOR POR UNIDAD DE AREA [W/M*M] : '
WRITE(1,*) 'FLUJO DE CALOR POR UNIDAD DE AREA [W/M*M] : '
PRINT 30, QS,QA,QT
WRITE(1,30)QS,QA,QT
30 FORMAT (/,1X,'SOLAR;',39X,'QS = ', E12.5 /
* 1X, 'ALBEDO;',38X,'QA = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA DE LA TIERRA;',14X,'QT = ', E12.5 //)
PRINT *, 'FLUJO DE CALOR [W] : '
WRITE(1,*) 'FLUJO DE CALOR [W] : '
PRINT 40,QSA,QAA,QTA,QNET
WRITE(1,40)QSA,QAA,QTA,QNET
40 FORMAT(/,1X,'SOLAR;',38X,'QSA = ', E12.5 /
* 1X, 'ALBEDO;',37X,'QAA = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA DE LA TIERRA;',13X,'QTA = ', E12.5 /
* 1X, 'FLUJO TOTAL EN [W/M*M]',,20X,'QNET = ', E12.5 //)
END

```

Programa 2A

```

C _MAIN
C PROGRAMA PARA EL ANALISIS TERMICO PRELIMINAR
C
C DATOS DE ENTRADA
C
C H = ALTURA DE LA ORBITA, KM
C A = AREA DEL SATELITE

```

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

```

C P = POTENCIA TERMICA
C D = DIAMETRO DEL SATELITE
C M = MASA DEL SATELITE
C AC = COEFICIENTE DE ALBEDO TERRESTRE
C S = CONSTANTE SOLAR
C MU = CONSTANTE DE ASPECTO SOLAR
C ALS = ABSORBTIVIDAD
C EP = EMISIVIDAD
C QR = RADIACION TERMICA TERRESTRE
C CP = CALOR ESPECIFICO
C TIME = TIEMPO
C TEM = TEMPERATURA
  EXTERNAL ECL
  COMMON/COM1/C1,TIMEF,TECL,TAO
  REAL M,MU
C ABRIENDO ARCHIVO DE ESCRITURA
  OPEN(UNIT=1,FILE='PRE_ANA2.DAT')
  OPEN(UNIT=2,FILE='MET_NEW.DAT')
  DATA H/1000./,P/3.2/,D/0.5/,M/20.0/,AC/0.4/,
  *S/1353.0/,MU/0.25/,QR/237.0/,SIG/5.7E-8/,
  *ALS/0.3/,EP/0.3/,CP/900./TIME/1800./TEMP/151.3/
  A=3.1428*D**2
  QA=S*AC/8.*(1.-SQRT(1.-6400.**2/(6400.+11)**2))
  QS=S
  QT=0.5*QR*(1.-SQRT(1.-6400.**2/(6400.+11)**2))
  QE=(QS+QA+QT)*MU*A*ALS
  QSA=QS*ALS*A*MU
  QAA=QA*ALS*A*MU
  QTA=QT*ALS*A*MU
  TE=((QE+P)/EP/SIG/A)**0.25
  QNET=QT+P
  PRINT 5,'ANALISIS TERMICO PRELIMINAR DEL SATELITE'
  WRITE(1,5)'ANALISIS TERMICO PRELIMINAR DEL SATELITE'
5 FORMAT(/,18X,A40/)
  PRINT 7,'DATOS DE ENTRADA'
  WRITE(1,7)'DATOS DE ENTRADA'
7 FORMAT(/,31X,A16/)
  PRINT 10,H,P,D,M,AC,S,MU,ALS,EP,QR,CP,TIME,TEMP
  WRITE(1,10)H,P,D,M,AC,S,MU,ALS,EP,QR,CP,TIME,TEMP
10 FORMAT(1X,'ALTURA DE LA ORBITA,',26X,'H =', E12.5 /
  * 1X,'POTENCIA TERMICA,',29X,'P =', E12.5 /
  * 1X,'DIAMETRO DEL SATELITE,',24X,'D =', E12.5 /
  * 1X,'MASA DEL SATELITE,',28X,'M =', E12.5 /
  * 1X,'COEFICIENTE DE ALBEDO TERRESTRE,',13X,'AC =', E12.5 /
  * 1X,'CONSTANTE SOLAR,',30X,'S =', E12.5 /
  * 1X,'COEFICIENTE DE ASPECTO SOLAR,',16X,'MU =', E12.5 /
  * 1X,'ABSORBTIVIDAD,',31X,'ALS =', E12.5 /
  * 1X,'EMISIVIDAD,',34X,'EP =', E12.5 /
  * 1X,'RADIACION TERMICA TERRESTRE,',17X,'QR =', E12.5 /

```

```

* 1X, 'CALOR ESPECIFICO',28X,'CP = ', E12.5 /
* 1X, 'TIEMPO',34X,'TIEMPO = ', E12.5 /
* 1X, 'TEMPERATURA',31X,'TEMP =',E12.5 //)
PRINT 15,'RESULTADO DEL ANALISIS'
WRITE(1,15)'RESULTADO DEL ANALISIS'
15 FORMAT(28X,A22,/)
PRINT 20, TE
WRITE(1,20)TE
20 FORMAT (1X,'TEMPERATURA DE EQUILIBRIO',19X,'TE = ', F5.1 ///)
PRINT *, 'FLUJO DE CALOR POR UNIDAD DE AREA [W/M*M] :'
WRITE(1,*) 'FLUJO DE CALOR POR UNIDAD DE AREA [W/M*M] :'
PRINT 30, QS,QA,QT
WRITE(1,30)QS,QA,QT
30 FORMAT (/,1X,'SOLAR',39X,'QS = ', E12.5 /
* 1X, 'ALBEDO',38X,'QA = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA DE LA TIERRA',14X,'QT = ', E12.5 //)
PRINT *, 'FLUJO DE CALOR [W] :'
WRITE(1,*) 'FLUJO DE CALOR [W] :'
PRINT 40,QSA,QAA,QTA,QNET
WRITE(1,40)QSA,QAA,QTA,QNET
40 FORMAT(/,1X,'SOLAR',38X,'QSA = ', E12.5 /
* 1X, 'ALBEDO',37X,'QAA = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA DE LA TIERRA',13X,'QTA = ', E12.5 /
* 1X, 'FLUJO TOTAL EN [W/M*M]',20X,'QNET = ', E12.5 //)
TECL=((QTA+P)/EP/SIG/A)*0.25
C1=2.*(5*LOG((TE/TECL+1.)/(TE/TECL-1.))-ATAN(TECL/TE))
C2=2.*(5*LOG((1.+TECL/TE)/(1.-TECL/TE))-ATAN(TECL/TE))
TAO=.25*M*CP/EP/SIG/A/(TECL**3)
TAOE=.25*M*CP/EP/SIG/A/(TE**3)
PRINT 45,TECL
WRITE(1,45)TECL
45 FORMAT (1X,'TEMPERATURA DE EQUILIBRIO EN EL ECLIPSE',
*3X,'TECL = ', F5.1//)
PRINT 47,'TIEMPO','TEMPERATURA'
WRITE(1,47)'TIEMPO','TEMPERATURA'
47 FORMAT(17X,A6,4X,A11)
TIME4=TIME/3.
TIMEF=0.
DO 55 I=1,4
CALL MET_NEW(ECL,1.E-5,20,TE,TF)
PRINT 50,TIMEF,TF
WRITE(1,50) TIMEF,TF
50 FORMAT (14X,F9.2,7X,F5.1)
TIMEF=TIMEF+TIME4
55 CONTINUE
VAR=TE-TF
PRINT 60,TF,VAR
WRITE(1,60)TF,VAR
60 FORMAT(/,1X,'TEMPERATURA AL TIEMPO T',19X,'TEND = ',F5.1/

```



```

* 1X,'VARIACION DE TEMPETURA',21X,'VAR = ',F5.1//)
TC=TAOE*(2.*(5*LOG((1.+TEMP/TE)/(1.-TEMP/TE))-ATAN(TEMP/TE))-C2)
PRINT 70,TEMP,TC
WRITE(1,70)TEMP,TC
70 FORMAT(1X,'TEMPERATURA',31X,'TEMP = ',F5.1 /
* 1X,'TIEMPO DE CALENTAMIENTO',21X,'TC = ',F8.2//)
END
FUNCTION ECL(T)
COMMON/COM1/C1,TIMEF,TECL,TAO
ECL=2.*(5*LOG((T/TECL+1.)/(T/TECL-1.))-ATAN(TECL/T))-C1-TIMEF/TAO
RETURN
END

```

Programa 3A

```

C _MAIN
C
C PROGRAMA PARA EL ANALISIS TERMICO PRELIMINAR
C
C DATOS DE ENTRADA
C
C H = ALTURA DE LA ORBITA, KM
C A = AREA DEL SATELITE
C P = POTENCIA TERMICA
C D = DIAMETRO DEL SATELITE
C M = MASA DEL SATELITE
C AC = COEFICIENTE DE ALBEDO TERRESTRE
C S = CONSTANTE SOLAR
C MU = CONSTANTE DE ASPECTO SOLAR
C ALS = ABSORBTIVIDAD
C EP = EMISIVIDAD
C QR = RADIACION TERMICA TERRESTRE
C CP = CALOR ESPECIFICO
C NO = NUMERO DE ORBITAS
C PE = PERIODO DE LA ORBITA
C ECL = PORCENTAJE DE ECLIPSE
C IMP = PARAMETRO DE IMPRESION
EXTERNAL G
COMMON/COM1/QO,A,M,P,CP,EP,SIG
COMMON/COM2/PARAM,PE,J,K,TP,TMAX,IMP
REAL M,MU
INTEGER PARAM
OPEN(UNIT=1,FILE='ORBITA2.DAT')
OPEN(UNIT=2,FILE='RKT2.DAT')
OPEN(UNIT=3,FILE='OUTPUT2.DAT')
OPEN(UNIT=4,FILE='GRAFICO2.XLS')

```

```

OPEN(UNIT=5,FILE='MAXMIN2.XLS')
DATA H/1000./,P/3.2/,D/0.5/,M/20.0/,AC/0.4/,
* S/1353.0/,MU/0.25/,QR/237.0/,SIG/5.7E-8/,
* ALS/0.75/,EP/0.82/,CP/900./,
* PE/6307.2/,TIECL/34.9/,TL/293.15/,
* NO/20/,HH/6.3072/,IMP/50/
TIECL=TIECL*PE/100.
TIEQU=PE-TIECL
A=3.1416*D**2
QA=S*AC/8.*(1.-SQRT(1.-6400.**2/(6400.+H)**2))
QS=S
QT=0.5*QR*(1.-SQRT(1.-6400.**2/(6400.+H)**2))
QE=(QS+QA+QT)*MU*A*ALS
QECL=(QA+QT)*MU*A*ALS
PRINT 5,'ANALISIS TERMICO PRELIMINAR DEL SATELITE'
WRITE(1,5) 'ANALISIS TERMICO PRELIMINAR DEL SATELITE'
5 FORMAT(/,18X,A40,/)
PRINT 7,'DATOS DE ENTRADA'
WRITE(1,7) 'DATOS DE ENTRADA'
7 FORMAT(/,31X,A16,/)
PRINT 10,H,P,D,M,AC,S,MU,ALS,EP,QR,CP,PE,TIEQU,TIECL,NO
WRITE(1,10)H,P,D,M,AC,S,MU,ALS,EP,QR,CP,PE,TIEQU,TIECL,NO
10 FORMAT(1X,'ALTURA DE LA ORBITA,',26X,'H = ',E12.5 /
* 1X,'POTENCIA TERMICA,',29X,'P = ',E12.5 /
* 1X,'DIAMETRO DEL SATELITE,',24X,'D = ',E12.5 /
* 1X,'MASA DEL SATELITE,',28X,'M = ',E12.5 /
* 1X,'COEFICIENTE DE ALBEDO TERRESTRE,',13X,'AC = ',E12.5 /
* 1X,'CONSTANTE SOLAR,',30X,'S = ',E12.5 /
* 1X,'COEFICIENTE DE ASPECTO SOLAR,',16X,'MU = ',E12.5 /
* 1X,'ABSORTIVIDAD,',31X,'ALS = ',E12.5 /
* 1X,'EMISIVIDAD,',34X,'EP = ',E12.5 /
* 1X,'RADIACION TERMICA TERRESTRE,',17X,'QR = ',E12.5 /
* 1X,'CALOR ESPECIFICO,',28X,'CP = ',E12.5 /
* 1X,'PERIODO,',37X,'PE = ',E12.5 /
* 1X,'TIEMPO DE EQUINOCCIO,',21X,'TIEQU = ',E12.5 /
* 1X,'TIEMPO DE ECLIPSE,',24X,'TIECL = ',E12.5 /
* 1X,'NUMERO DE ORBITAS',28X,'NO = ',15 //)
QSA=QS*ALS*A*MU
QAA=QA*ALS*A*MU
QTA=QT*ALS*A*MU
TE=((QE+P)/EP/SIG/A)**0.25
QNET=(QSA+QAA+QTA+P)/A
PRINT 15,'RESULTADO DEL ANALISIS'
WRITE(1,15)'RESULTADO DEL ANALISIS'
15 FORMAT(28X,A22,/)
PRINT 20, TE
WRITE(1,20)TE
20 FORMAT(1X,'TEMPERATURA DE EQUILIBRIO,',19X,'TE = ',F5.1 //)
PRINT *, 'FLUJO DE CALOR POR UNIDAD DE AREA [W/M*M] : '

```

```

WRITE(1,*) 'FLUJO DE CALOR POR UNIDAD DE AREA [W/M*M] : '
PRINT 30, QS,QA,QT
WRITE(1,30)QS,QA,QT
30 FORMAT(/,1X,'SOLAR,',39X,'QS = ', E12.5 /
* 1X, 'ALBEDO,',38X,'QA = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA DE LA TIERRA,',14X,'QT = ', E12.5 //)
PRINT *, 'FLUJO DE CALOR [W] : '
WRITE(1,*) 'FLUJO DE CALOR [W] : '
PRINT 40,QSA,QAA,QTA,QNET
WRITE(1,40)QSA,QAA,QTA,QNET
40 FORMAT(/,1X,'SOLAR,',38X,'QSA = ', E12.5 /
* 1X, 'ALBEDO,',37X,'QAA = ', E12.5 /
* 1X, 'RADIACION TERMICA DE LA TIERRA,',13X,'QTA = ', E12.5 /
* 1X, 'FLUJO TOTAL EN [W/M*M]',,20X,'QNET = ', E12.5 //)
TECL=((QTA+P)/EP/SIG/A)**0.25
PRINT 45,TECL
WRITE(1,45)TECL
45 FORMAT (1X,'TEMPERATURA DE EQUILIBRIO EN EL ECLIPSE,',
*3X,'TECL = ', F5.1 //)
PRINT 50,'NUM.ORB.', 'TIEMPO DE', 'PARAMETRO DE', 'TEMPERATURA'
WRITE(3,50)'NUM.ORB.', 'TIEMPO DE', 'PARAMETRO DE', 'TEMPERATURA'
PRINT 55,'ORBITA', 'ECLIPSE'
WRITE(3,55)'ORBITA', 'ECLIPSE'
47 FORMAT(6X,A8,11X,A10,19X,A11)
50 FORMAT(2X,A8,5X,A9,6X,A12,6X,A11)
55 FORMAT(16X,A6,10X,A7)
57 FORMAT(24X,A11,22X,A6)
J=1
K=1
TMAX=TL
TP=TL
X1=0.
WRITE(5,58)J-1, TMAX-273.15, TMAX-273.15
58 FORMAT(14, ',', F6.2, ',', F6.2)
DO 60 I=1, NO
  QO=QECL
  PARAM=0
  CALL RKT (G,HH, TIECL, TMAX, 0., TMIN)
  QO=QE
  PARAM=1
  CALL RKT (G,HH, TIEQU, TMIN, TIECL, TMAX)
  X1=PE*J
  WRITE(5,65)J, TMAX-273.15, TMIN-273.15
65 FORMAT(14, ',', F6.2, ',', F6.2)
  IF (ABS(TP-TMAX).LE.0.2) THEN
    PRINT 80, 'LA TEMPERATURA MAXIMA SE HA ESTABILIZADO'
    WRITE(3,80)'LA TEMPERATURA MAXIMA SE HA ESTABILIZADO'
80 FORMAT(/,13X,A40,/)
    GOTO 90

```

```
ENDIF
J=J+1
TP=TMAX
60 CONTINUE
90 END
FUNCTION G(X,Y)
REAL M
INTEGER PARAM
COMMON/COM1/QO,A,M,P,CP,EP,SIG
COMMON/COM2/PARAM,PE,J,K,TP,TMAX,IMP
G=(QO+P-EP*A*SIG*(Y**4))/M CP
IF(MOD(K,4*IMP).EQ.1) THEN
TORX=MOD(X,PE)
PRINT 100,J,TORX,PARAM,Y
WRITE(3,100)J,TORX,PARAM,Y
WRITE(4,110)J,Y-273.15
100 FORMAT(4X,13,7X,E10.5,12X,11,11X,E10.5)
110 FORMAT(17,;,F6.2)
ENDIF
K=K+1
RETURN
END
```

Apéndice B

Métodos numéricos

1B Método de Newton

```

SUBROUTINE MET_NEW (F,EP,MXITE X1,XF)
C PROGRAMA PARA ENCONTRAR LAS RAICES DE UNA ECUACION USANDO EL METODO
C DE NEWTON - RAPHSON
C
C DATOS DE ENTRADA
C EP = ERROR DE APROXIMACION (REAL POSITIVO)
C MXITE = MAXIMI NUMERO DE ITERACIONES (ENTERO POSITIVO)
C X1 = VALOR INICIAL
C FI = FACTOR DE ITERACION (REAL POSITIVO TIPO DATA)
  INTEGER MXITE, NITER
  DATA EP2/1.E-6/
C LECTURA DE DATOS
  write(1,10)'METODO DE NEWTON-RAPHSON PARA RESOLVER F(X)=0'
10 FORMAT(/,17X,A45,/)
  write(1,20)'ERROR DE APROXIMACION:',EP
20 FORMAT(1X,A22,26X,' EP =',E12.5)
  write(1,30)'NUMERO MAXIMO DE ITERACIONES:',MXITE
30 FORMAT(1X,A29,18X,'MXITER =',I8)
  write(1,40)'VALOR INICIAL DE PARA LA RAIZ:',X1
40 FORMAT(1X,A30,18X,' X1 =',E12.5,/)
  write(1,45)'NUM. ITERACION', 'VALOR DE XN', 'VALOR DE F(XN)'
45 FORMAT(1X,A14,4X,A11,4X,A16)
  NITER=0
  XN=X1
C PRINCIPIO DE LA ITERACION
  DO 200 I=1,MXITE
    NITER=NITER+1
C CALCULO DE LA DERIVADA
    DFXN=(F(XN+EP2*XN)-F(XN))/EP2/XN
C CUANDO EL PUNTO XN ES CRITICO (F'(X)=0) DE LA CUERVA F(X)
C NO SE PUEDE SEGUIR ITERANDO
    IF (ABS(DFXN).LE.1.E-20) THEN
      write(1,70)'PUNTO CRITICO DE -F-',XN
70  FORMAT(/,1X,A21,24X,' XCRITICO =',E12.5)
      GOTO 205
    ENDIF
    XN1=XN-(F(XN)/DFXN)
    write(1,100)NITER,XN,F(XN),XN1

```

```

100 FORMAT(6X,I5,6X,E12.5,6X,E12.5,6X,F5.1)
    DN=ABS((XN1-XN)/XN)
    DFN=ABS((F(XN1)-F(XN))/F(XN))
    IF((DN.LE.EP).AND.(DFN.LE.EP)) THEN
        GOTO 205
    ENDIF
    XN=XN1
200 CONTINUE
205 write(1,210)'NUMERO DE ITERACIONES:',NITER
210 FORMAT(/,1X,A22.25X,' NITER =',I8)
    write(1,220)'RAIZ ENCONTRADA:',XN
220 FORMAT(1X,A15.32X,' XF =',E12.5)
    write(1,230)'VALOR EN LA RAIZ:',F(XN)
230 FORMAT(1X,A16.30X,'F(XN) =',E12.5)
    XF=XN
300 CONTINUE
    XF=XN
    RETURN
    END
C LA FUNCION -F- A BUSCAR RAICES
  FUNCTION F (X)
    F=
    RETURN
    END

```

2B Método de Runge-Kutta

```

SUBROUTINE RKT (G,H,XM,Y0,X0,YF)
C PROGRAMA PARA RESOLVER LA ECUACION DIFERENCIAL DE PRIMER ORDEN
C      Y'(X)=G(X,Y)
C CON LA CONDICION INICIAL
C      Y(X0)=Y0
C USANDO LA FORMULA DE CUARTO ORDEN DE RUNGE-KUTTA
C
C DATOS DE ENTRADA
C X0 = LA CONDICION INICIAL
C Y0 = LA VALOR INICIAL
C H = LONGITUD DEL PASO
C XM = TIEMPO DE INTEGRACION
REAL K1,K2,K3,K4
C ESCRITURA DE LOS DATOS
  WRITE(2,10)'METODO DE RUNGE-KUTTA PARA RESOLVER DY(X)=G(X,Y)'
10 FORMAT(/,14X,A48,/)
  WRITE(2,20)'LONGITUD DEL SALTO,','H =',H
20 FORMAT(1X,A19,19X,A3,E12.5)
  WRITE(2,30)'TIEMPO DE INTEGRACION,','XM =',XM
30 FORMAT(1X,A21,16X,A4,E12.5)
  WRITE(2,40)'VALOR INICIAL,','Y0 =',Y0
40 FORMAT(1X,A14,23X,A4,E12.5)
  WRITE(2,50)'CONDICION INICIAL,','X0 =',X0
50 FORMAT(1X,A18,19X,A4,E12.5//)

```

```

WRITE(2,60)'X',Y(X)
60 FORMAT(20X,6X,A1,15X,A4,/)
X=X0
Y=Y0
R=MOD(XM,H)
N=NINT((XM-R)/H)
WRITE(2,70) X,Y,EXP(X)
70 FORMAT(14X,3E18.8)
N=N-1
DO 100 K=1,N
  K1=H*G(X,Y)
  K2=H*G(X+H/2.,Y+K1/2.)
  K3=H*G(X+H/2.,Y+K2/2.)
  K4=H*G(X+H,Y+K3)
  Y=Y+(K1+2.*K2+2.*K3+K4)/6.
  X=X+H
100 WRITE(2,70) X,Y,EXP(X)
  K1=R*G(X,Y)
  K2=R*G(X+R/2.,Y+K1/2.)
  K3=R*G(X+R/2.,Y+K2/2.)
  K4=R*G(X+R,Y+K3)
  Y=Y+(K1+2.*K2+2.*K3+K4)/6.
  X=X+R
  WRITE(2,70) X,Y,EXP(X)
  YF=Y
  WRITE(2,110)'SOLUCION FINAL,;',YF =.YF

110 FORMAT(/,1X,A15,22X,A4,E12.5, //)
RETURN
END
FUNCTION G(X,Y)
G=
RETURN
END

```

3B Método de Runge-Kutta para sistemas de ecuaciones

```

SUBROUTINE RKSYST(X,Y,H,XM,N,FNC,YF)
C PROGRAMA RKSYST (INPUT,OUTPUT)
C
C ESTE PROGRAMA USA LA SUBROUTINA RKFSYS PARA RESOLVER EL SISTEMA
C DE ECUACIONES:
C   DY/DX= F(X,Y(1),...,Y(N))
C DONDE Y SON VARIABLES DEPENDIENTES, X LA INDEPENDIENTE.
C
C UTILIZANDO EL METODO DE RUNGE - KUTTA.
C DATOS DE ENTRADA
C N = NUMERO DE ECUACIONES
C X = LA CONDICION INICIAL
C Y = LA VALOR INICIAL

```

```

C H = LONGITUD DEL PASO
C XM = TIEMPO DE INTEGRACION
  REAL K0,K1,K2,K3
  DIMENSION Y(100),Y0(100),YF(100),K0(100),K1(100),K2(100),K3(100)
C ESCRITURA DE LOS DATOS
  WRITE(2,5)'SISTEMAS DE ECUACIONES'
  5 FORMAT(/,27X,A25,/)
  WRITE(2,10)'METODO DE RUNGE-KUTTA DE CUARTO ORDEN'
  10 FORMAT(23X,A37,/)
  WRITE(2,15)'NUMERO DE ECUACIONES:','N = ',N
  15 FORMAT(1X,A21,15X,A7,13)
  WRITE(2,20)'LONGITUD DEL SALTO:','H = ',H
  20 FORMAT(1X,A19,19X,A3,E12.5)
  WRITE(2,30)'TIEMPO DE INTEGRACION:','XM = ',XM
  30 FORMAT(1X,A22,15X,A4,E12.5)
  WRITE(2,40)'CONDICION INICIAL:','X0 = ',X
  40 FORMAT(1X,A18,19X,A4,E12.5)
  WRITE(2,50)'VALOR INICIAL:','Y0 =',(Y(I),I=1,N)
  50 FORMAT(1X,A14,/,7X,A4,2X,10E13.5)
  WRITE(2,60)'X','Y(I) = ',N
  60 FORMAT(/,8X,1A,10X,A9,12)
  R=MOD(XM,H)
  K=NINT((XM-R)/H)
  WRITE(2,80)X,(Y(I),I=1,N)
  DO 70 J=1,K
    CALL FNC(K0,Y,X)
    DO 82 I=1,N
      Y0(I)=Y(I)
  82   Y(I)=Y0(I)-K0(I)*.5*H
      X=X+H*.5
      CALL FNC(K1,Y,X)
      DO 83 I=1,N
  83   Y(I)=Y0(I)+K1(I)*.5*H
      CALL FNC(K2,Y,X)
      DO 84 I=1,N
  84   Y(I)=Y0(I)+K2(I)*H
      X=X+H*.5
      CALL FNC(K3,Y,X)
      DO 85 I=1,N
  85   Y(I)=Y0(I)+(K0(I)+2.*(K1(I)+K2(I))-K3(I))/6.*H
      WRITE(2,80)X,(Y(I),I=1,N)
  70 CONTINUE
  CALL FNC(K0,Y,X)
  DO 92 I=1,N
    Y0(I)=Y(I)
  92   Y(I)=Y0(I)+K0(I)*.5*R
      X=X+R*.5
      CALL FNC(K1,Y,X)
      DO 93 I=1,N
  93   Y(I)=Y0(I)+K1(I)*.5*R
      CALL FNC(K2,Y,X)
      DO 94 I=1,N
  94   Y(I)=Y0(I)+K2(I)*R
      X=X+R*.5

```

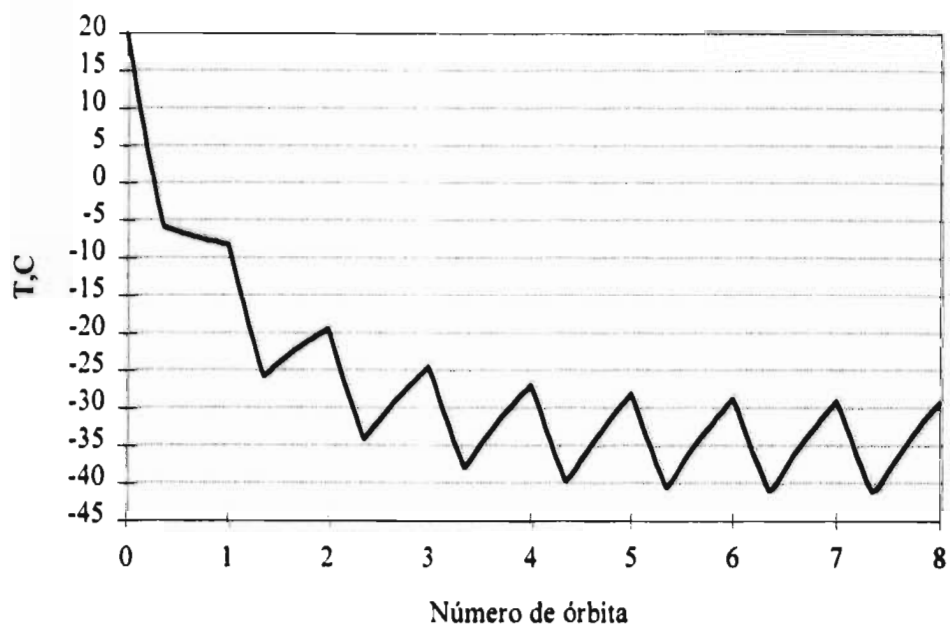


```
CALL FNC(K3,Y,X)
DO 95 I=1,N
95  Y(I)=Y0(I)+(K0(I)+2.*(K1(I)+K2(I))-K3(I))/6.*R
  WRITE(2,80)X,(Y(I),I=1,N)
100 FORMAT(/,1X,A15,22X,.7X,A4,2X,10E13.5,/)
80 FORMAT(10E13.5)
  YF=Y
  END
SUBROUTINE FNC(F,Y,X)
  DIMENSION F(*),Y(*)
  F(1)=
  F(2)=
  RETURN
  END
```

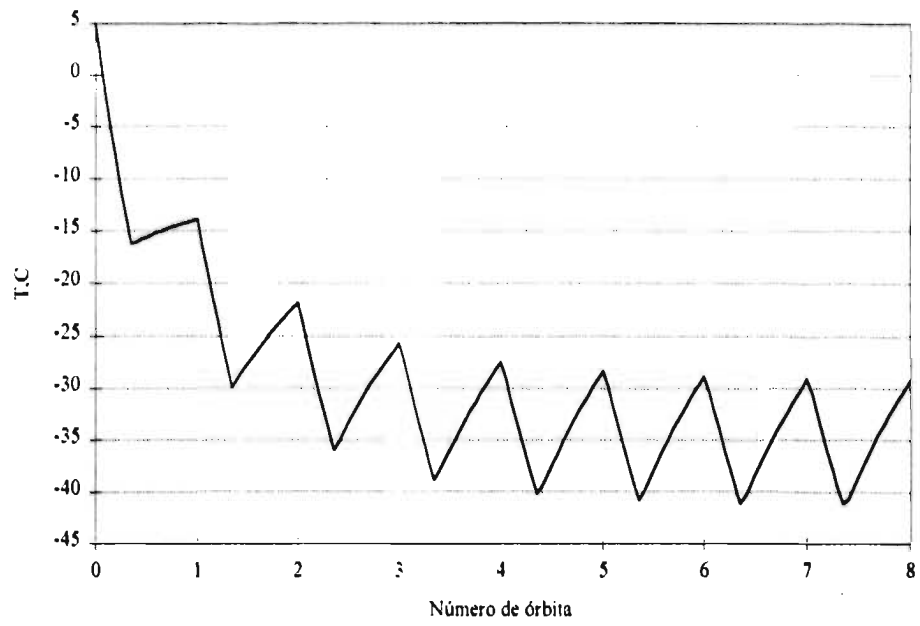
Apéndice C

Gráficas

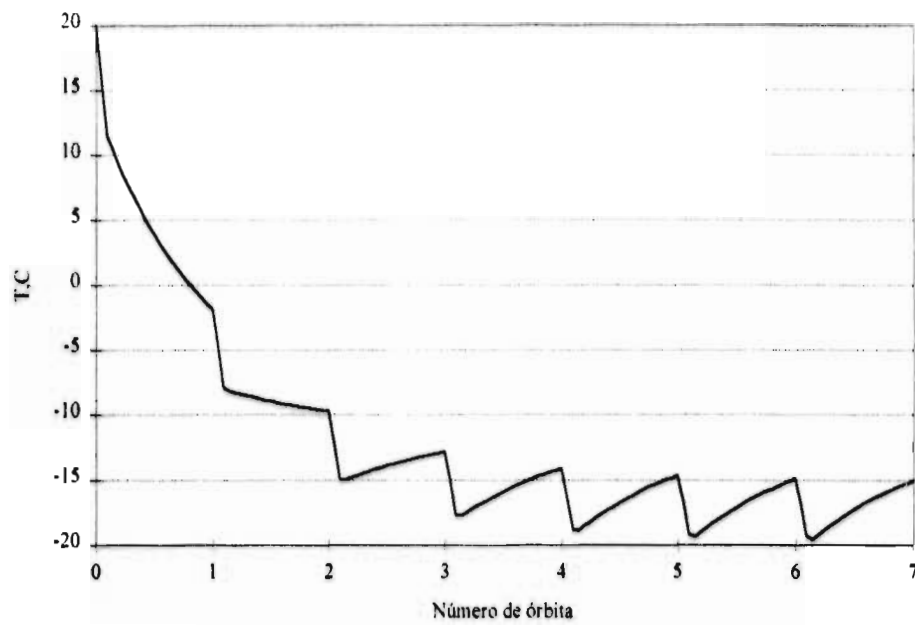
Gráfica 1C



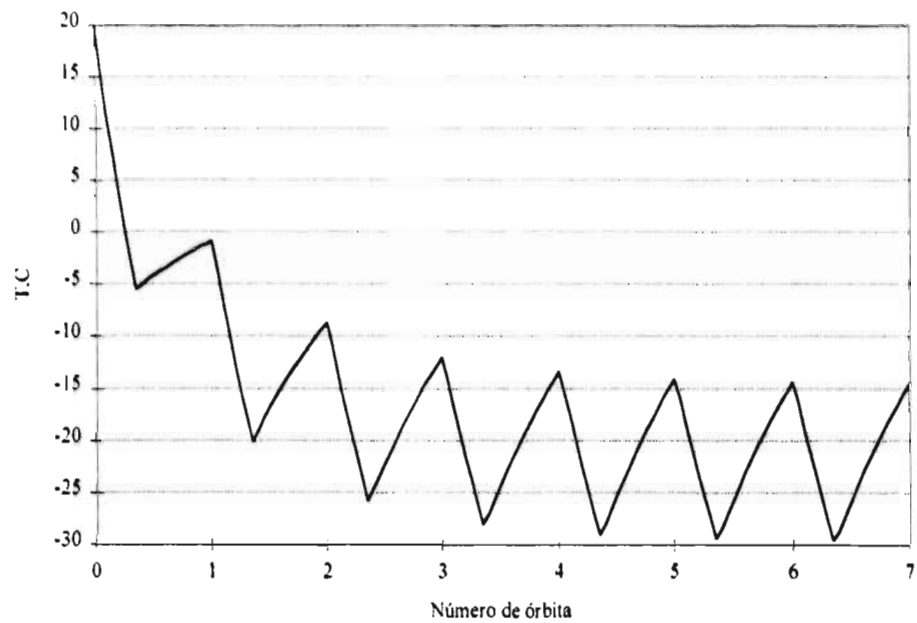
Gráfica 2C

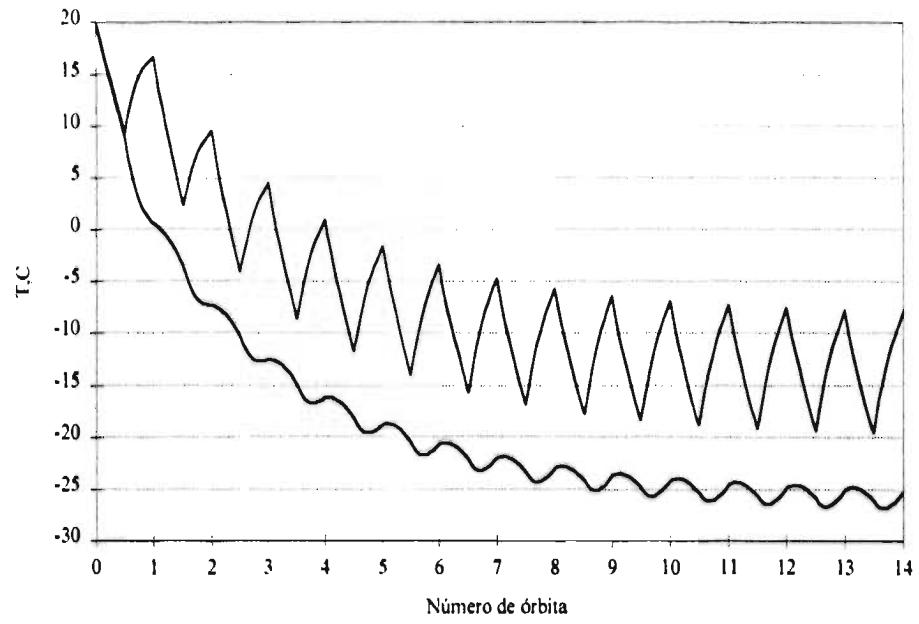


Gráfica 3C

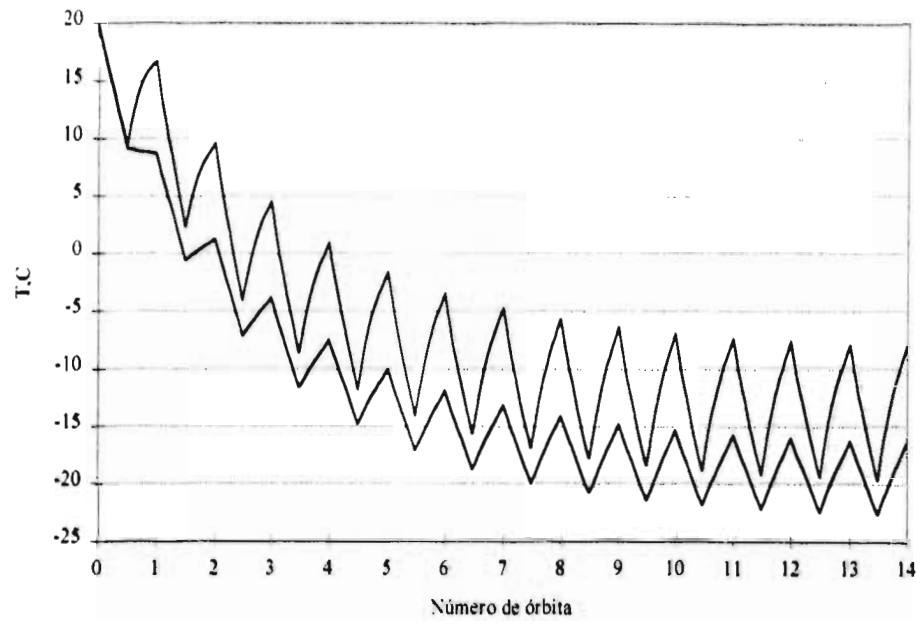


Gráfica 4C

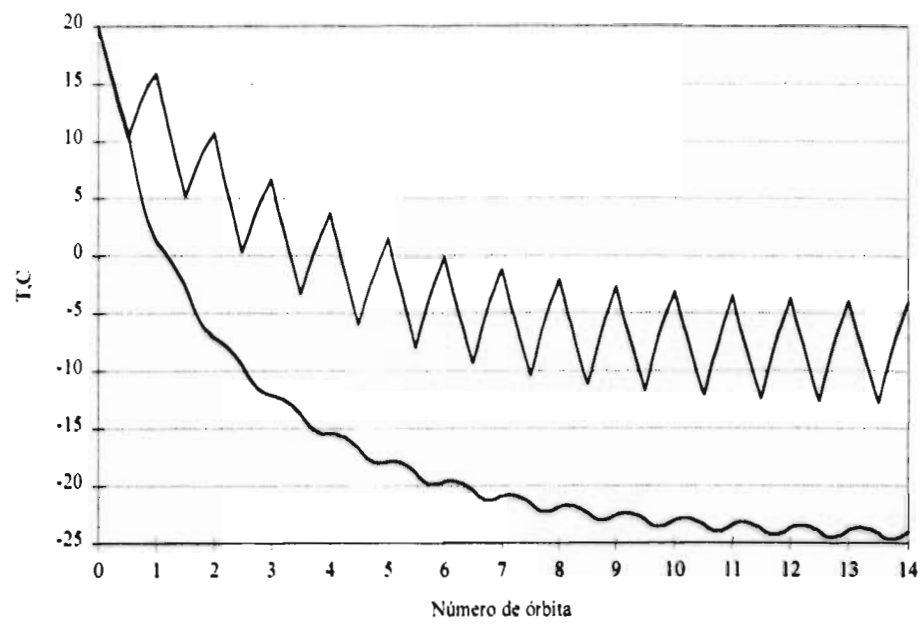


Gráfica 5C

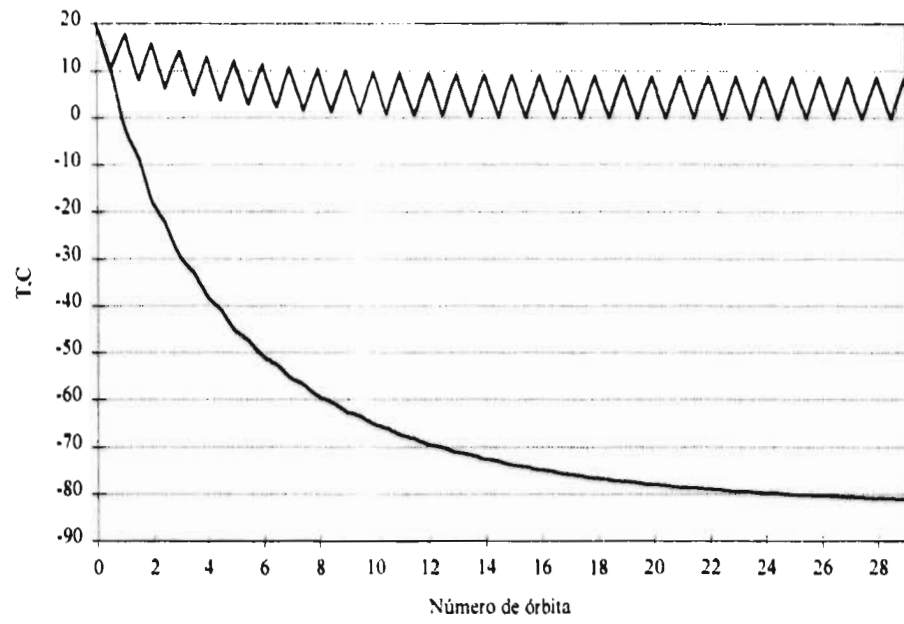
Gráfica 6C



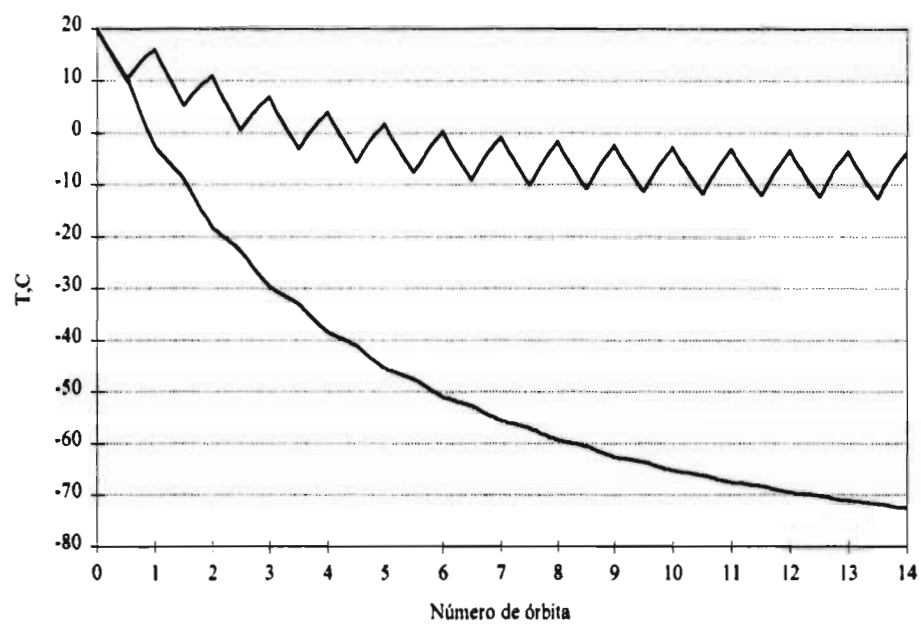
Gráfica 7C



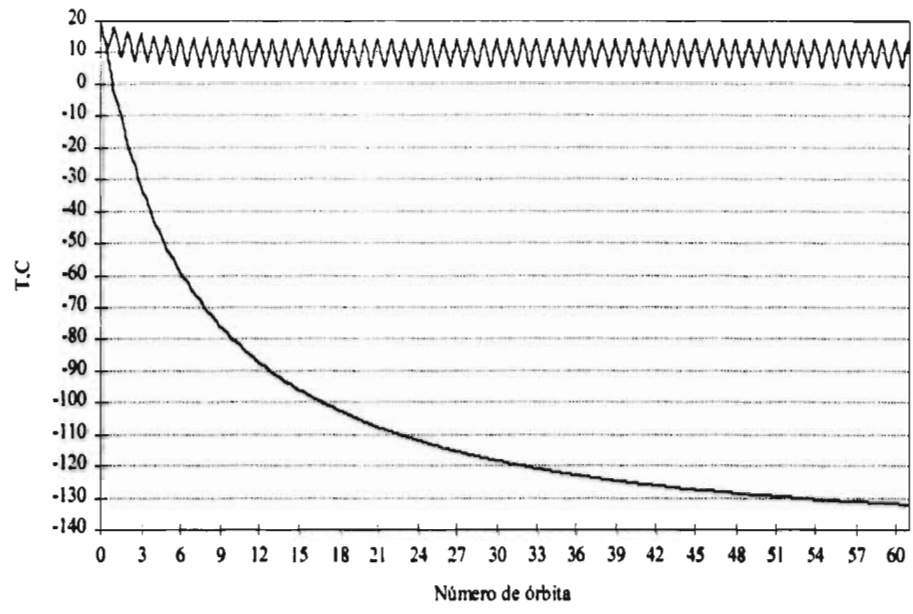
Gráfica 8C



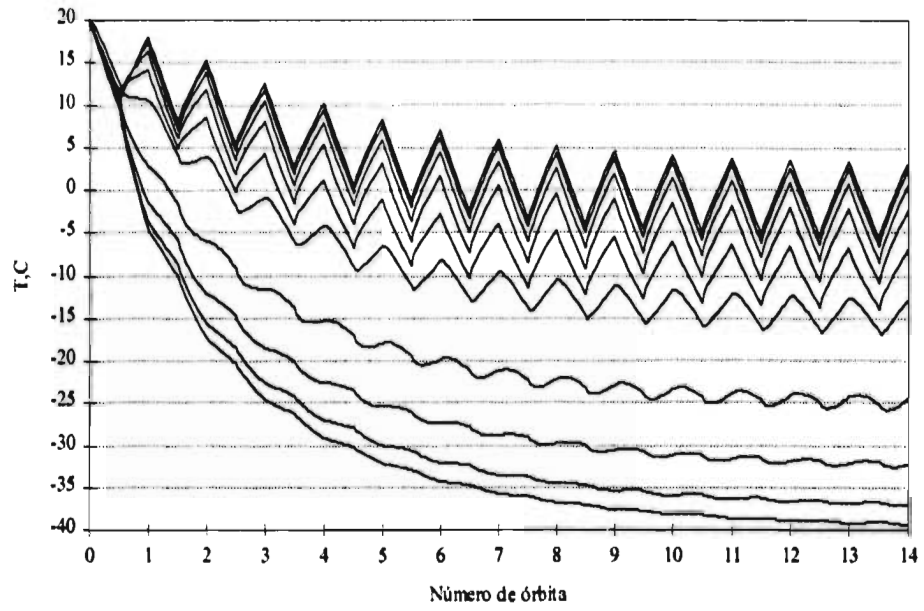
Gráfica 9C



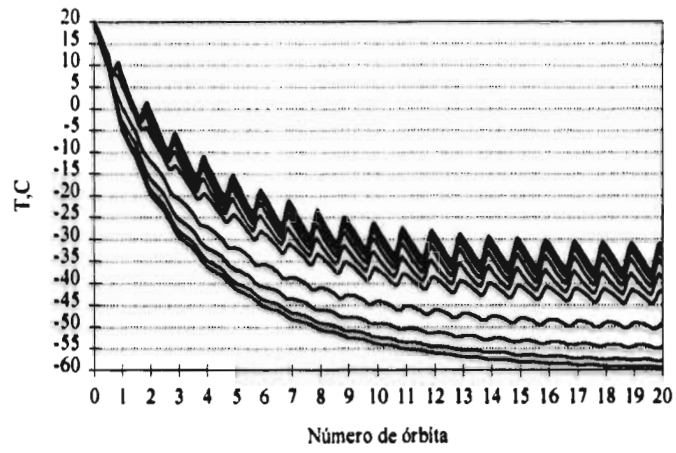
Gráfica 10C



Gráfica 11C



Gráfica 12C



Apéndice D

Tablas y figuras

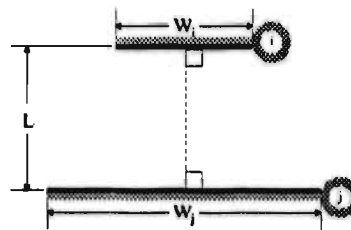
Tabla 1D: Temperaturas límites de los equipos de un satélite

Subsistemas / Equipos	Temperaturas límites (°C)	
	para diseño térmico, Min / Max	
Operando	No-operación / Apagado	
Comunicaciones		
Receptor	-30/+55	+10/+45
Entrada múltiple	-30/+55	-10/+30
Salida múltiple	-30/+55	-10/+40
TWTA	-30/+55	-10/+55
Antena	-170/+90	-170/+90
Potencia eléctrica		
Paneles solares	-160/+80	-160/+80
Batería	-10/+25	0/+25
Montaje derivado	-45/+65	-45/+65
Control de actitud		
Sensor Tierra / Sol	-30/+55	-30/+50
Montaje de cambio angular	-30/+55	+1/+55
Propulsión		
Motor de apogeo sólido	+5/+35	---
Tanque propulsor	+10/+50	+10/+50
Cama de empuje catalizador	+10/+120	+10/+120
Estructura		
Mecanismo pirotécnico	-170/+55	-115/+55
Mordaza de separación	-40/+40	-15/+40

Tabla 2D: Tipos de radiación

Factores de forma para geometrías bidimensionales

Tipo 1. Planos paralelos con mediatriz conectada por perpendicular



$$F_{ij} = \frac{[(W_i + W_j)^2 + 4]^{1/2} - [(W_i - W_j)^2 + 4]^{1/2}}{2W_i}$$

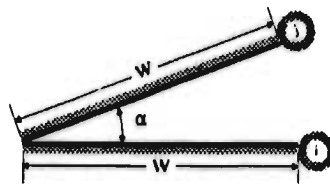
$$W_i = w_i / L, W_j = w_j / L$$

$$\text{far1}(i, j) = w_i,$$

$$\text{far2}(i, j) = w_j,$$

$$\text{far3}(i, j) = L.$$

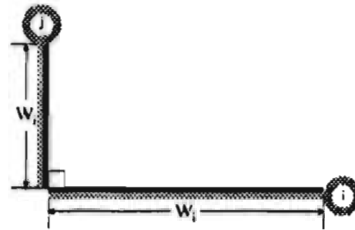
Tipo 2. Planos paralelos inclinados de ancho igual y lado en común



$$F_{ij} = 1 - \text{sen}(\alpha / 2)$$

$$\text{far1}(i, j) = \alpha.$$

Tipo 3. Planos perpendiculares con un lado en común

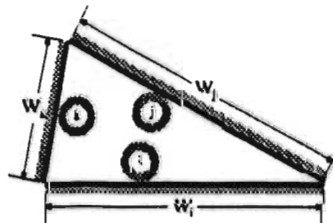


$$F_{ij} = \frac{1 + (w_j / w_i) - [1 + (w_j / w_i)^2]^{1/2}}{2}$$

$$\text{far1}(i, j) = w_i$$

$$\text{far2}(i, j) = w_j$$

Tipo 4. Tres lados encerrado



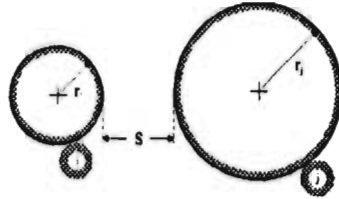
$$F_{ij} = \frac{w_i + w_j - w_k}{2w_i}$$

$$\text{far1}(i, j) = w_i$$

$$\text{far2}(i, j) = w_j$$

$$\text{far3}(i, j) = w_k$$

Tipo 5. Cilindros paralelos de diferentes radios



$$F_{ij} = \frac{1}{2\pi} \left\{ \pi + \left[C^2 - (R+1)^2 \right]^{1/2} - \left[C^2 - (R-1)^2 \right]^{1/2} \right. \\ \left. + (R-1) \cos^{-1} \left[\frac{R}{C} - \left(\frac{1}{C} \right) \right] - (R+1) \cos^{-1} \left[\frac{R}{C} + \left(\frac{1}{C} \right) \right] \right\}$$

$$R = r_j / r_i, S = s / r_i$$

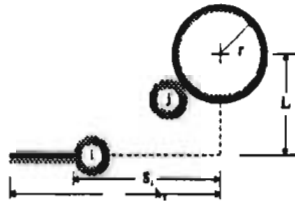
$$C = 1 + R + S$$

$$\text{far1}(i, j) = r_i,$$

$$\text{far2}(i, j) = r_j,$$

$$\text{far3}(i, j) = s.$$

Tipo 6. Cilindro y rectángulo paralelos



$$F_{ij} = \frac{r}{s_1 - s_2} \left[\tan^{-1} \frac{s_1}{L} - \tan^{-1} \frac{s_2}{L} \right]$$

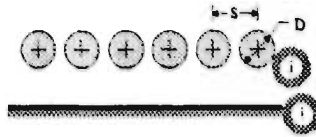
$$\text{far1}(i, j) = r,$$

$$\text{far2}(i, j) = s_1,$$

$$\text{far3}(i, j) = s_2,$$

$$\text{far4}(i, j) = L.$$

Tipo 7. Plano infinito e hilera de cilindros



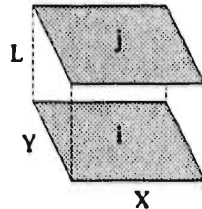
$$F_{ij} = 1 - \left[1 - \left(\frac{D}{s} \right)^2 \right]^{1/2} + \left(\frac{D}{s} \right) \tan^{-1} \left(\frac{s^2 - D^2}{D^2} \right)^{1/2}$$

$$\text{far1}(i, j) = s,$$

$$\text{far2}(i, j) = D.$$

Factores de forma para geometrías tridimensionales

Tipo 8. Planos paralelos rectángulos alineados



$$F_{ij} = \frac{2}{\pi XY} \left\{ \ln \left[\frac{(1+X^2)(1+Y^2)}{1+X^2+Y^2} \right] + X(1+Y^2)^{1/2} \tan^{-1} \frac{X}{(1+Y^2)^{1/2}} \right. \\ \left. + Y(1+X^2)^{1/2} \tan^{-1} \frac{Y}{(1+X^2)^{1/2}} - X \tan^{-1} X - Y \tan^{-1} Y \right\}$$

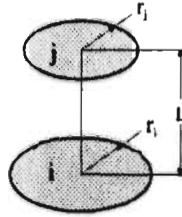
$$X = x / L, Y = y / L$$

$$\text{far1}(i, j) = x,$$

$$\text{far2}(i, j) = y,$$

$$\text{far3}(i, j) = L.$$

Tipo 9. Discos paralelos coaxiales



$$F_{ij} = \frac{1}{2} \left\{ S - \left[S^2 - 4 \left(r_j / r_i \right)^2 \right]^{1/2} \right\}^2$$

$$R_i = r_i / L, R_j = r_j / L,$$

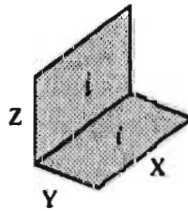
$$S = 1 + \frac{1 + S_j^2}{S_i^2}$$

$$\text{far1}(i, j) = r_i,$$

$$\text{far2}(i, j) = r_j,$$

$$\text{far3}(i, j) = L.$$

Tipo 10. Rectángulos perpendiculares con un lado en común



$$F_{ij} = \frac{1}{\pi W} \left(W \tan^{-1} \frac{1}{W} + H \tan^{-1} \frac{1}{H} - (H^2 + W^2)^{1/2} \tan^{-1} \frac{1}{(H^2 + W^2)^{1/2}} \right. \\ \left. + \frac{1}{4} \ln \left\{ \frac{(1 + W^2)(1 + H^2)}{1 + W^2 + H^2} \times \left[\frac{W^2(1 + W^2 + H^2)}{(1 + W^2)(W^2 + H^2)} \right]^{W^2} \times \left[\frac{H^2(1 + H^2 + W^2)}{(1 + H^2)(H^2 + W^2)} \right]^{H^2} \right\} \right)$$

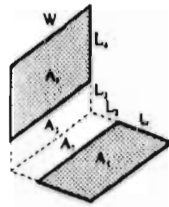
$$H = Z / X, W = Y / X$$

$$\text{far1}(i, j) = Y,$$

$$\text{far2}(i, j) = Z,$$

$$\text{far3}(i, j) = X.$$

Tipo 11. Rectángulos perpendiculares



$$F_{14} = [(A_1 + A_2)F_{(1,2)(3,4)} + A_2F_{23} - (A_1 + A_2)F_{(1,2)3} - A_2F_{2(3,4)}] / A_1$$

$$\text{far1}(i, j) = L_1,$$

$$\text{far1}(i, j) = L_2,$$

$$\text{far1}(i, j) = L_3,$$

$$\text{far1}(i, j) = L_4,$$

$$\text{far1}(i, j) = W.$$

Tabla 3D: Keplerianos del satélite PACSAT

Satélite:	a0-16
Tiempo de referencia:	95 326.12221457
Anomalía verdadera:	267.86960.5
Ángulo de inclinación de la órbita:	98.57270.5
Excentricidad:	0.00121270
Argumento del perigeo:	92.38760.5
Longitud del nodo ascendente:	49.78310.5

Figura 4D: Simplificación del módulo del CPU del satélite PACSAT

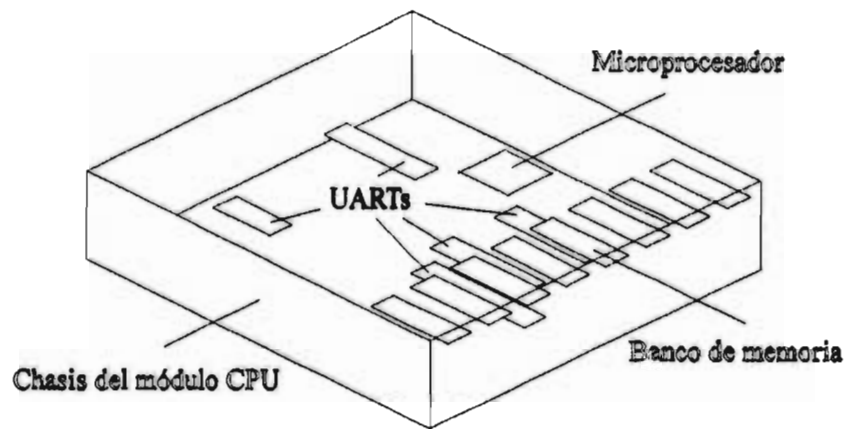


Figura 5D: Simplificación del módulo del BCR del satélite PACSAT

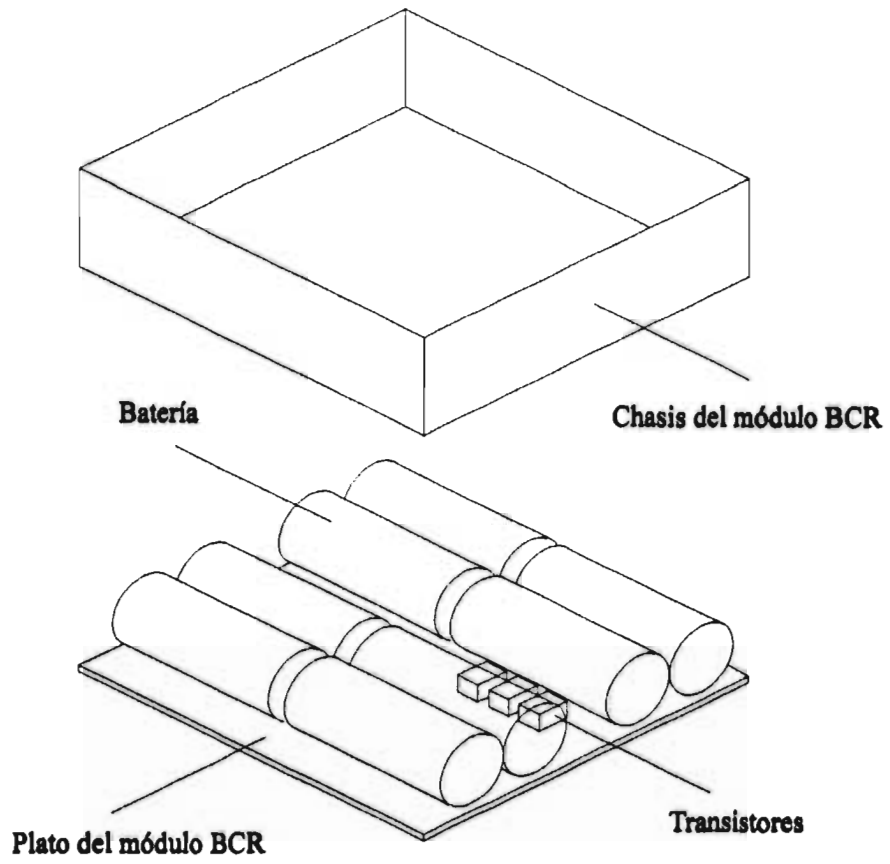


Figura 6D: Simplificación del módulo del Tx del satélite PACSAT

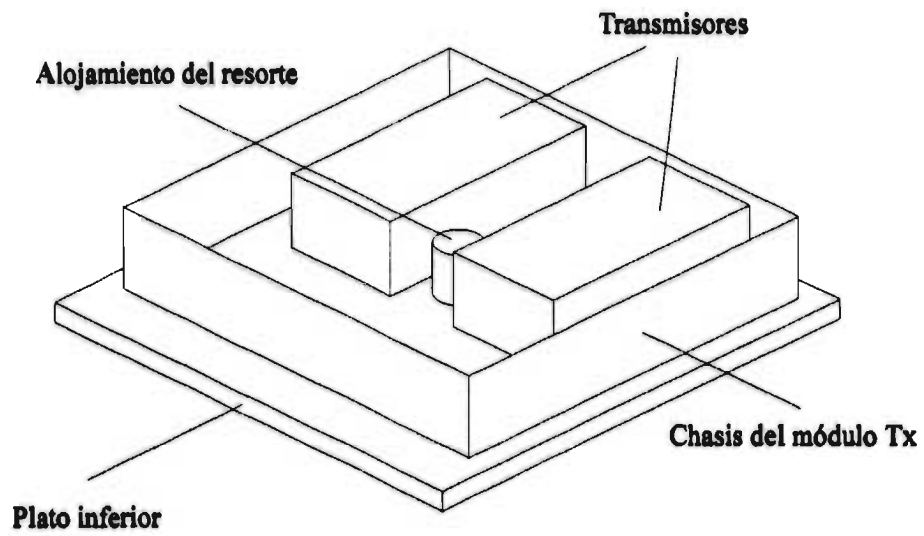


Figura 7D: Discretización del satélite PACSAT en 76 nodos

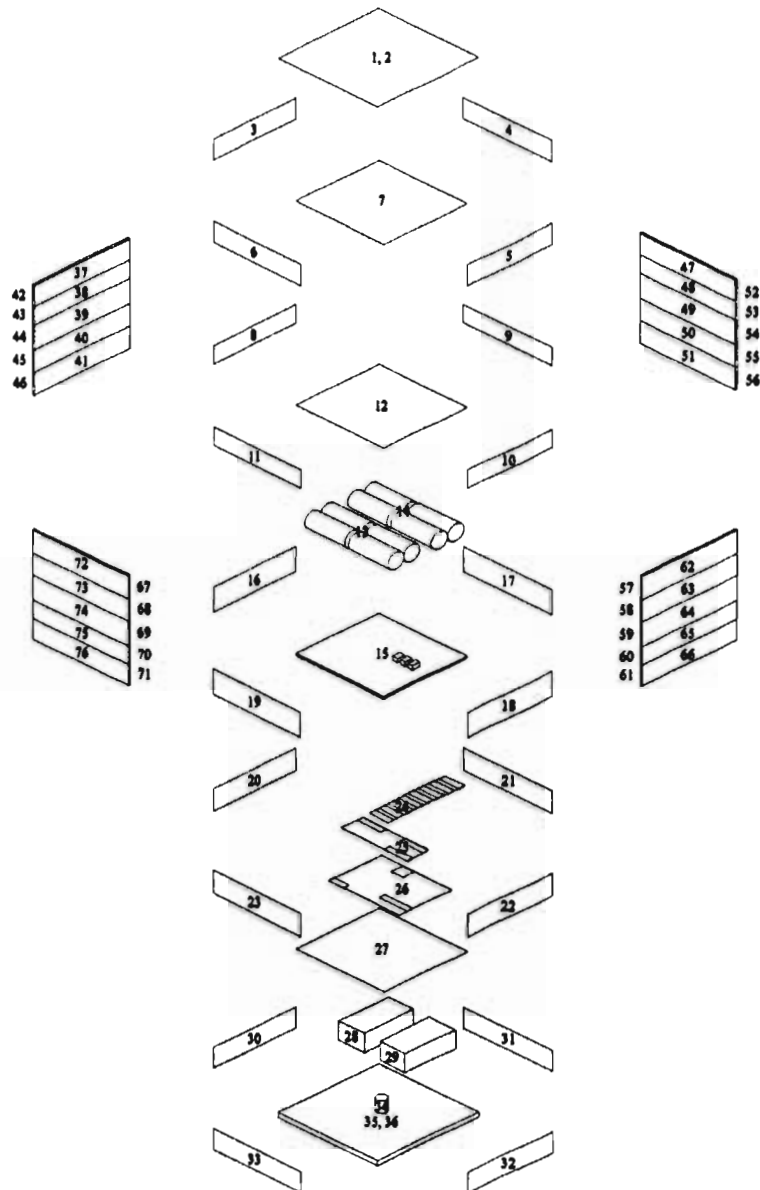


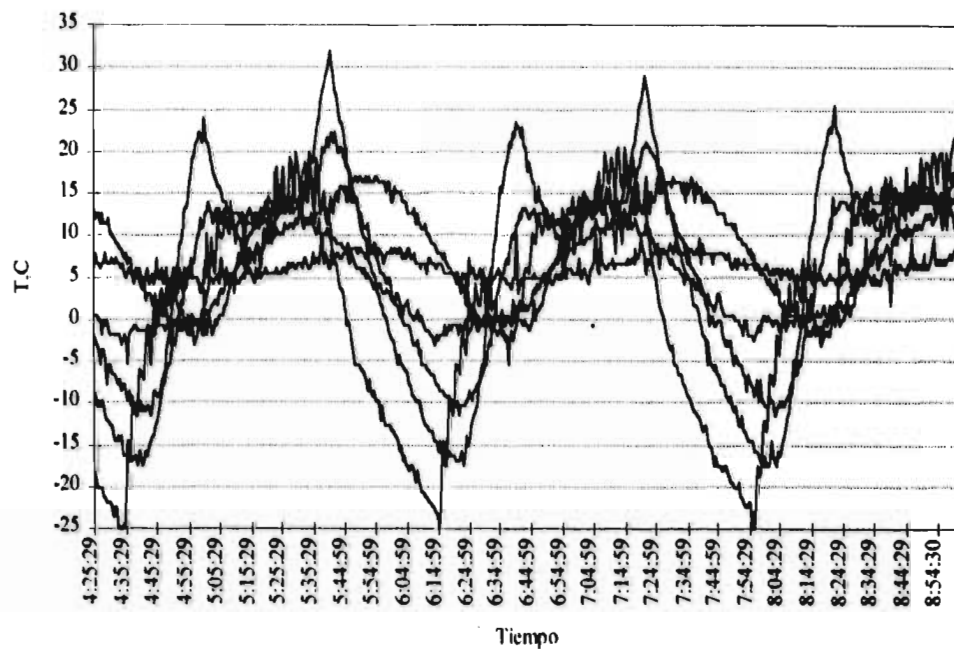
Tabla 8D: Propiedades termo-ópticas de los nodos del satélite PACSAT

	α_s	ϵ	c_p (J/kg*K)	k (W/m*K)	ρ (kg/m ³)
Celdas	0.69	0.85	712	148	2330
Aluminio	0.9	0.9	903	237	2702
Aluminio alodizado	0.12	0.06	875	277	2712
Silicón	0.75	0.82	712	148	2330
Baterías	0.1	0.1	2000	96.8	59.59
Honeycomb	0.9	0.9	903	3.23	36.84

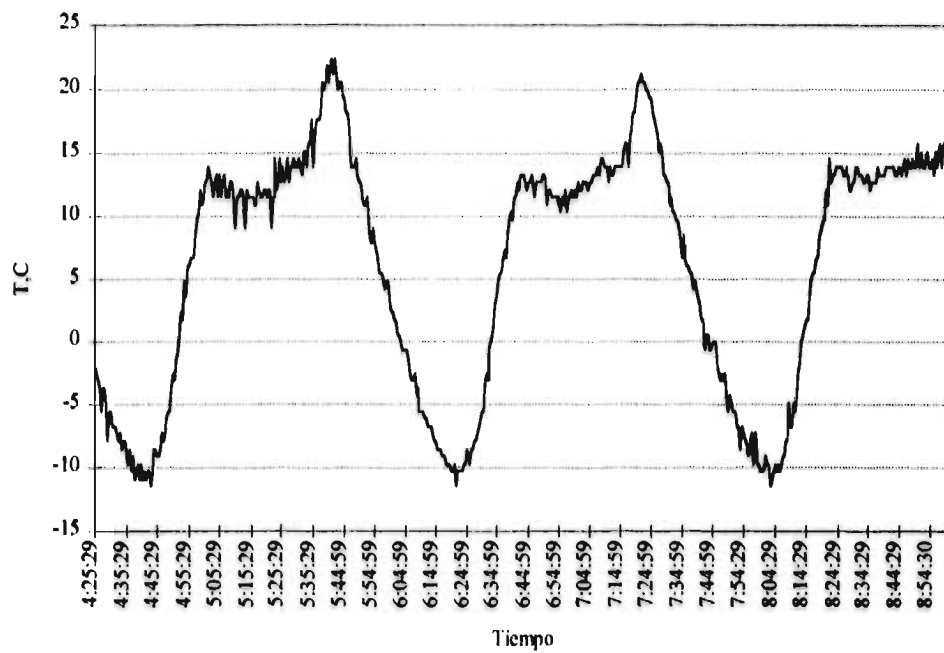
Apéndice E

Gráficas de datos y resultados

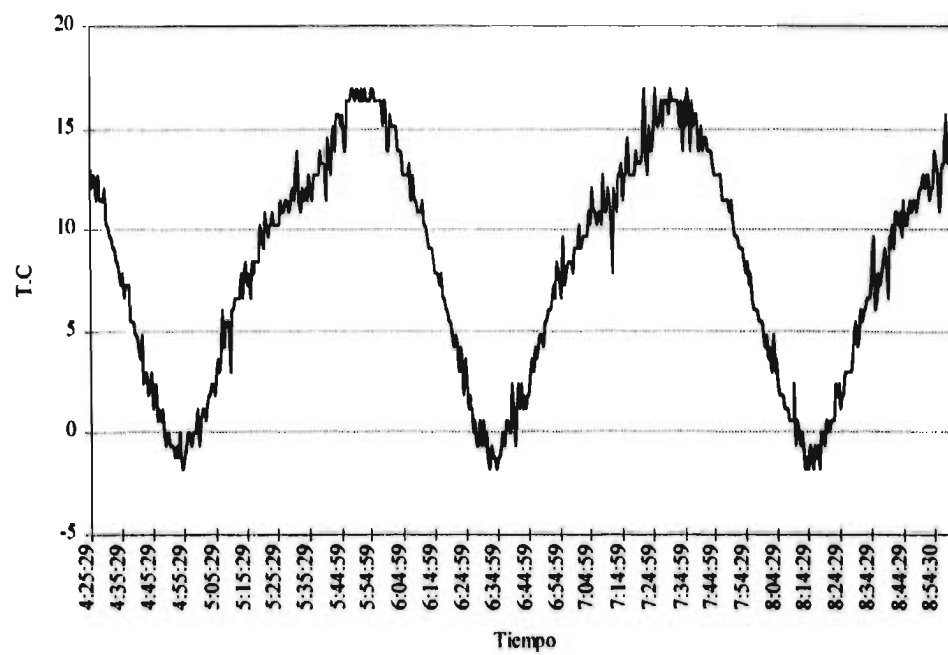
Gráfica 1E



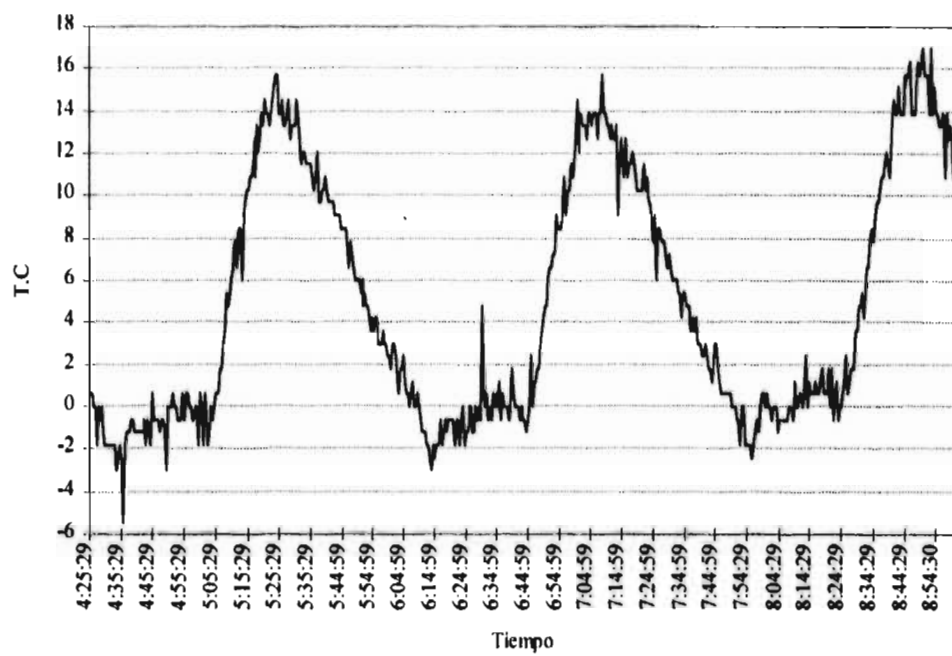
Gráfica 2E



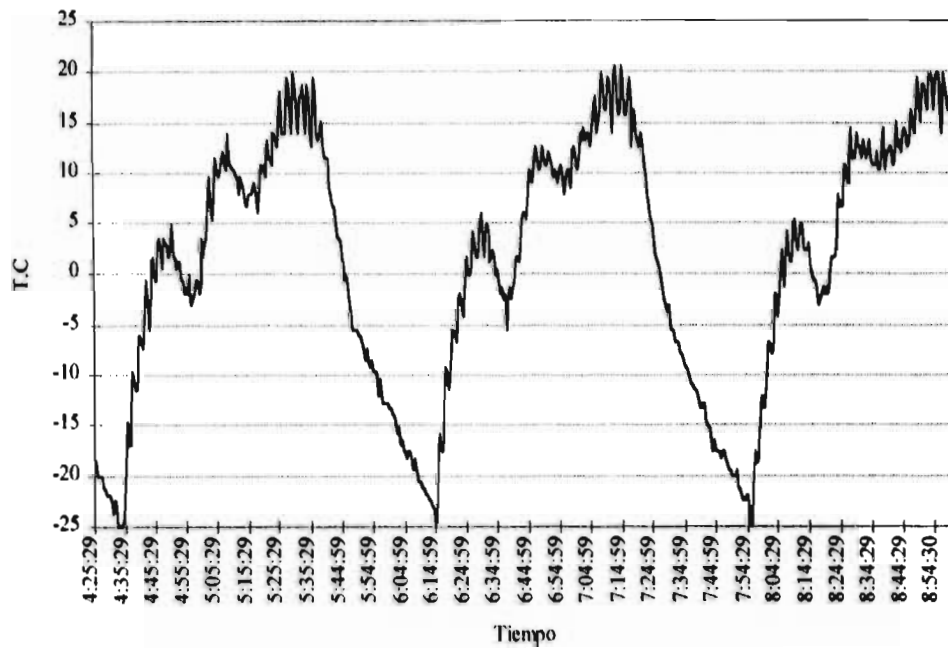
Gráfica 3E



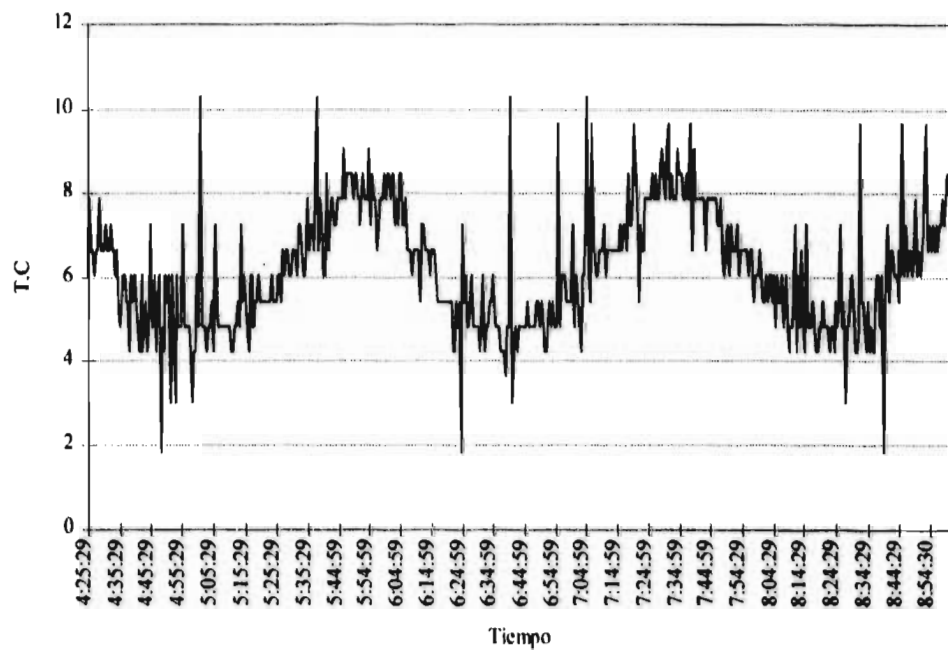
Gráfica 4E



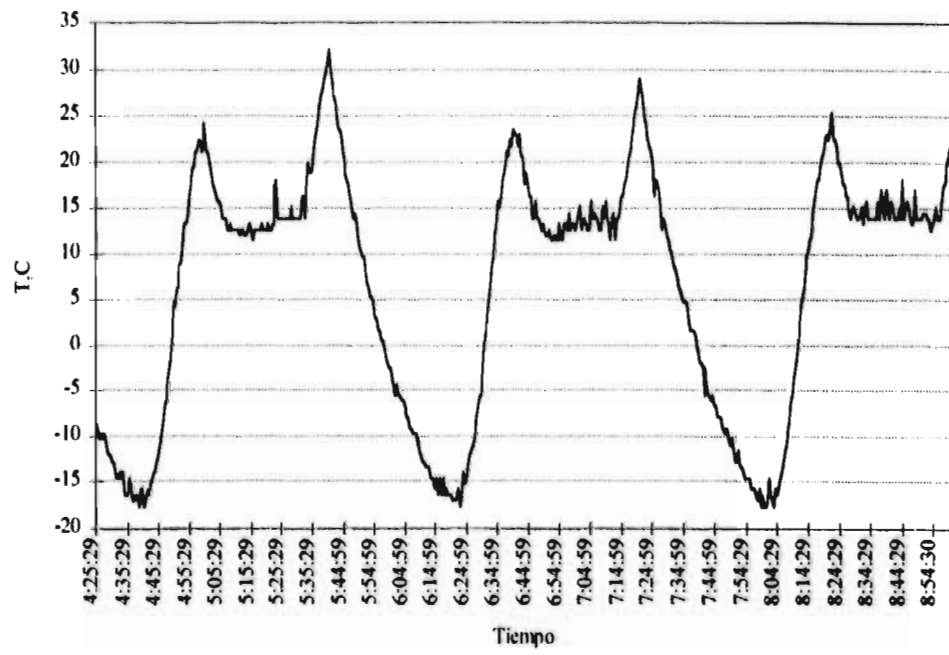
Gráfica 5E



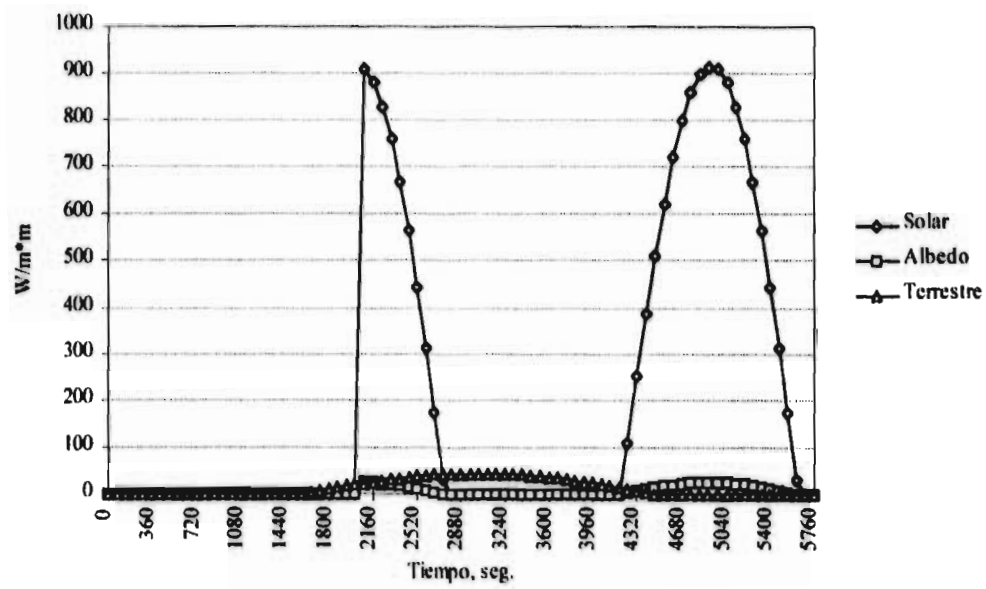
Gráfica 6E



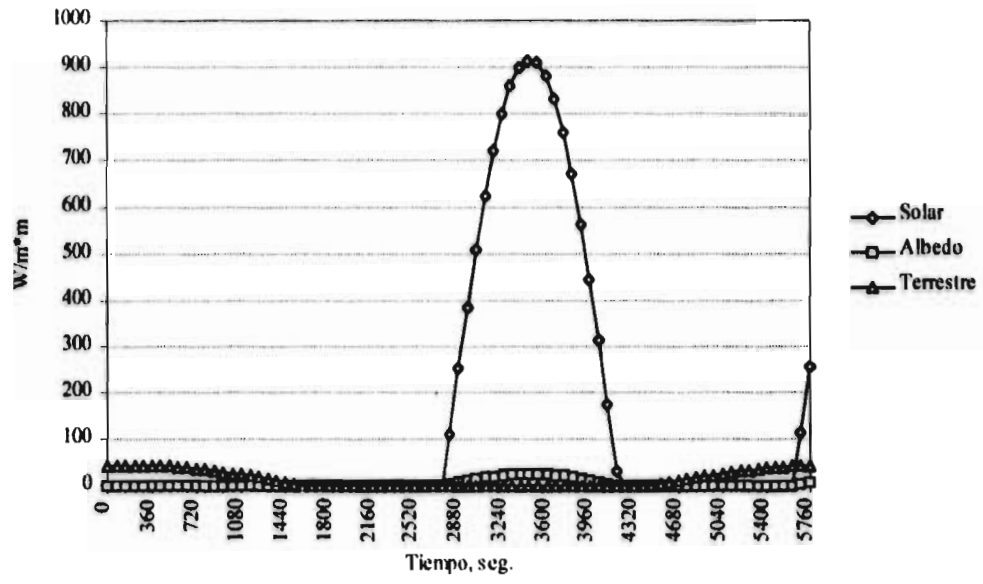
Gráfica 7E



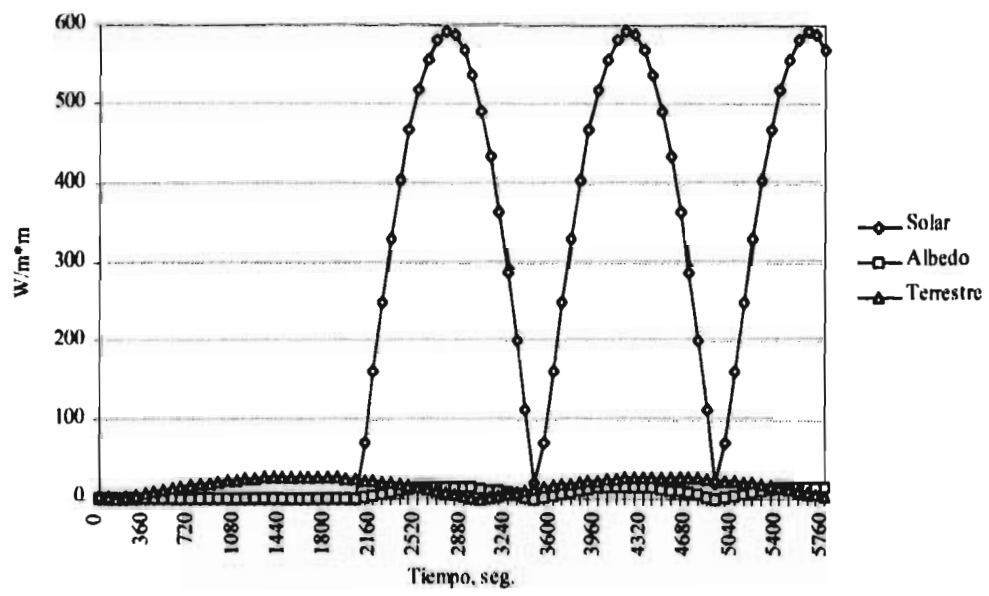
Gráfica 8E



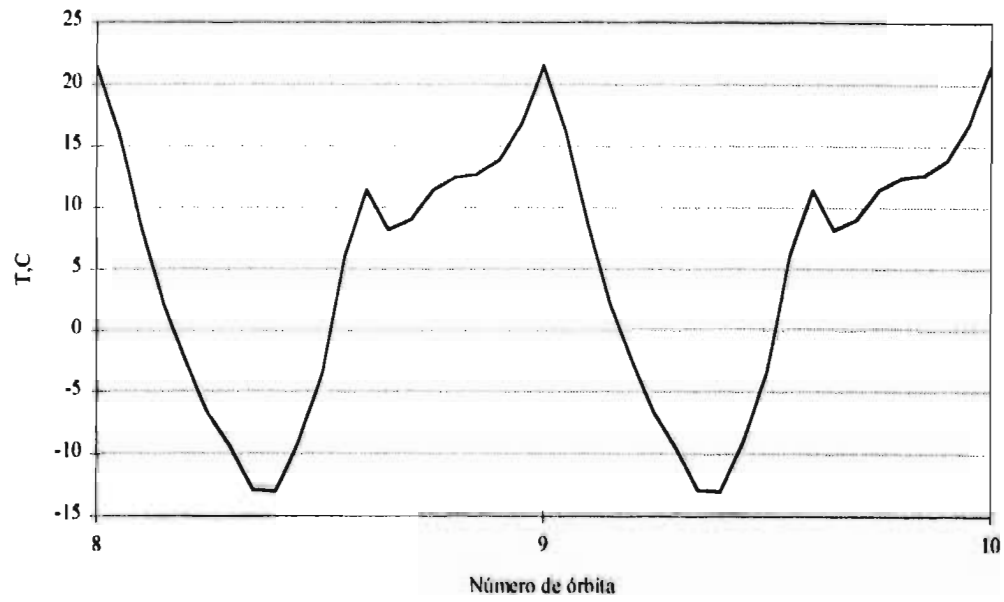
Gráfica 9E



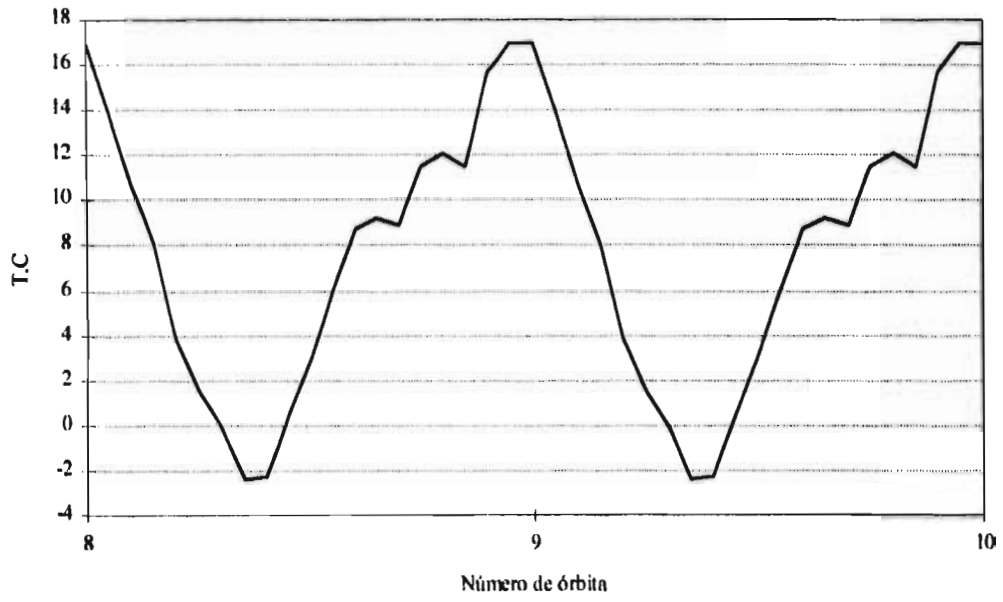
Gráfica 10E



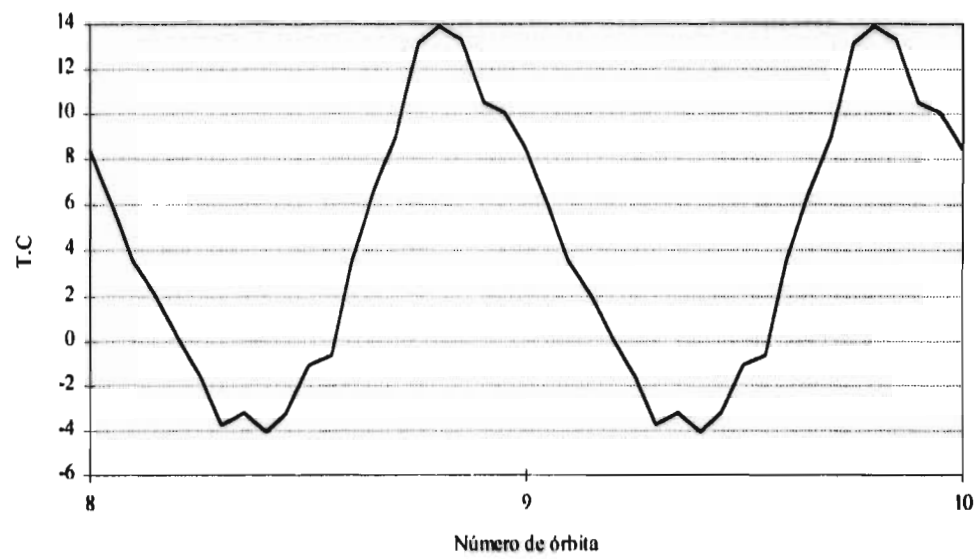
Gráfica 11E



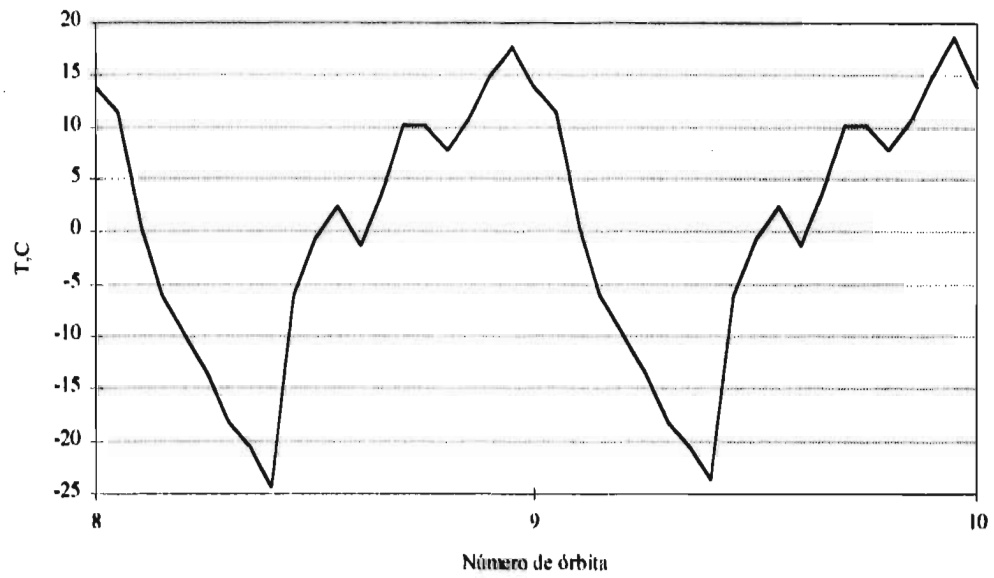
Gráfica 12E

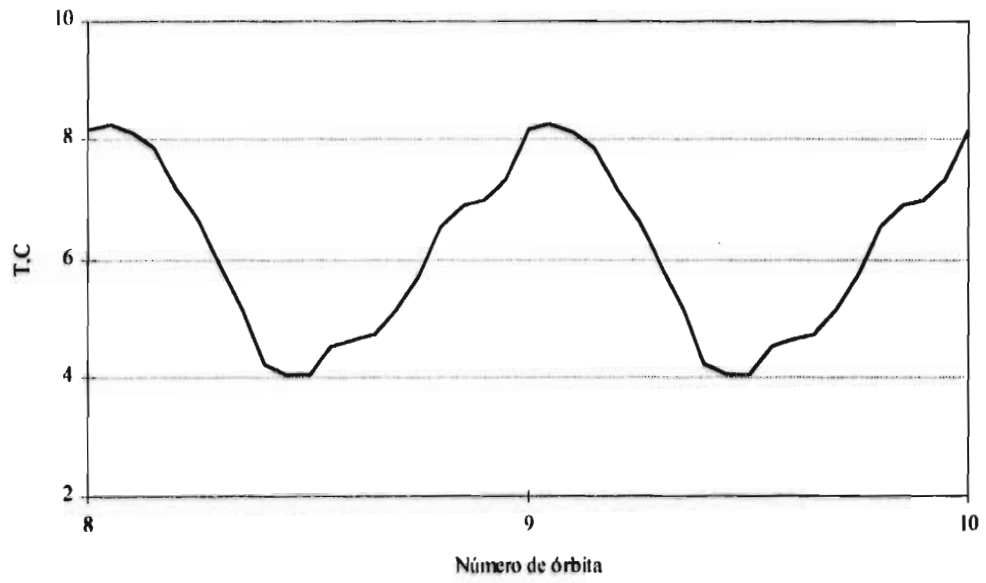


Gráfica 13E

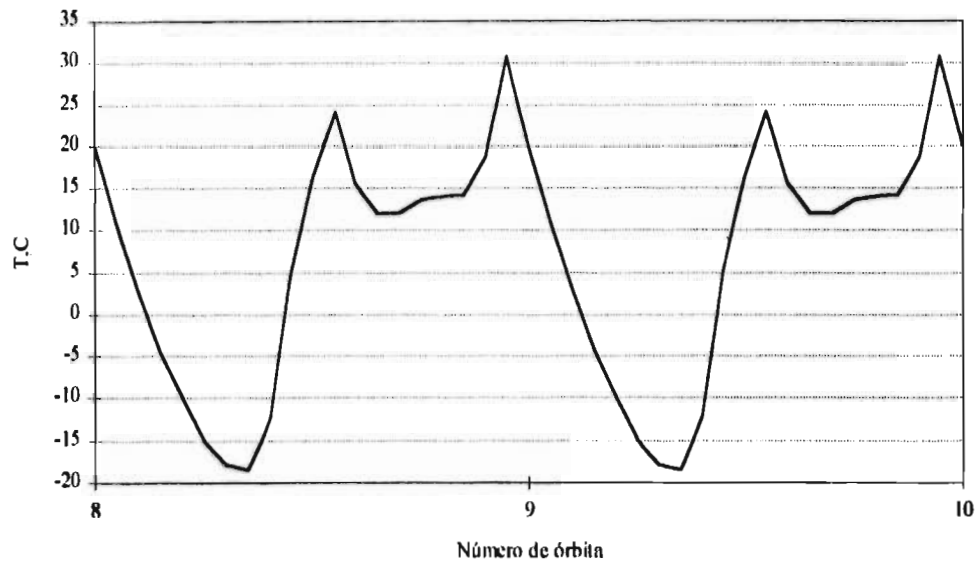


Gráfica 14E

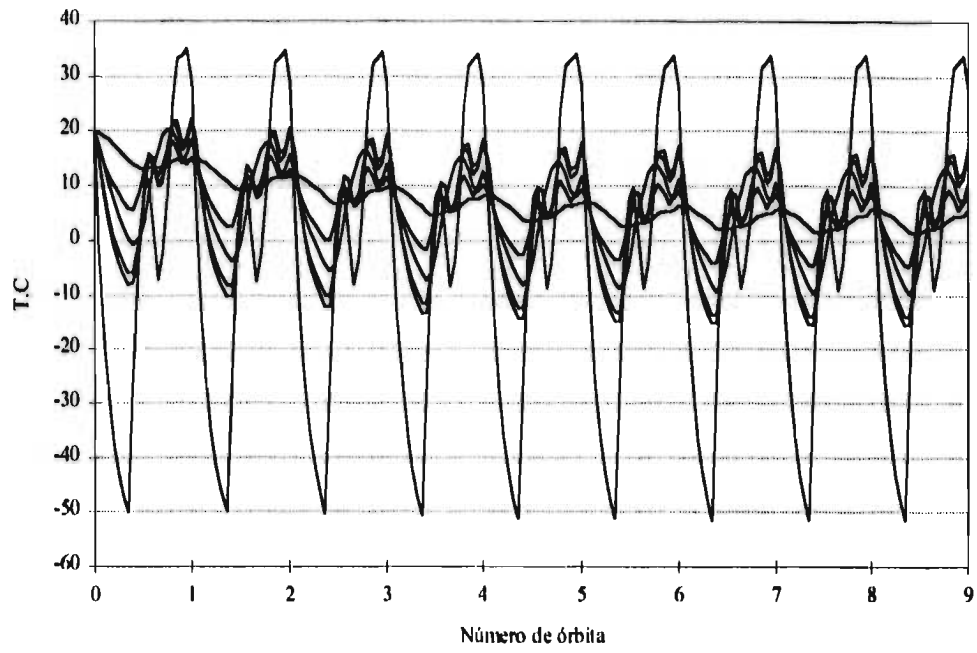


Gráfica 15E

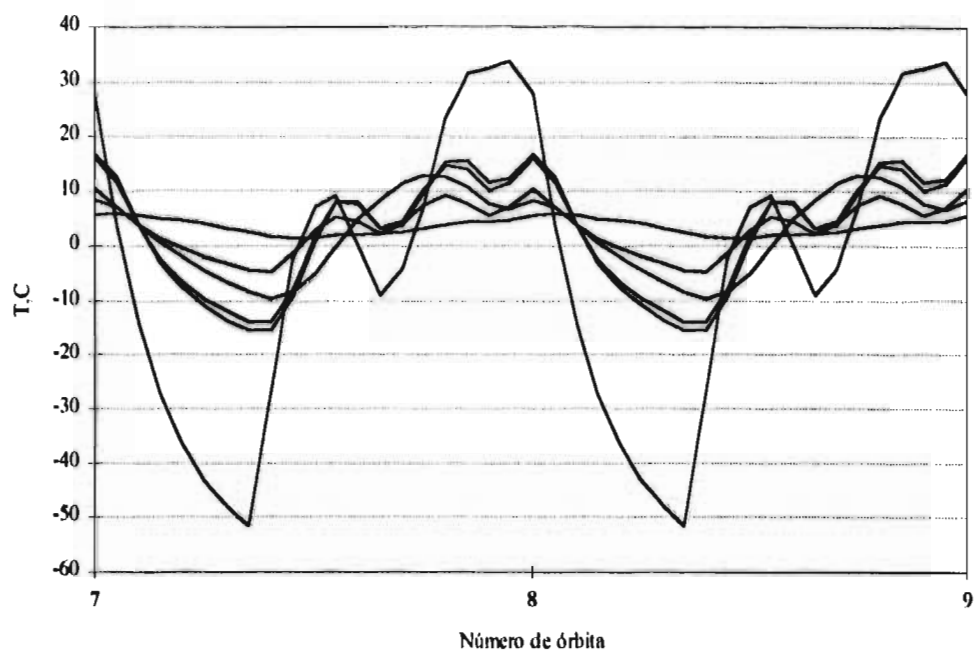
Gráfica 16E



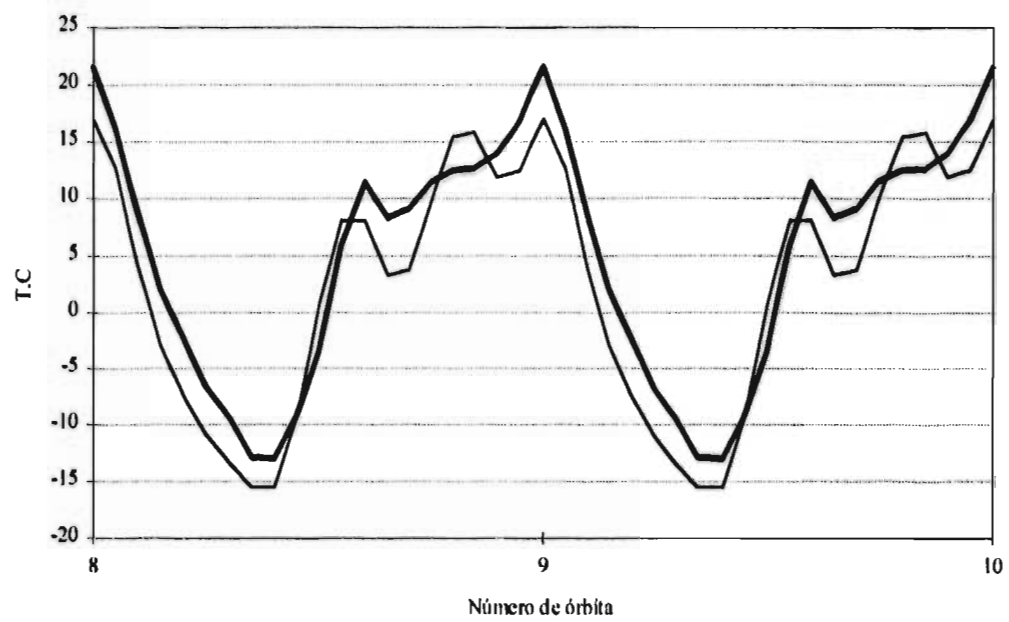
Gráfica 17



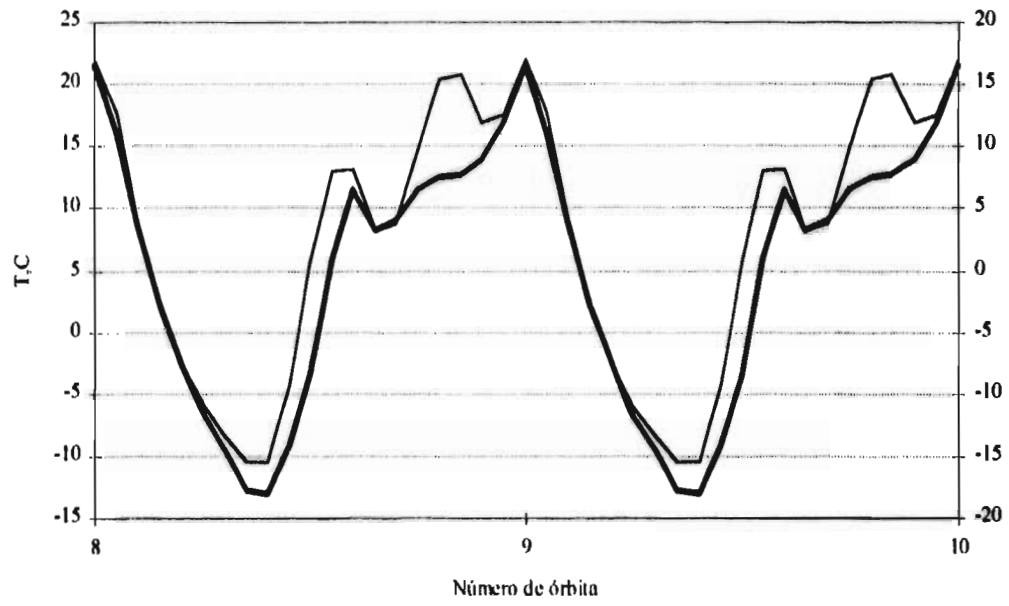
Gráfica 18E



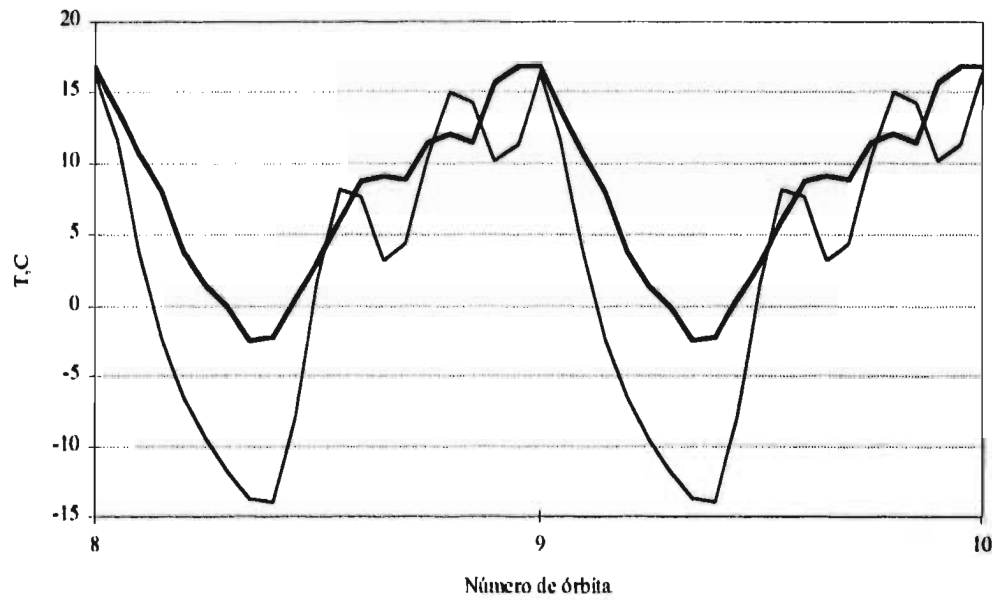
Gráfica 19E



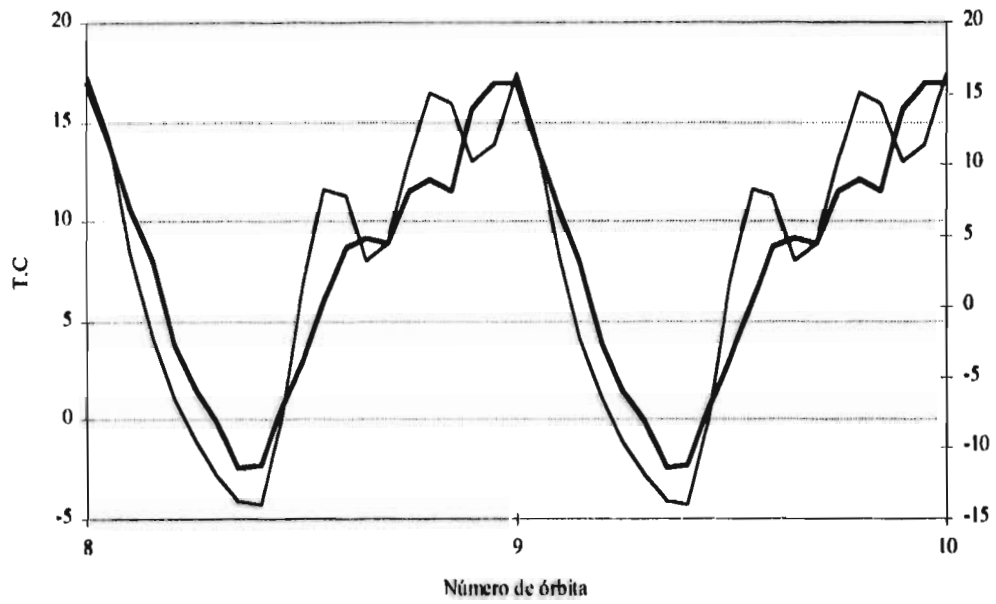
Gráfica 20E



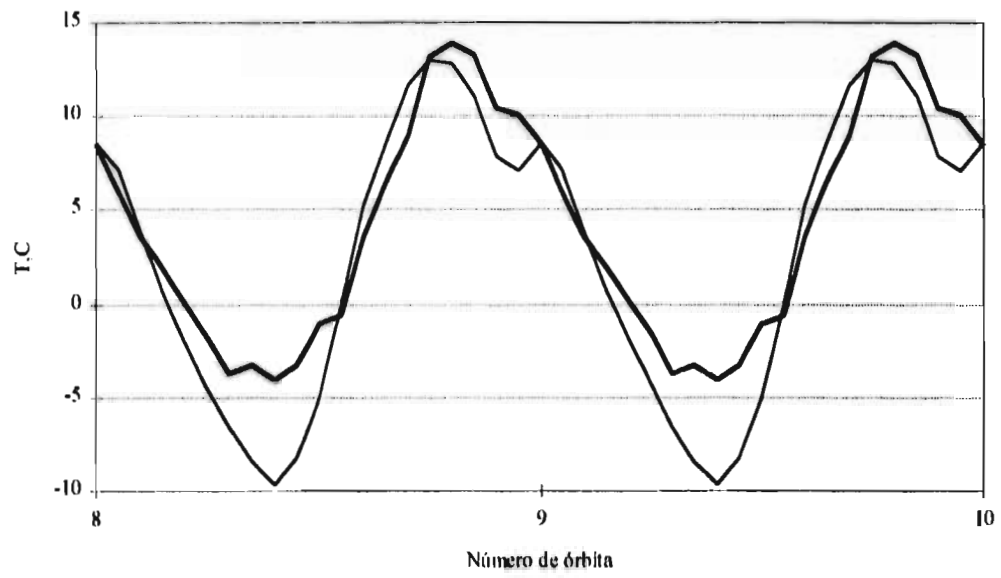
Gráfica 21E

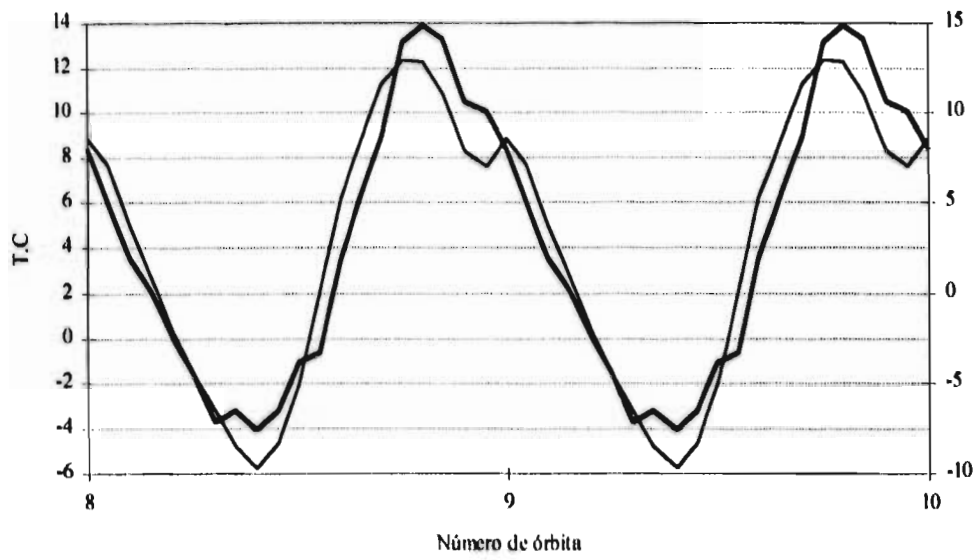


Gráfica 22E

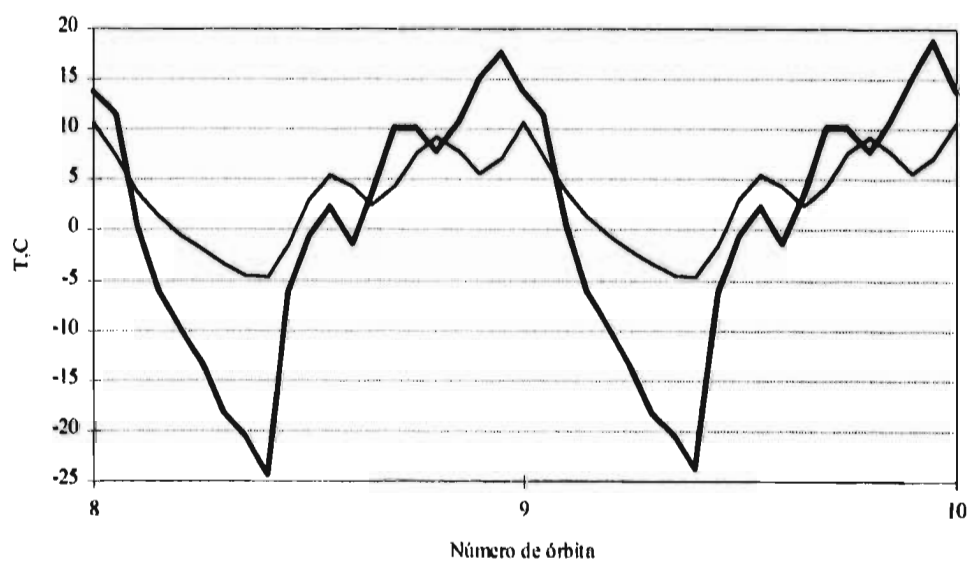


Gráfica 23E

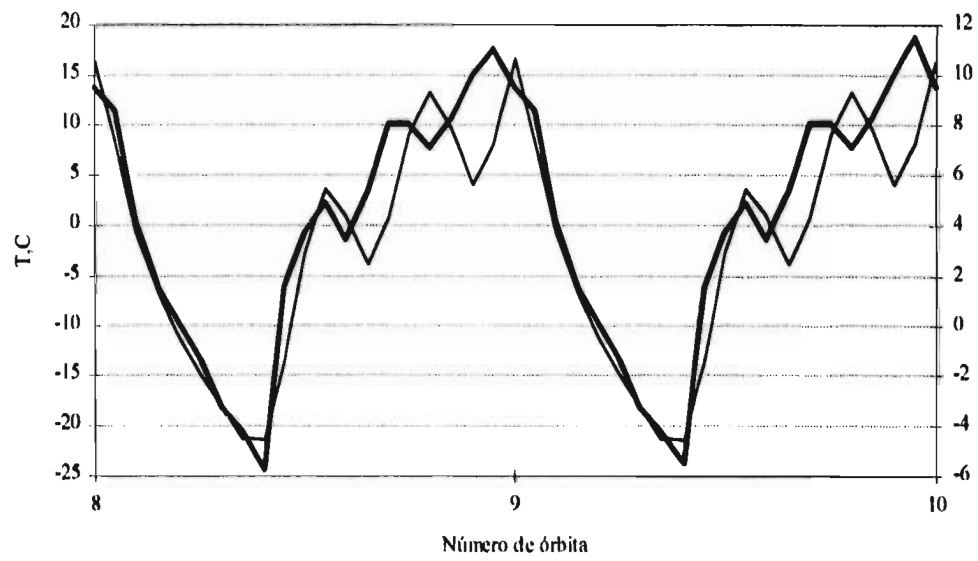


Gráfica 24E

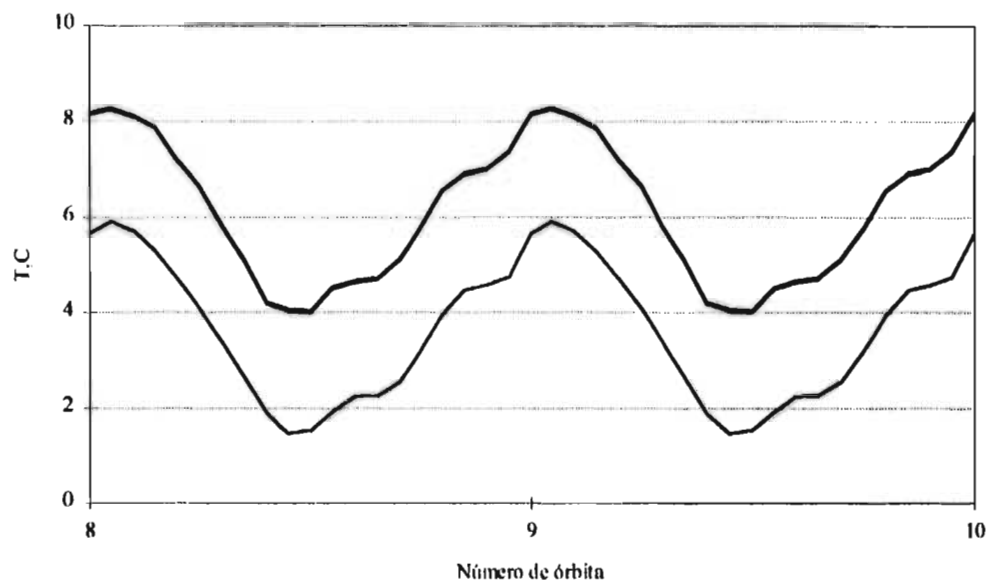
Gráfica 25E

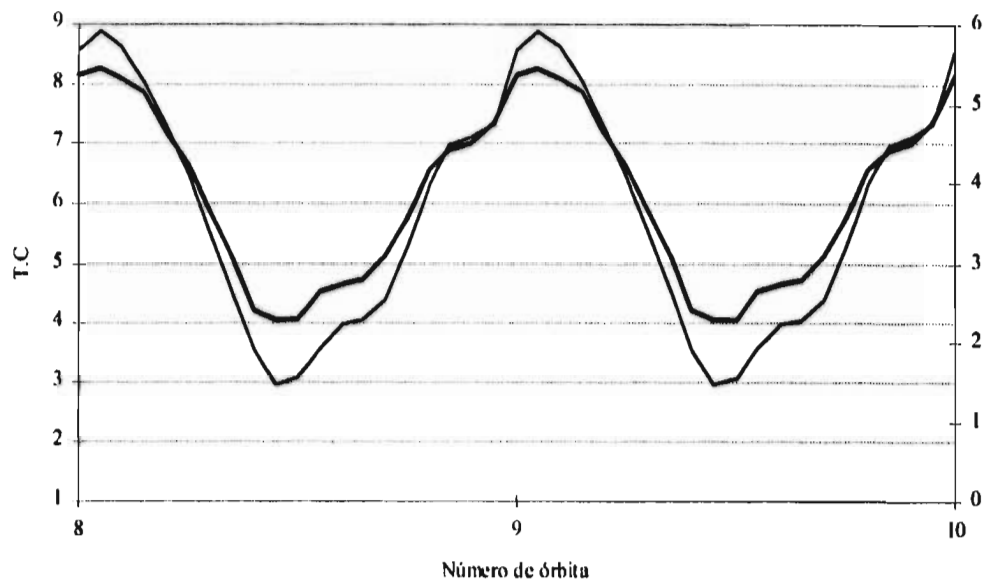


Gráfica 26E

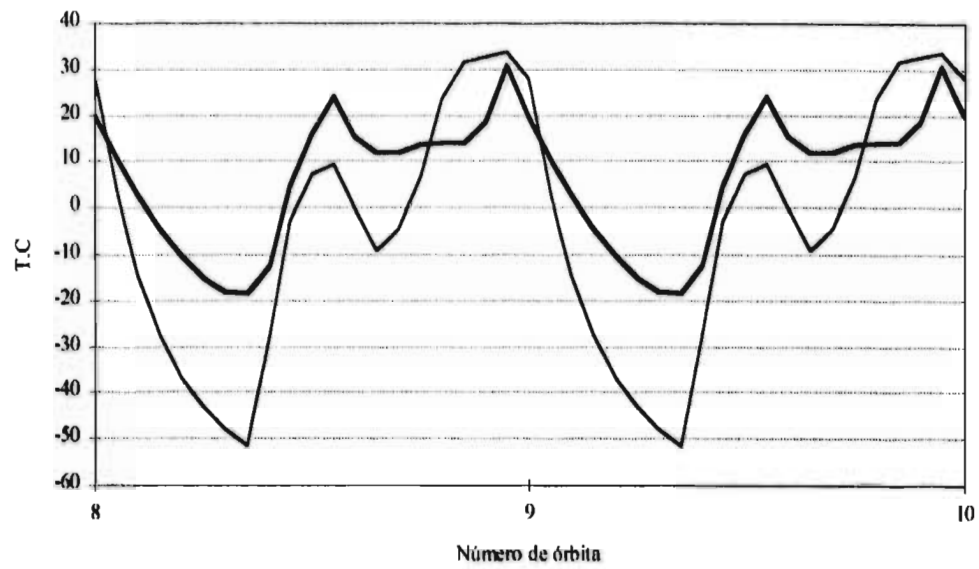


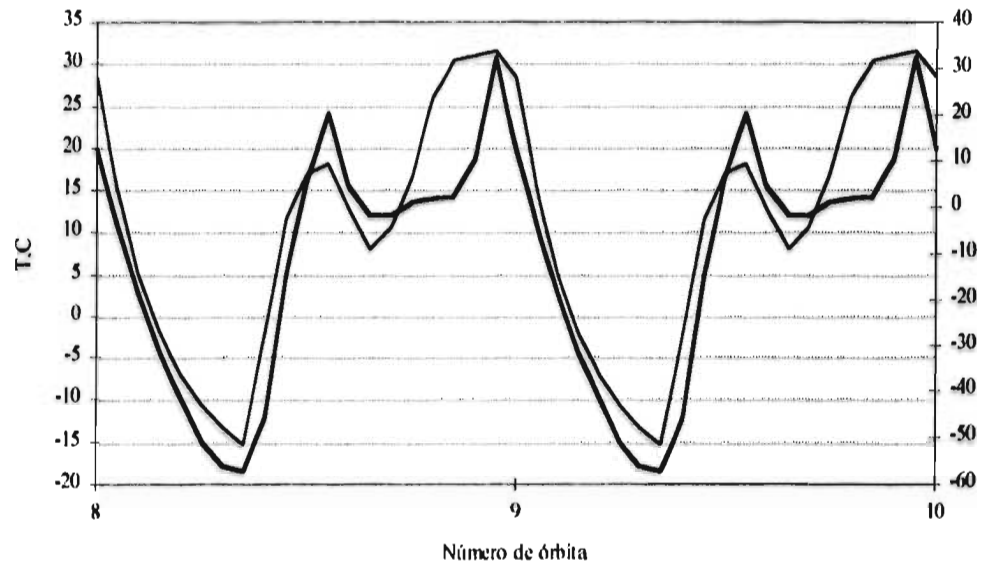
Gráfica 27E



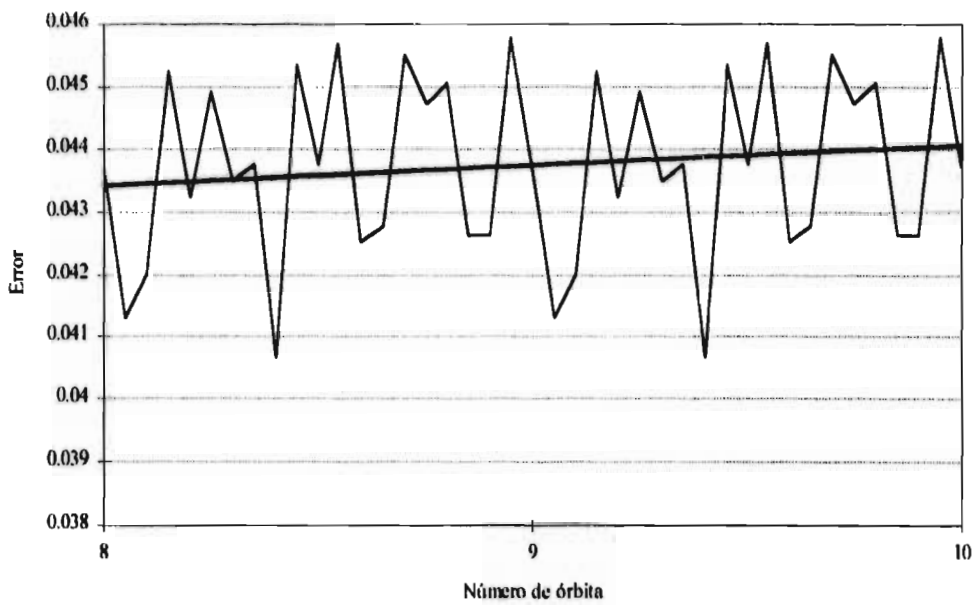
Gráfica 28E

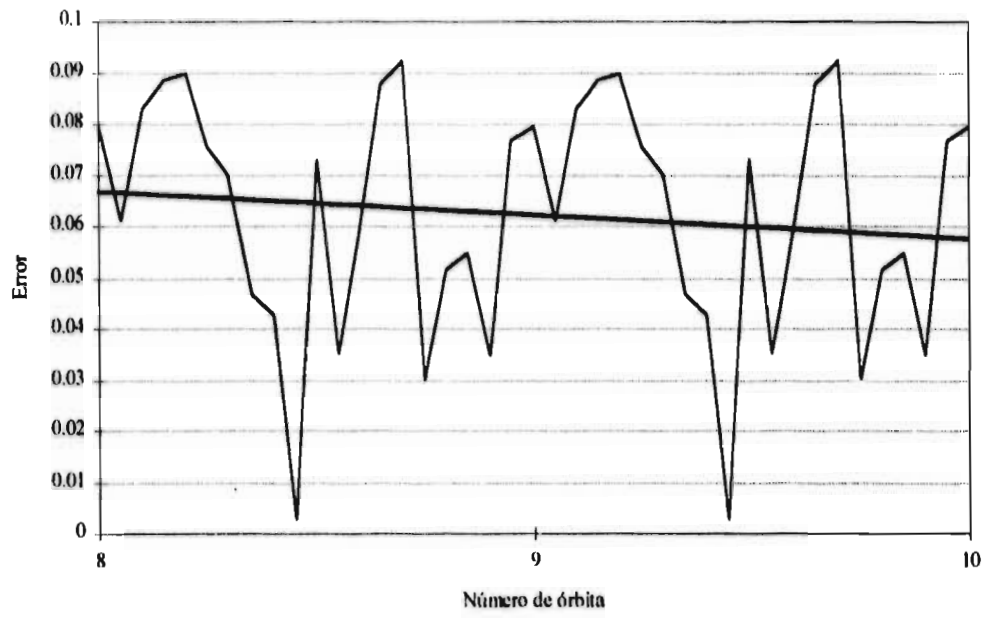
Gráfica 29E



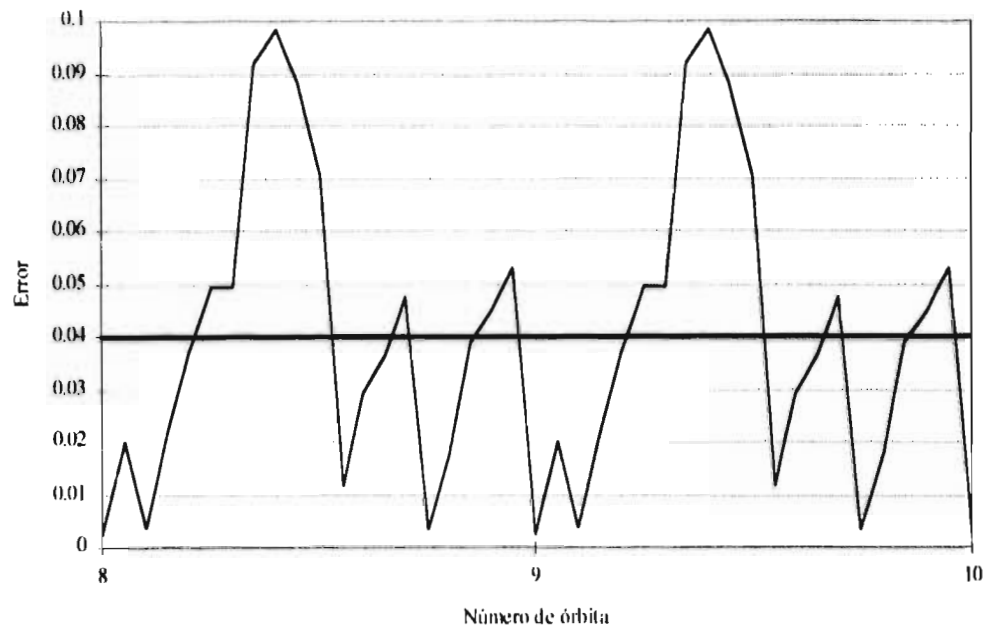
Gráfica 30E

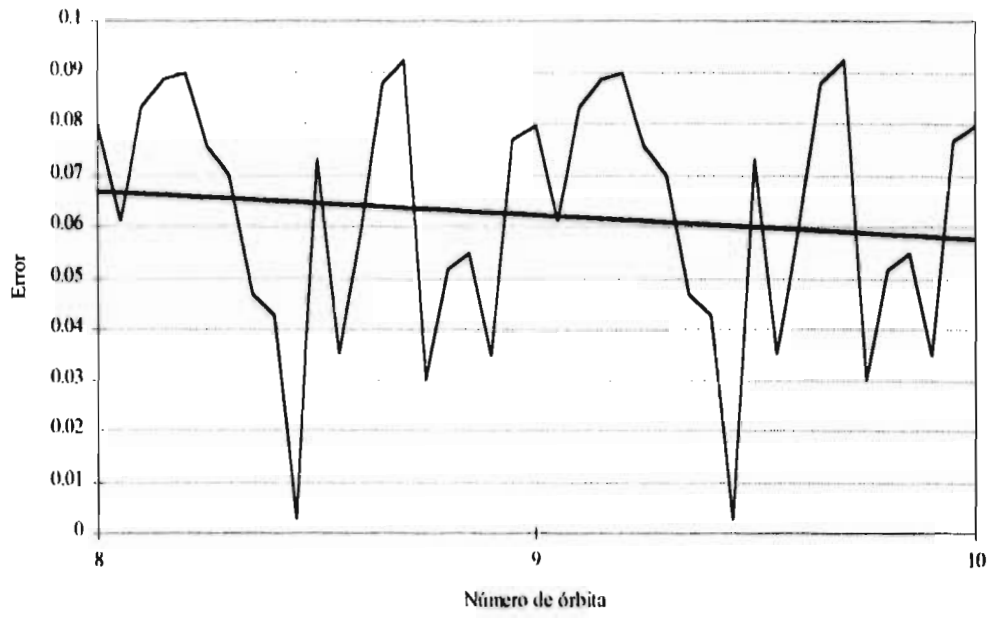
Gráfica 31E



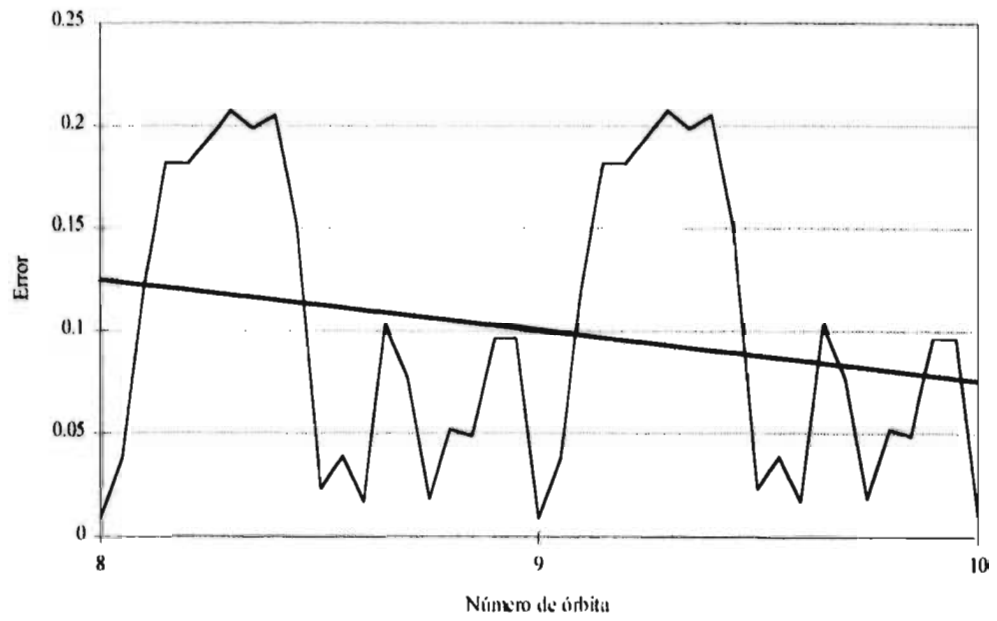
Gráfica 32E

Gráfica 33E

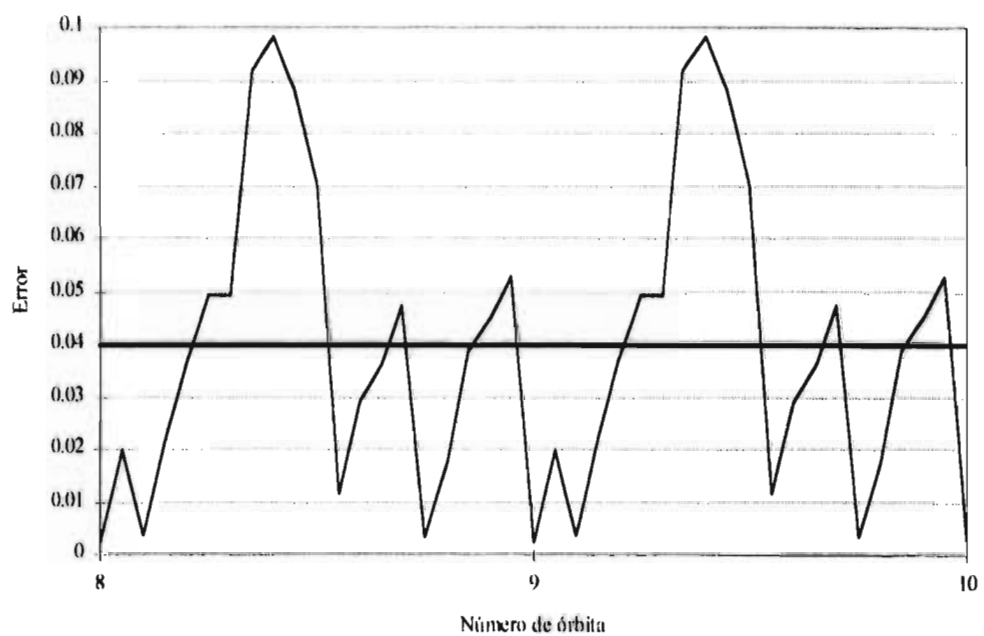


Gráfica 31E

Gráfica 32E



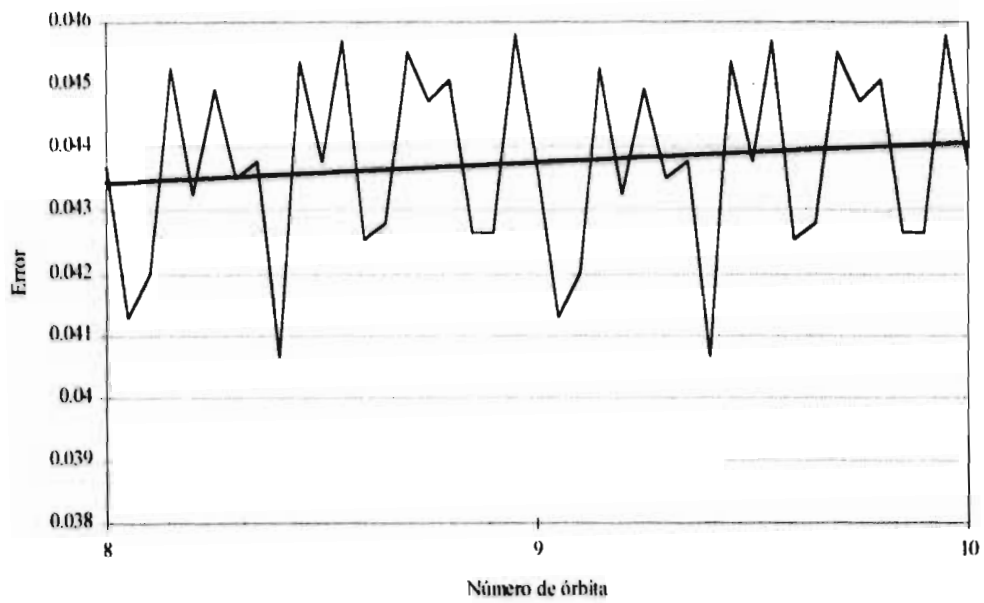
Gráfica 33E



Gráfica 34E



Gráfica 35E



Gráfica 36E

