

CFD内部熱構造部材FEM熱解析との連成による 再突入飛行熱空力環境統合数値シミュレーション手法の開発

山本 行光*、甲斐 高志*

Development of Multi-disciplinary Simulation for the Study of Re-Entry Flight Aerothermodynamic Environments by Coupling CFD and Internal Structural FEM Thermal Analysis

Yukimitsu YAMAMOTO* and Takashi KAI*

Abstract

HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) was conducted in February, 1996. In this Hypersonic flight, aerodynamic data and temperature data on TPS materials and internal structure parts were obtained along its flight trajectory. Surface temperature history of HYFLEX TPS parts were simulated by CFD-FEM coupling analysis and this type of multi-disciplinary simulation demonstrated its usefulness for high quality evaluation of aerothermal environments of re-entry flight.

On the present paper, CFD-FEM coupling method is applied to the total thermal-structural analysis including internal aluminum structures, such as frames and stringers. This analysis are made to the flight time of 300sec and good agreements with flight data are obtained for temperature increase of HYFLEX vehicle.

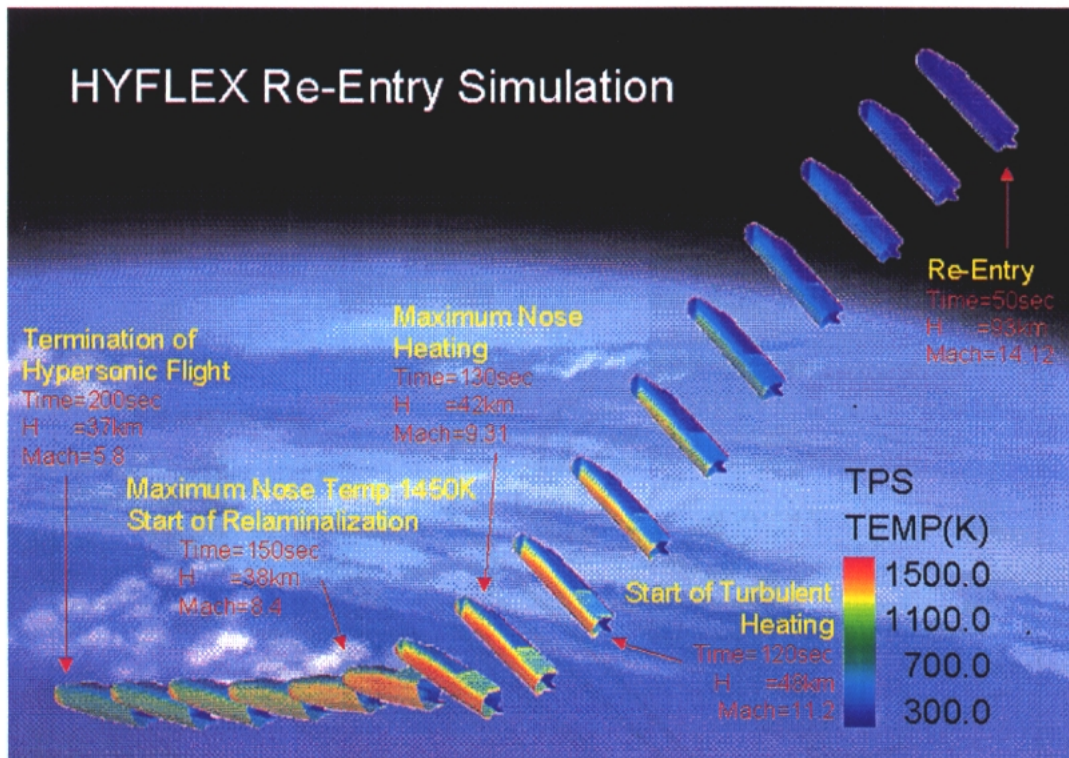


図1 HYFLEX飛行実験極超音速飛行領域10秒毎の機体姿勢と機体表面温度変化

1. はじめに

HYFLEX飛行実験において、熱空力学的視点から注目される重点評価項目の一つは、機体にかかる熱環境である。この解析評価のため、昨年度は外部流CFD解析と内部耐熱材熱伝導FEM解析をカップリングさせた数値シミュレーション手法¹⁾によって再突入飛行軌道に沿った表面温度履歴を全表面にわたり同定した。図1はHYFLEXの分離後飛行時刻50秒から200秒までの10秒間隔の極超

音速飛行の様子と機体表面温度の変化を表わしたもので、高度とマッハ数、乱流遷移加熱発生、及び再層流化の飛行時刻も併せて示している。乱流遷移加熱については、Baldwin-LomaxモデルによるCFD解析を実施しており、良好な一致が得られた²⁾。今回は、内部アルミ構造部材を含めた解析を実施することを目的として、FEM熱解析プログラムの改良を行い、フレーム部、ストリンガー部を含むFEM格子を作成し、カップリング計算を行った。本稿では、上記内部アルミ構造部加熱解析結果、フライトデータとの比較を行い、良好な結果が得られたので報告する。

*航空宇宙技術研究所(National Aerospace Laboratory)

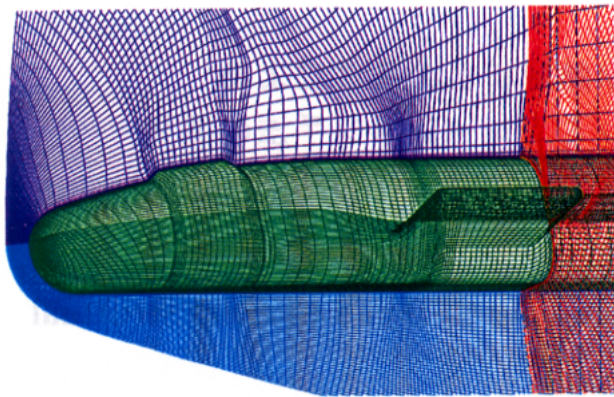


図2 CFD外部流計算格子

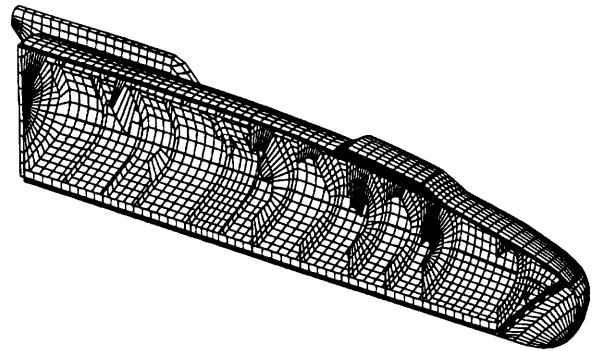


図3 HYFLEX内部アルミ構造を含むFEM格子

2. 解析方法

2-1. 外部流及び内部構造格子作成

外部流CFD解析用HYFLEX格子を図2に示す。格子は単一格子で双曲型方程式に基づく方法で作成した。頭部から胴体後端まで101点、周方向に89点、機体表面から空間方向に61点の格子数である。外側境界は衝撃波形状を覆う形で決定した。

次にHYFLEX内部アルミ構造を含むFEM格子の概要俯瞰図を図3に示す。総節点数はおよそ2700点である。図4に図3のアンテナ及びTPS部の断面拡大図を示す。タイル部は5層からなり、その下に接着層のSIPが1層と、アルミの1層が重なる。また、C/Cノーズキャップは2層で構成されている。図3の各部を分解して示したものが図5である。格子はC/Cノーズキャップ、胴体、主翼、アンテナ収納部、後端面、アルミフレーム、ロンジロン等からなっている。CFDの表面格子とFEM計算用の表面格子は異なっており、CFD計算からの空力加熱情報、及びFEM計算からの表面温度上昇データは各々内挿によって求められている。

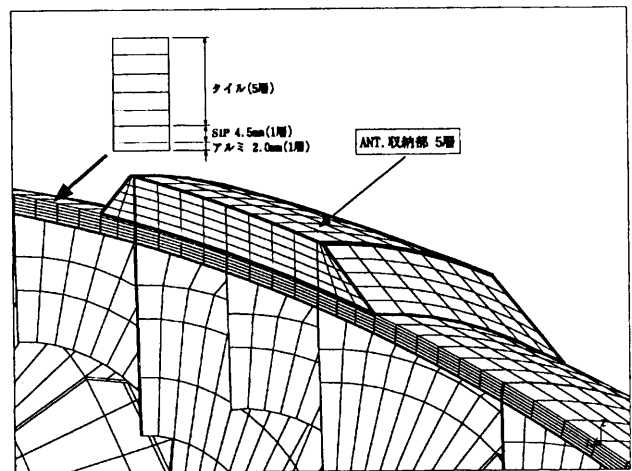


図4 胴体上面アンテナ及びTPS部拡大図

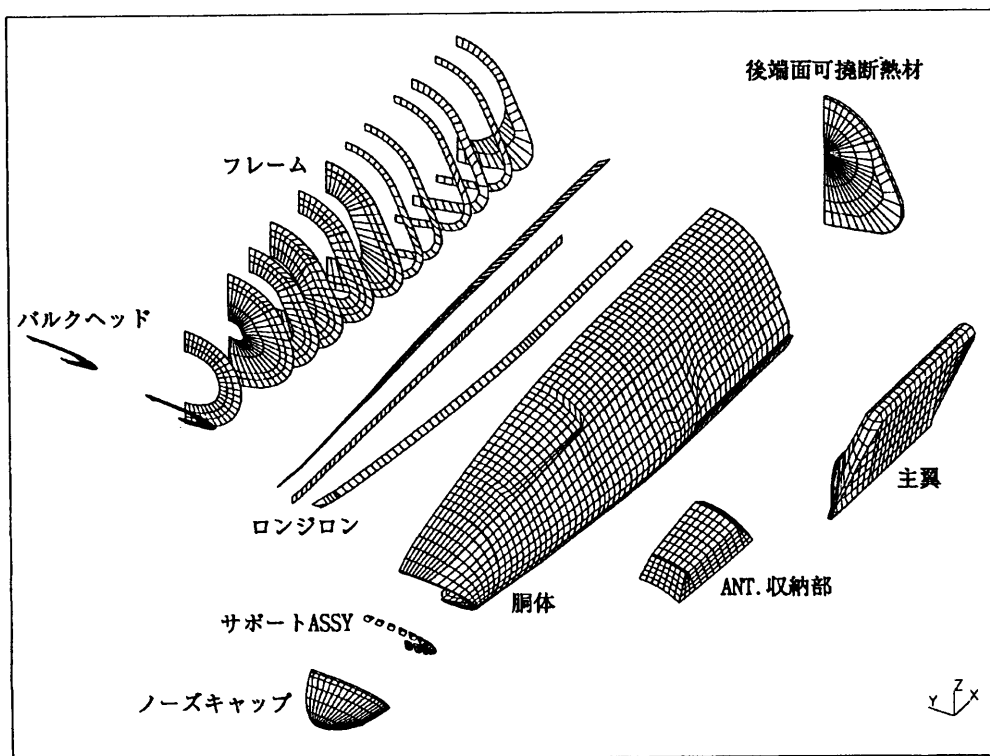


図5 FEM格子部分図

(a)

アルミ合金		
温度(K)	熱伝導率(m ² /sec)	密度(kg/m ³)×熱容量(J/kgK)
0.0	0.0	0.0
294.0	155.0	2.352E+06
311.0	157.0	2.380E+06
366.0	162.0	2.492E+06
422.0	166.0	2.604E+06
1550.0	246.6	4.860E+06

PID 110001 胴体アルミ
 PID 145001 バルクヘッド
 PID 145002-145015 胴体フレーム
 PID 150001-150003 胴体ロンジロン
 PID 200001 主翼アルミ
 PID 210001 主翼フレーム

(b)

C/C		
温度(K)	熱伝導率(m ² /sec)	密度(kg/m ³)×熱容量(J/kgK)
0.0	0.0	0.0
293.0	6.6	1.215E+06
773.0	8.2	2.527E+06
1237.0	8.1	2.997E+06
1773.0	8.1	3.110E+06

PID 100001 ノーズキャップ

(c)

セラミックタイル		
温度(K)	熱伝導率(m ² /sec)	密度(kg/m ³)×熱容量(J/kgK)
0.0	0.051	0.0
298.0		1.425E+05
473.0		1.843E+05
484.0	0.1	
673.0		2.052E+05
791.0	0.1	
873.0		2.185E+05
1073.0		2.299E+05
1074.0	0.1	
1550.0	0.2	2.571E+05

PID 130001 胴体タイル
 PID 230001 主翼タイル

(d)

SIP		
温度(K)	熱伝導率(m ² /sec)	密度(kg/m ³)×熱容量(J/kgK)
0.0	0.000	0.0
255.0		1.600E+05
311.0		2.140E+05
366.0		2.840E+05
401.0	0.029	
422.0		3.720E+05
460.0	0.032	
477.0		4.820E+05
566.0	0.035	
573.0		6.740E+05
1550.0	0.063	2.628E+06

PID 120001 胴体SIP
 PID 220001 主翼SIP

(e)

可とう		
温度(K)	熱伝導率(m ² /sec)	密度(kg/m ³)×熱容量(J/kgK)
0.0	0.0000	0.0
255.0	0.0329	1.1856E+05
394.0	0.0519	1.4208E+05
533.0	0.0700	1.6352E+05
672.0	0.9170	1.8096E+05
811.0	0.1142	1.8560E+04
950.0	0.1385	1.8688E+05
1089.0	0.1644	1.8896E+05
1227.0	0.2077	1.9760E+05
1550.0	0.3090	2.1782E+05

PID 190001 胴体上部可とう断熱材

表1 HYFLEX TPS/構造部物性値

2-2 外部流CFD解析

CFD解析の基礎方程式は薄層ナビエーストクス方程式である。計算コードは航技研のFVSタイプのHYPER3Dコードを使用した。計算は8PEを用いた並列計算で、境界条件は機体表面で各格子点の温度データをFEM解析から得、当該飛行時刻での表面熱流束を計算する。

2-3 内部FEM解析

基礎方程式は非定常三次元熱伝導方程式である。解法は重みつき残差法で、有限要素として8節点アイソパラメトリック要素を用いる。を用いる。数値積分にはGaussの積分公式を用い、時間方向の離散化はクランクニコルソン差分とした。連立方程式の解法には前処理付共役勾配法(SCG法)を使用する。前処理にスケーリングを利用したCG法(SCG法)を採用することにより収束性が大幅に向上する。本FEMコードはNWT用に並列化し、6PEを用いた計算を実施した。

3. 解析結果

FEM内部構造温度解析に用いた熱伝導率及び熱容量の代表的物性値を表1に示す。

これらの物性値に基づいてカップリング解析を行った際の飛行時刻100、150、200秒までの機体表面温度分布を図6に示す。表面からの放射率は0.85とした。表面温度はTPSのみの解析結果とほぼ同等で、飛行時刻150秒にC/Cノーズ部で最高温度を示し、それ以降は放射により機体表面温度は下降する。一方、飛行時刻300秒時のSIP接着層、アルミ外板、及びフレーム部の温度上昇分布を図7~9に示す。飛行時刻300秒時では温度の上昇は数度程

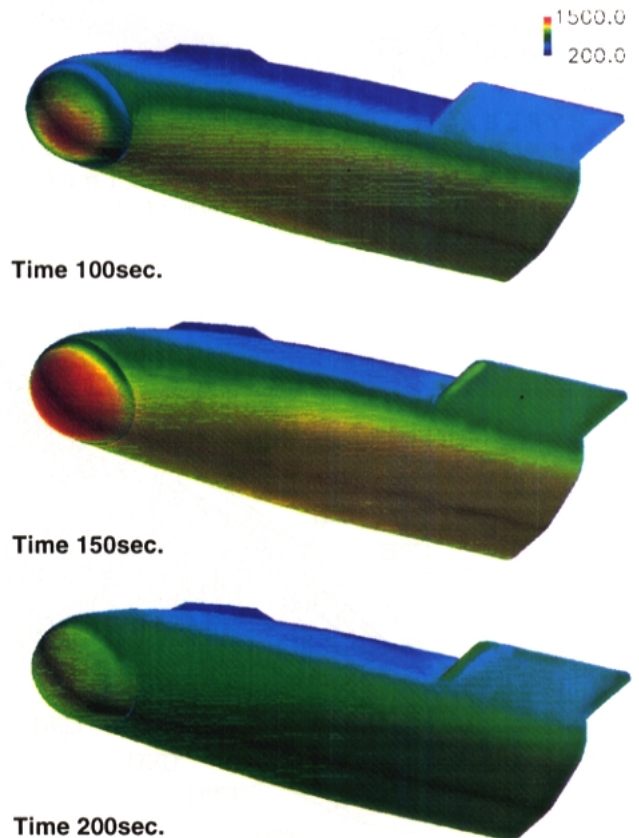


図6 HYFLEXアルミ構造部材を含むFEM解析による表面温度変化

度にとどまっている。図10にはHYFLEX内部構造概略図及び内部温度計側位置を示す。今回の解析では図の機器搭載パネル、取り付け金具、取り付けボックスでのFEM格子モデルは作成しなかったため、飛行計測データとの比較はフレーム上のTS01からTS04、TS11、TS13からTS16のデータで行った。このうち、TS03、TS14、及びTS16は胴体下面側、他は胴体上面側である。

飛行データと解析結果の比較を図11に示す。図は横軸が飛行時刻、縦軸が温度上昇量(K単位)を示す。飛行データは実線で、解析結果は飛行時刻300秒での値を丸印で示す。飛行時刻300秒では温度上昇は変化しないか数度以内にとどまっているものの、飛行結果との比較は良好である。飛行時刻300秒以降では、HYFLEXは超音速領域でタンプリング運動を始めることから、解析は300秒までとした。

4.まとめ

新たに、内部熱構造温度上昇解析を可能とするNWT用FEMコードの開発を行い、それぞれ異なった物性値を持つ

複雑構造の熱解析を行った。計算結果はHYFLEX飛行データと良好な一致を示し、一連のHYFLEX飛行実験データ評価を終了することができた。今後コードの汎用化を通して、より長い飛行時間を予定するHOPE-Xの熱空力評価解析に応用していく予定である。本シミュレーションコードの開発によって、空力と構造の両面から耐熱構造設計解析を進めることができ、将来型再使用ロケット等のより軽量化を要求される最適システム設計のためのツールとして今後役立てて行きたい。

参考文献

- 1) 山本、黒滝「再突入飛行実験OREX, HYFLEXにおけるCFD/FEM連成解析による熱空力特性評価」航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム'98論文集 NAL SP-41, 1999年2月 pp 35~40
- 2) 山本行光「再使用型宇宙往還輸送機まわりの空力解析システムの構築」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム98論文集、NAL SP-41 1999年 PP 139~154

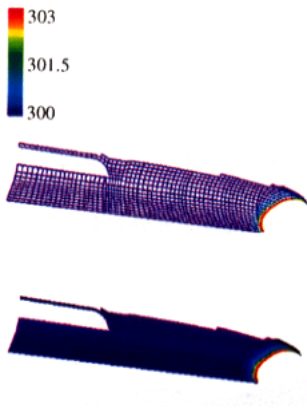


図7 HYFLEX胴体
タイル/アルミ接着層
S1Pでの温度上昇分布
(飛行時刻300秒時)

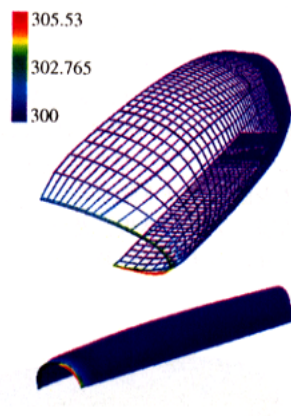


図8 HYFLEX胴体
アルミ外板部の温度上昇分布
S1Pでの温度上昇分布
(飛行時刻300秒時)

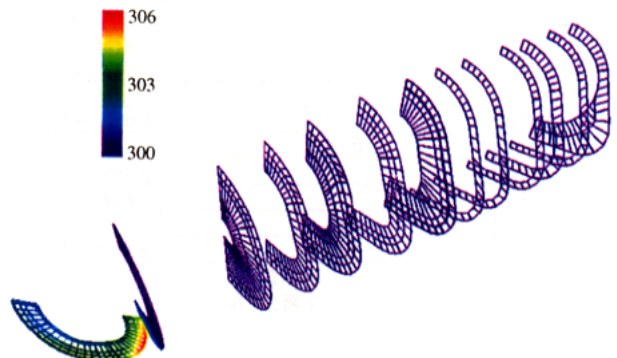


図9 HYFLEX胴体
フレーム部での温度上昇分布
(飛行時刻300秒時)

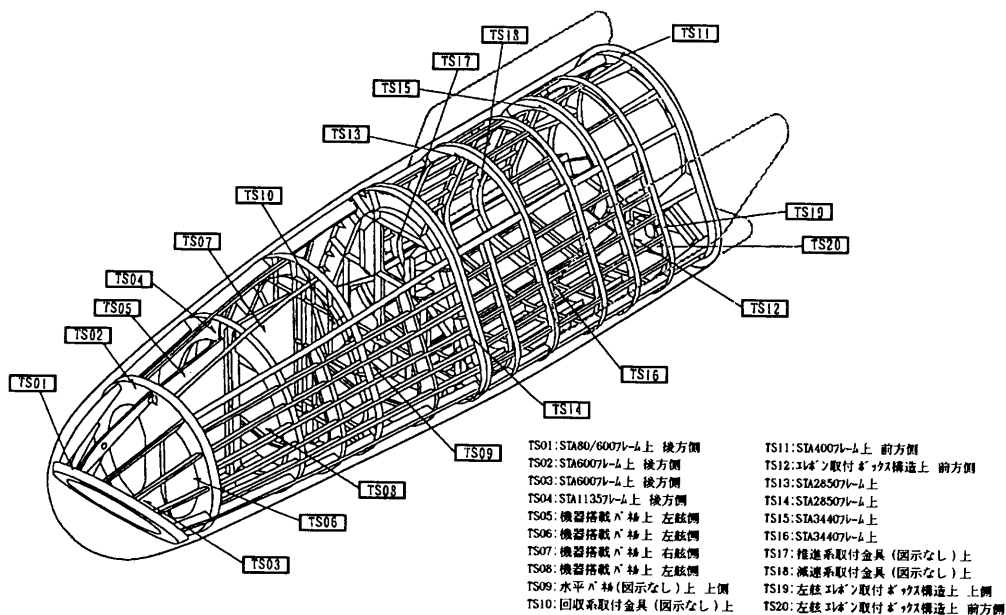


図10 HYFLEX内部構造と温度計側位置

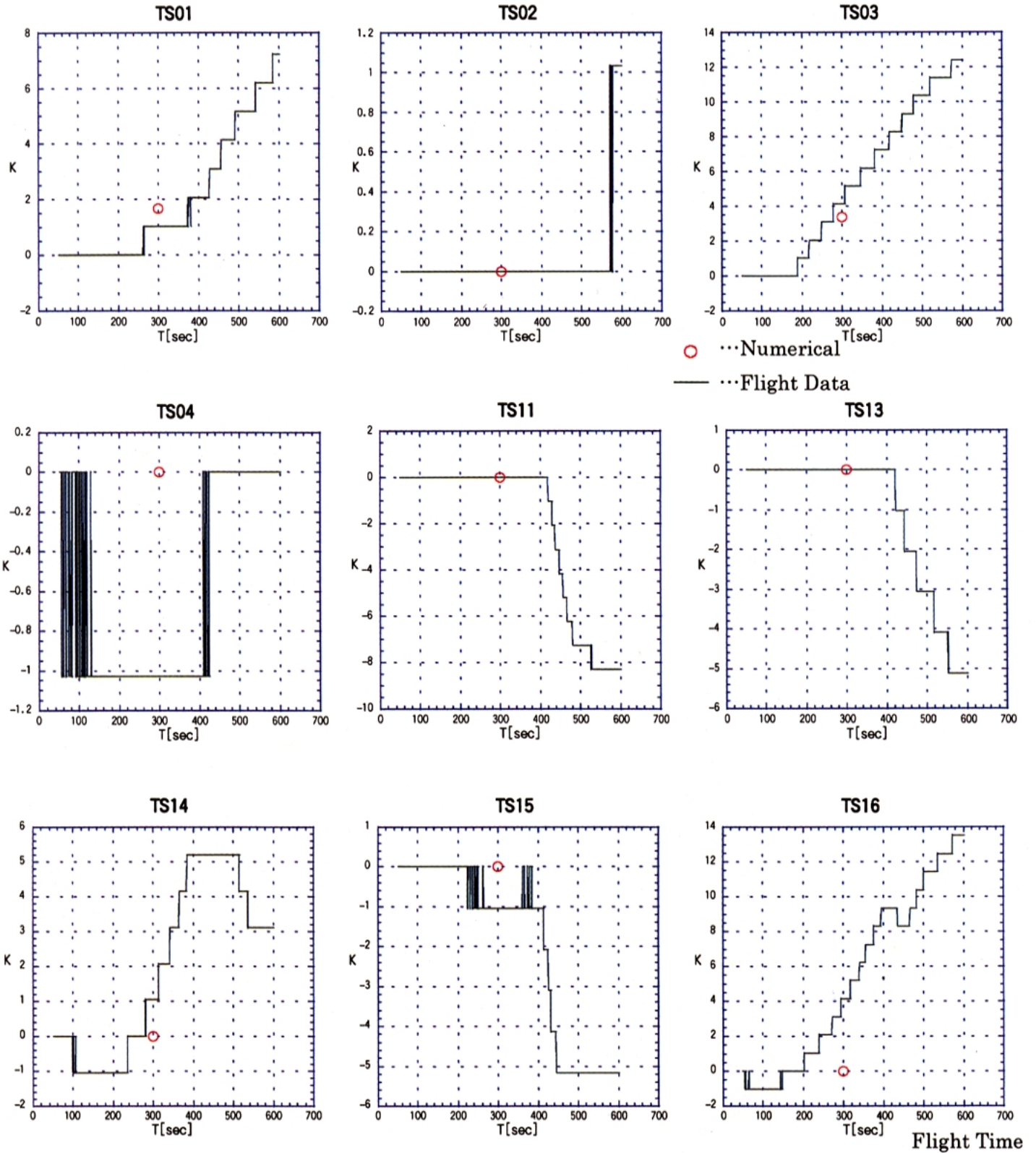


図 1.1. HYFLEX 内部アルミフレーム構造部温度上昇解析結果の飛行データとの比較