

## 極超音速飛行実験(HYFLEX)の飛行データについて

渡辺 重哉\*<sup>1</sup>、白水 正男\*<sup>1</sup>、山本 昌孝\*<sup>2</sup>

## ON FLIGHT DATA OF HYFLEX

by

Shigeya Watanabe \*<sup>1</sup>, Masao Shirouzu \*<sup>1</sup>, and Masataka Yamamoto \*<sup>2</sup>

## ABSTRACT

HYFLEX - Hypersonic Flight Experiment which was planned for the development of the Japanese unmanned orbiting plane, HOPE, was successfully conducted on Feb. 12, 1996. The vehicle used in the experiment has a 4.4m-long slender body configuration whose gross weight is 1073kg. Various hypersonic lifting flight data on aerodynamics, thermal protection system, and guidance & control were acquired during the flight. In this paper, the following flight data in respect to hypersonic aerodynamics are briefly reviewed: aerodynamic characteristics, aerodynamic heating, pressure measurements for ADS (Air Data Sensor) and RCS gas-jet interaction experiment, and electron density around the vehicle. The data are compared with the preflight predictions based on wind tunnel test results and CFD calculations in order to investigate validity of the prediction methods.

## 1. はじめに

極超音速飛行実験 (HYFLEX ; Hypersonic Flight Experiment) は、HOPE 開発に必要となる重要技術の開発を目的として実施される一連の小型実験機の一つとして計画され、平成 8 年 2 月 12 日に実施された<sup>1)</sup>。HYFLEX の目的は、極超音速揚力機の設計、製作、飛行経験を蓄積するとともに、地上の試験設備では模擬が困難な実飛行環境における極超音速飛行に関する技術データを取得することである。そのため、機体には温度センサ、圧力センサ等の各種センサが搭載され、テレメトリにより飛行データが地上に送信される。本報告では、HYFLEX において取得された空力関連の飛行データの概要とデータ解析の現状について述べる。

## 2. 実験機および飛行の概要

HYFLEX 実験機は、図 1 に示すように細長いリフティングボディ形状をしており、全長 4.4m、全備重量 1073kg である。機体の姿勢制御用デバイスは、エレボンと呼ばれるエレベータとエルロンの両方の機能を有する左右一対の空力舵面と胴体後端部に配置された姿勢制御用スラスタ (RCS) 6 基からなる。熱防護材

としては、最も空力加熱の厳しいノーズ部とエレボンには C/C 材を、次に加熱が厳しい胴体下面と安定翼にはセラミックタイルを、比較的加熱が小さい胴体上面と後端面には可撓断熱材を使用している。

HYFLEX 実験機は、NASDA 種子島宇宙センタから J-I ロケット試験機 1 号機により打ち上げられ、238 秒後に高度 107km、速度 3.90km/s で分離された後、揚力を用いて誘導制御を行いながら滑空降下し、分離後 837 秒後に小笠原北東海上に着水した。分離後の飛行経路は計画経路と非常によく一致しており、また着水点は目標着水点から 5km 以内であり、誘導制御則及び搭載機器がきわめて正常に機能したと言える。また、滑空降下中に取得された飛行データは、ほぼすべてのセンサについて問題なく取得された。

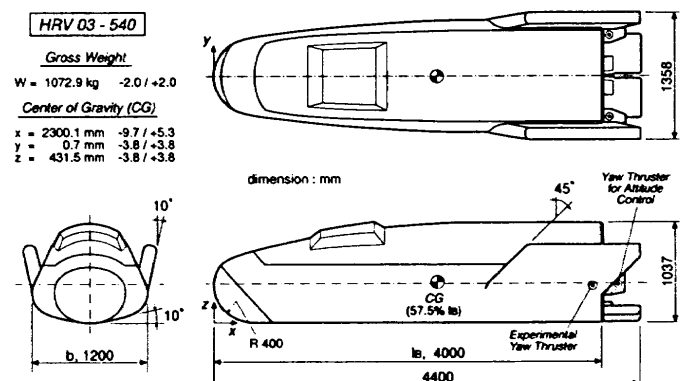


図 1 HYFLEX 実験機 機体形状

\*1 航空宇宙技術研究所 National Aerospace Laboratory

\*2 宇宙開発事業団 National Space Development Agency of Japan

図2<sup>2)</sup>に実験機分離後の対地速度、マッハ数、高度の時間履歴を、図3に迎角、横滑角とマッハ数の関係を示す。

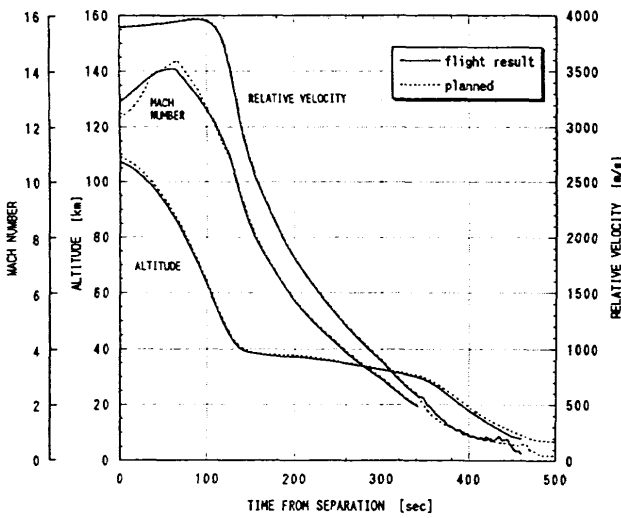


図2 対地速度、マッハ数、高度の時間履歴

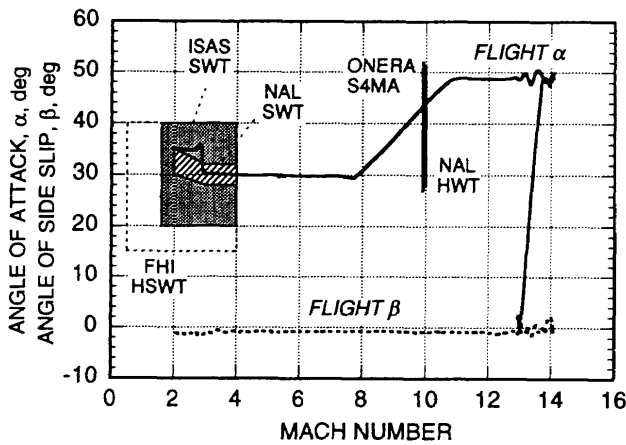


図3 迎角、横滑角 vs マッハ数

3. 飛行データ

3.1 空力特性データ

垂直力、軸力、横力の3種類の空力係数は、機上の慣性センサユニットの加速度計出力から算出された。その際無次元化のために使用する飛行経路上の動圧は、NOAA(米国海洋大気局)の極軌道気象観測衛星による飛行当日の飛行領域における大気温度計測データに基づき推定された。

垂直力係数  $C_N$ 、軸力係数  $C_A$  の飛行結果と風洞試験結果に基づく飛行前の予測値との比較をそれぞれ図4.5に示す。 $C_N$ は飛行の全域において予測値と大変よく一致した結果となっている。それに対し、 $C_A$ は

マッハ数12以上と4以下の領域において飛行試験結果の方が予測値よりも大きくなっている。高マッハ数領域での不一致の原因はスペースシャトルでも経験された粘性干渉効果によるものと推定される。スペースシャトルに対して提案された粘性干渉効果の  $C_A$  への影響の経験式<sup>3)</sup>により、両者の差は定性的によく説明できる。また、超音速領域の差は、風洞試験で得られた軸力係数にベース抵抗の補正を行い、飛行状態での軸力係数を推定する際の手法が適切でなかったことによる<sup>4)</sup>。

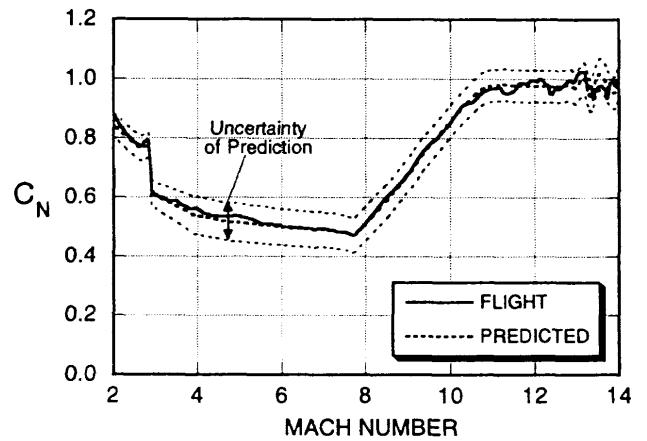


図4 垂直力係数 vs マッハ数

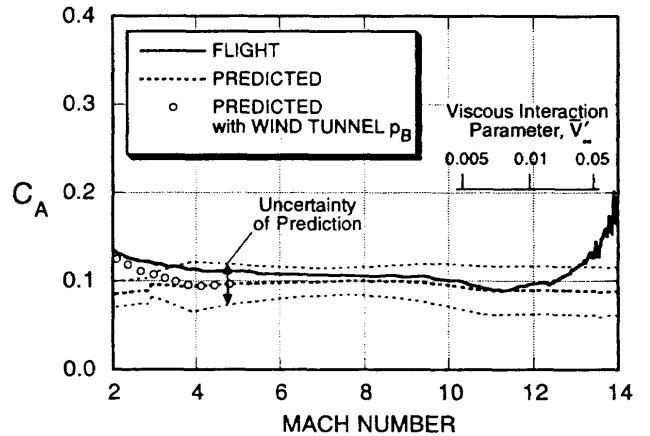


図5 軸力係数 vs マッハ数

縦トリム特性評価として、トリムのためのエレボン(エレベータ)舵角の飛行試験結果と予測値を比較した結果を図6に示す。マッハ数10以上と3以下の領域で実飛行時の方がエレボンが上げ舵側(負側)となっているが、その原因は現在のところ不明である。

図7に、エレボン・ヒンジモーメントの比較を示す。全飛行域において飛行前の風洞試験結果と予測値はよく一致している。

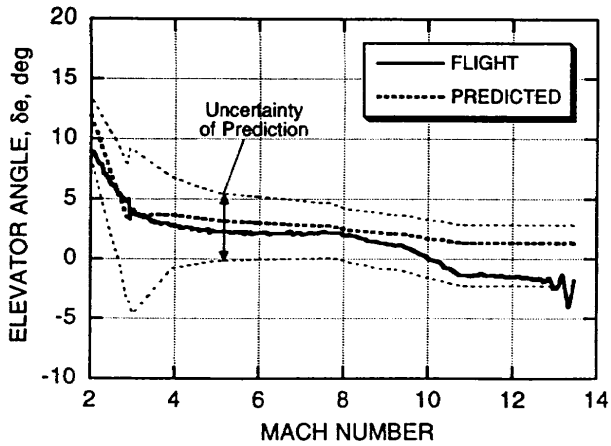


図6 エレボントリム舵角 vs マッハ数

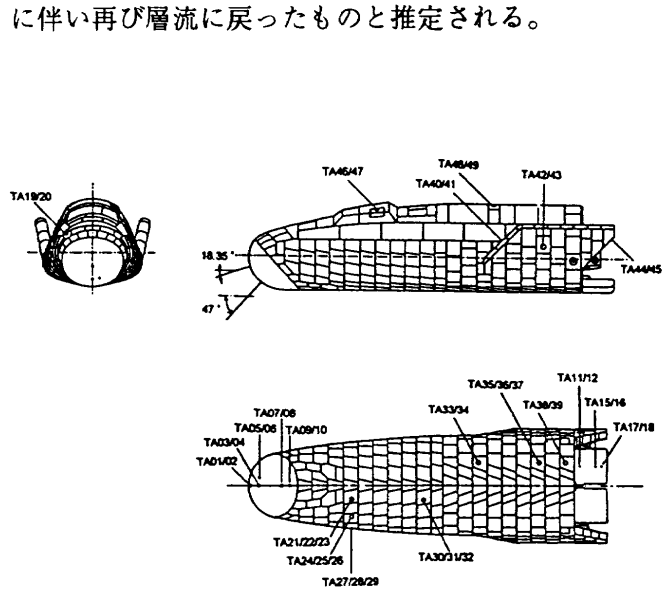


図8 空力加熱計測用温度センサ位置

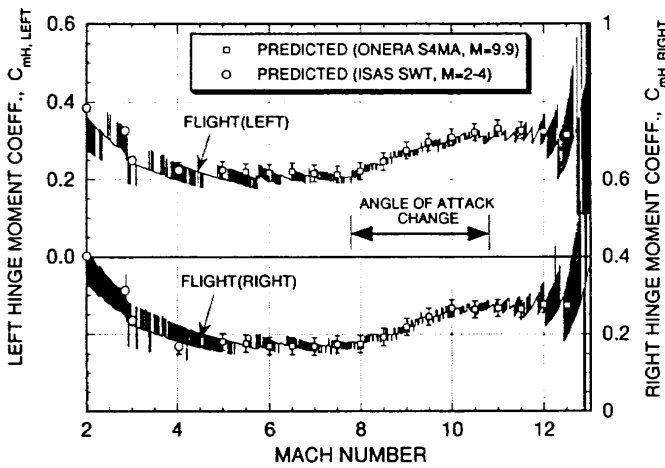


図7 エレボンヒンジモーメント係数 vs マッハ数

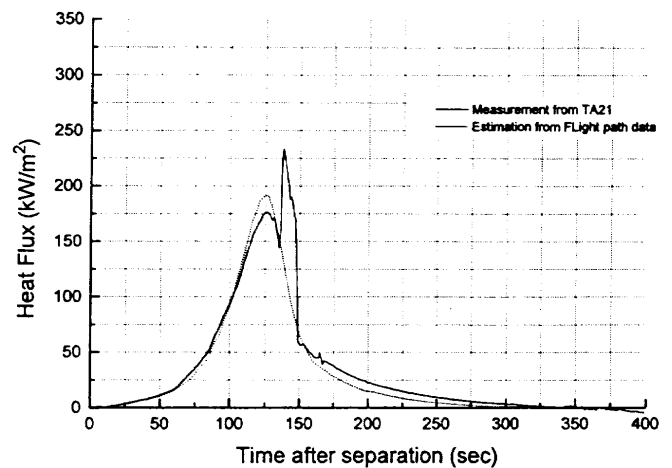


図9 TA21における空力加熱率の時間履歴

3.2 空力加熱計測データ<sup>5)</sup>

機体表面の空力加熱率を測定するために、49個の温度センサが実験機に搭載された(図8)。地上での加熱率較正試験により検証されたセンサ部の熱モデルを用いて、温度センサ出力より空力加熱率が推算された。

胴体下面のセラミックタイル部の温度センサ(TA21)出力より、空力加熱率を推算した結果を図9に示す。また、TA21における無次元化されたスタントン数と迎角の関係を図10に示す。分離後136secまでと150sec以降は、飛行結果はCFD解析結果および風洞試験結果とおよそ一致しているが、136~150secの区間は飛行結果の方が2倍程度加熱率が高くなっている。これはこの区間だけ境界層遷移が発生したことによると考えられる。HYFLEXの飛行では分離後約135secまでは一様流レイノルズ数が単調に増加するが、その後はレイノルズ数の変化は非常に小さい。そのため、136sec時点で一度遷移した境界層が迎角の減少

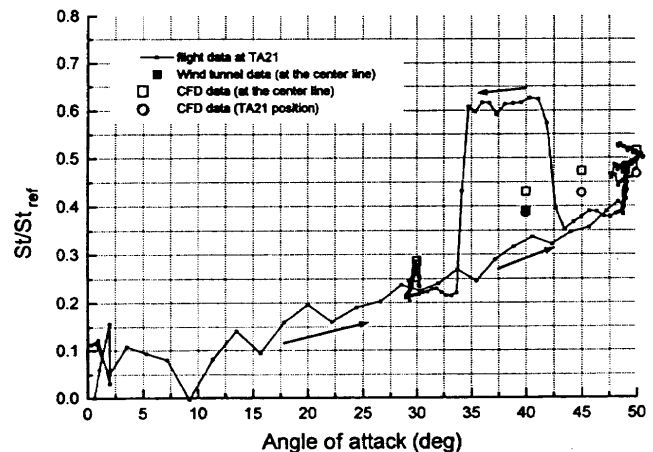


図10 TA21におけるスタントン数と迎角の関係

に伴い再び層流に戻ったものと推定される。

3.3 ADS (Air Data Sensor) 用圧力計測データ<sup>6)</sup>

飛行データの処理において、基準量として一様流動圧および対気姿勢（迎角、横滑角）が必要となる。HYFLEX においては、それらの量を機上の圧力計測により求める ADS の実験を行った。ノーズキャップに十字上にあけられた9点の圧力データから、ノーズ部の圧力が Modified Newtonian Theory に従うと仮定して動圧、迎角、横滑角を逆算した。

飛行中の迎角と動圧の ADS による推定値と機上の慣性航法ユニット (IMU) による推定値との比較をそれぞれ図 11,12 に示す。ADS と IMU による迎角の差は、圧力センサ精度が問題となる高高度領域（100sec 以前）を除き、1deg 以下の精度で一致している。動

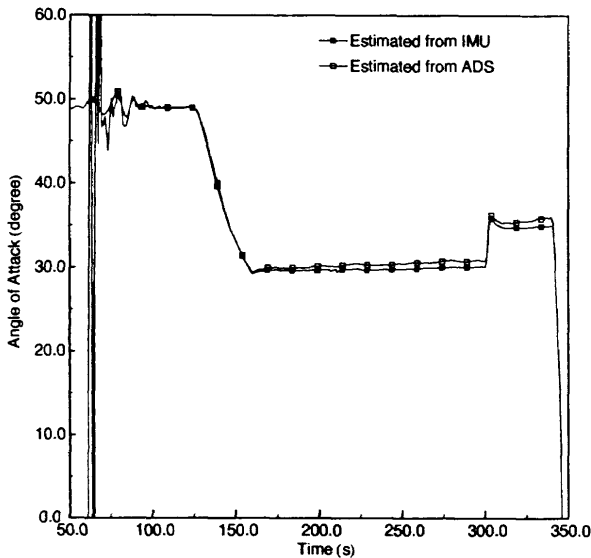


図 11 ADS と IMU により推定した迎角の比較

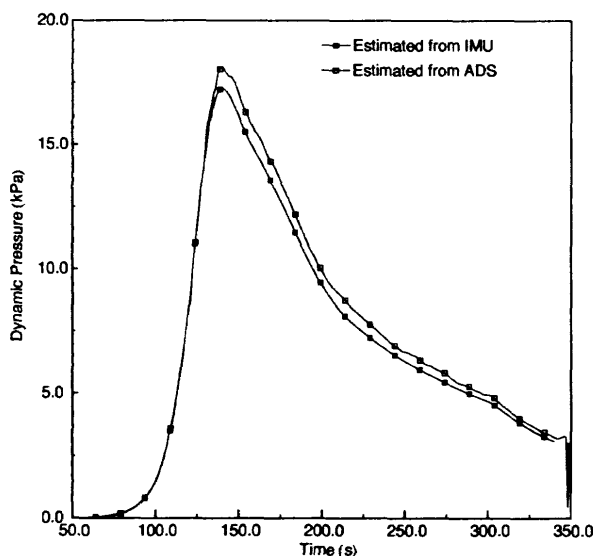


図 12 ADS と IMU により推定した動圧の比較

圧については、両者の差は5%程度である。迎角、動圧の真の値は不明であるが、両者の一致の程度から、HYFLEX で用いたタイプの ADS がマッハ数2以上の速度域で実用となる可能性があることが確認された。

3.4 RCS 空力干渉計測用圧力計測データ<sup>7)</sup>

極超音速揚力飛行体における重要な技術課題である姿勢制御用ガスジェット (RCS) と外部流との干渉問題を調べるため、安定翼側面に配置した実験計測用スラスト (図1参照) の周りの表面圧力を計測した。図13に圧力計測孔の位置を示す。

図14に、マッハ数12.6におけるRCS干渉による表面圧力係数の変化量を示す。また、圧力変化量の等高線図を図15に示す。干渉の影響によりスラストの前方 (PS13) および側後方 (PS17,18,19,21) の圧力が上昇し、スラスト後方 (PS14) の圧力が減少しているのがわかる。この流れ場は、2次元平板に垂直に噴射したジェットの周りの流れ場と定性的に類似したものである。また、ジェット干渉の関連パラメータの一つである運動量比を実飛行条件と合わせた極超音速風洞試験結果は、飛行結果とよく一致していることがわかる。ただし、さらにレイノルズ数の高い場合のジェット干渉の影響は、風洞試験結果により正しく模擬されておらず、今後境界層の状態 (層流/乱流) も考慮した検討が必要である。

3.5 機体周り電子密度計測データ<sup>8)</sup>

機体周りの電子密度を計測し、電離を含めたCFD解析コードの精度検証を行うことを目的として、リフレクタを搭載した。リフレクタとは、機上から電波を放射し、周りのプラズマ流により反射された電波の強度を測定することにより、機体周りの電子密度を計測する装置である。ただし、電子密度は空間的に一様ではないため、反射率から直接電子密度

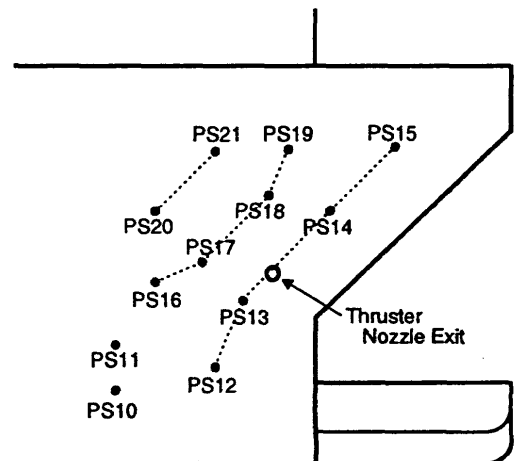


図 13 RCS 空力干渉計測用表面圧力計測孔位置

を知ることはできない。そこで、HYFLEXでは、実在気体CFD解析により得られた電子密度分布を用いて、マックスウェル方程式とプラズマ粒子の運動方程式を数値解析により解いて電波反射強度を推定するという方法を取った。

リフレクトメータの配置を図16に示す。周波数の異なる2基のリフレクトメータ(902.85MHz, 1676.5MHz)が胴体前方下面に搭載されている。図17に電波反射強度の時間履歴を示す。CFD解析結果に基づく2次元の電波反射強度解析に対して3次元効果の簡易的な補正を行った結果は、おおむね飛行結果と一致している。両者の差は電子密度に換算して最大2倍程度である。今後電波反射解析の3次元コードの開発を進め、更に精度よい検証を行う予定である。

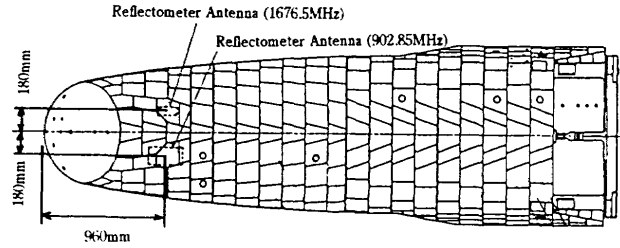


図16 リフレクトメータの搭載位置

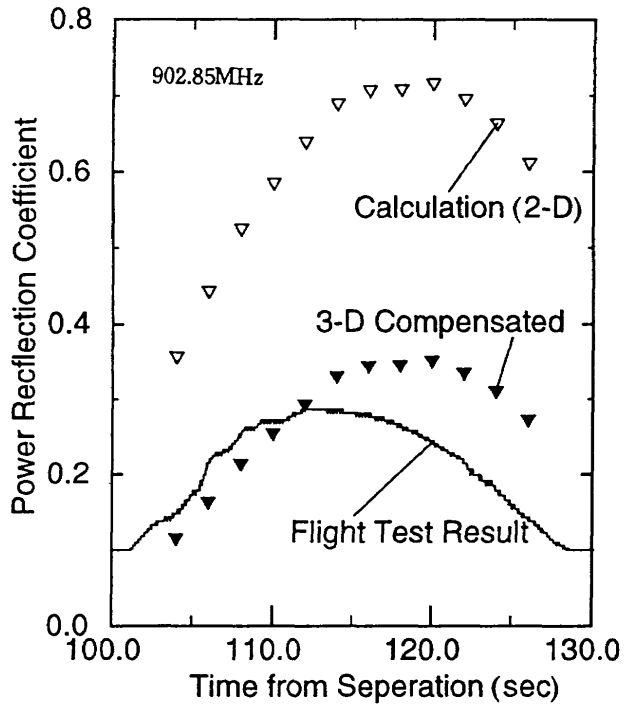


図17 リフレクトメータにより計測した電波反射強度の時間履歴

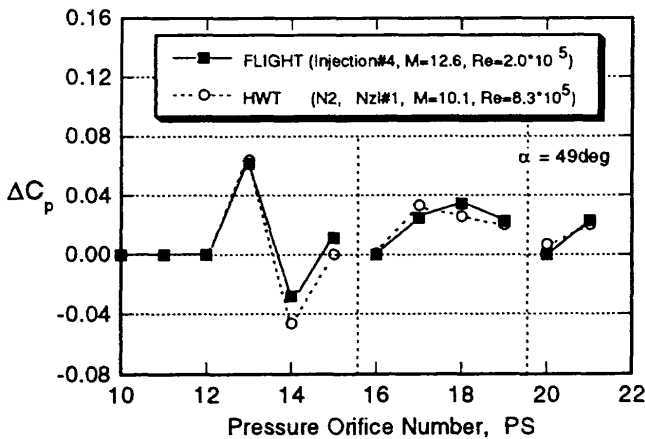


図14 RCS 干渉による表面圧力係数の変化 (M=12.6)

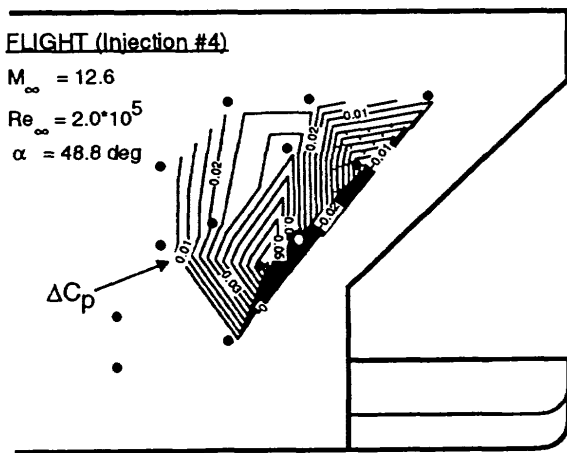


図15 RCS 干渉による表面圧力係数変化量の等高線図 (M=12.6)

#### 4. あとがき

HYFLEXで取得した空力関連の計測データとその現在(1996年7月)における解析状況について述べた。多くの貴重な飛行データが取得されており、現状はそれらを一通り眺め、予測値との簡単な比較を終えたという段階である。今後、飛行結果と予測値の差異等の解釈を十分に行ない、その成果を今後開発されるHOPE-XやHOPEの設計に反映して行きたいと考えている。

なお、今回紹介した内容は、NAL/NASDAにより構成されたHOPE研究共同チームHYFLEXサブグループのメンバーによるものである。

## 文 献

- 1) Shirouzu, M., Watanabe, S., and Suzuki, H. : A Quick Report of the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, 20th ISTS Paper 96-f-09, May 1996.
- 2) 滝沢実, 鈴木広一, 森戸俊樹 : HYFLEX の航法系および実飛行経路について, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996年7月.
- 3) Griffith, B.J., Maus, J.R., and Majors, B.M. : Addressing the Hypersonic Simulation Problem, J. Spacecraft, Vol. 24, No. 4, July-August 1987.
- 4) 渡辺重哉, 石本真二 : HYFLEX の空力特性評価, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996年7月.
- 5) 藤井啓介 : HYFLEX 飛行における空力加熱計測について, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996年7月.
- 6) 高木亮治, 滝沢実 : HYFLEX における ADS 計測, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996年7月.
- 7) 渡辺重哉, 高木亮治 : HYFLEX における RCS ガスジェット干渉実験, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996年7月.
- 8) 伊藤健, 高木亮治, 寺岡謙 : リフレクトメータによる機体まわりのプラズマ電子密度測定, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996年7月.