HYFLEX の空力特性^{*1}

渡 辺 重 哉^{*2}・石 本 真 二^{*3}
高 木 亮 治^{*2}

Key Words : Aerodynamic Characteristics, HYFLEX, Wind Tunnel Test, CFD

1. は じ め に

極超音速飛行実験機 (HYFLEX, Hypersonic Flight Experiment vehicle) は、日本で初めての揚力を利用して極超音速飛行を行う機体である。そのため空力特性の正確な予測が実験成功のかぎであった。特に、揚抗特性、安定性、舵面の効きの予測は、極超音速揚力飛行体を設計する上で重要な技術課題である。HYFLEX の三面図と主要な諸元を第1図に示す。HYFLEX の開発では、風洞試験とCFD (Computational Fluid Dynamics) 解析により、六分力特性やエレボンと呼ばれる空力舵面のヒンジモーメント、表面圧力分布を推定し、飛行経路や制御系、構

造系などの設計に用いた。開発における空力特性の予測が、研究目的の場合と異なる点は、いわゆるノミナル値だけでなく、設計で考慮すべき誤差幅 (不確定性) も見積もる必要があるということである。HYFLEX の場合、数少ない風洞試験から設計用の誤差を設定しなければならず、かつ、風試データと実飛行データの差異を評価した経験がこれまで全くなかったため、誤差の設定においてはさまざまな工夫が要求された。この誤差の設定法は必ずしも理論的・経験的に十分な根拠を持ったものではなく、実飛行データと比較することにより設定法の妥当性を評価することが、HYFLEX の重要な目的の一つであった。

飛行実験では、誤差も含めた空力特性の予測手法を検証するために、六分力 (基本特性、舵効き)、エレボンヒンジモーメント、表面圧力に関するデータを取得した。このうち、六分力データは、機体の速度、加速度、姿勢角、角速度、エレボン舵角などの計測結果から算出された。HYFLEX の飛行経路や姿勢はきわめて計画に近く、このことは空力特性の予測が十分に正確であったことを間接的に示しているが、ここでは、予測値と飛行結果を直接比較することにより、HYFLEX で用いられた空力特性の予測手法の妥当性を評価する。

表面圧力については、上に述べた空力特性予測技術の検証の目的他に、空気力学的な実験の見地から測定されたデータもある。実験の一つは機体ノーズ付近の圧力計測から、一様流に対する姿勢や動圧を推定する試みである。これは、極超音速飛行でのエアデータシステム (ADS, Air Data System) の可能性を調べることを目的としている。もう一つは、安定翼上の圧力計測からガスジェット空力干渉現象を解明しようという試みである。一般に、極超音速飛行では、空力加熱を抑えるために大きな迎角をとって飛行する必要から機体に隠れるラダーの効きを確保することが困難になるため、ガスジェット (RCS, Reaction Control System) を使って姿勢の制御が行われる。その場合、

著 者 紹 介

渡辺 重哉 (p. 627 参照)

石本 真二 (正会員)

昭和40年生。福島県出身。平成5年東京大学大学院工学系研究科航空学専攻博士課程修了。同年航空宇宙技術研究所入所。平成9年より宇宙開発事業団に転出。現在、宇宙輸送システム本部宇宙往還技術試験機プロジェクトチーム、宇宙往還機の飛行制御系の研究・開発に従事。AIAA 会員、博士 (工学)。

高木 亮治 (正会員)

昭和41年生。岡山県出身。平成3年京都大学大学院工学研究科航空工学専攻修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所に入所。現在極超音速、超音速流の数値シミュレーション技術の研究に従事。日本数値流体力学会会員。

^{*1} 平成8年10月28日、第40回宇宙科学技術連合講演会にて講演。平成9年5月14日原稿受理 Aerodynamic Characteristics of HYFLEX

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Shigeya WATANABE, Ryoji TAKAKI

^{*3} 宇宙開発事業団 Shinji ISHIMOTO

第1図 HYFLEX の三面図と主要諸元

外部流とジェットとの空力的な干渉により RCS の制御力が変化するという現象が発生する。このガスジェット空力干渉現象の RCS の効きへの影響の予測は、極超音速飛行体設計における重要な課題であるため、胴体後端突起部に配置した姿勢制御用の RCS スラスタとは別に、左右の安定翼側面に2基のヨースラスタを搭載し、事前のスケジュールに従って、本来の姿勢制御に影響を与えないように左右同時に噴射してガスジェット干渉による圧力分布の変化を調べることにした。

2. 六分力特性

2.1 飛行前の予測¹⁾ 六分力特性はおもに風洞試験によって予測し、姿勢制御系などの設計に用いた。第2図に示すように、HYFLEX の開発における風洞試験は、マッハ数2から10の範囲で行われた。この図には実際の飛行条件も示されているが、動圧が大きくなり空気が経路や姿勢の安定に影響を与え始めるのはマッハ数がおおよそ13以下になってからである。第2図から分かるように、風洞試験での迎角とレイノルズ数の範囲は、ほぼ飛行条件に対応している。極超音速領域での六分力特性は、フランス国立航空宇宙研究所 (ONERA) の S4MA 極超音速風洞で計測された。スケジュールや経費の制約により他の極超音速風洞による試験は実施しなかった。試験マッハ数は約10で、実際の最大飛行マッハ数よりもかなり低いが、これより速い領域でのマッハ数効果は小さいと考えられ、マッハ数10以上では空力特性はマッハ数に依存しないものとした。また、超音速域での六分力特性

第2図 実飛行と風洞試験条件の比較

は、富士重工業の高速風洞 (FHI HSWT) と宇宙科学研究所の超音速風洞 (ISAS SWT) で取得された。マッハ数4から10までの範囲では試験データがないが、この間の空力特性はスペースシャトルのマッハ数依存性を参考にして予測した。

2.2 予測値の不確定性¹⁾ HYFLEX の開発では、スペースシャトルの方法²⁾を参考として、空力特性の予測値に含まれる不確定性を推定した。スペースシャトルの開発では、多数の風洞、模型を使って試験を行い、データのばらつきからトレランス (tolerance) と呼ばれる誤差を定めた。また、過去の飛行試験結果

から、風洞試験と実飛行時の空力特性の差に相当するバリエーション (variation) と呼ばれる誤差を決めた。それに対して、HYFLEX では使用できる風洞や試験の数に限られたため、試験データのばらつきをスペースシャトルのような方法で統計的に調べることはできなかった。そこで、トレランスに代わる誤差として、天秤測定誤差などの想定される誤差源の積み上げから計測誤差を定めた。また、日本は過去に極超音速での実飛行データを持たず、バリエーションを独自に定めることも不可能であるため、スペースシャトルのデータを機体規模に応じて換算することにより、HYFLEX のバリエーションを求めた。さらに、HYFLEX では、RSS (Root Sum Square, 二乗和の平方根) 値をとることによって計測誤差とバリエーションをひとつにまとめ、設計で考慮すべき誤差として定めた。

2.3 飛行後の解析¹⁾ 縦の運動に関しては、ほぼ飛行の全域でトリム状態が成立していたと考えられ、空力特性の解析もトリム飛行時の空力係数を推算することに重点を置いた。安定微係数や舵効きは、つり合い状態からの運動が小さく、運動が急激なごく一部の領域を除いて算出することはできなかった。空力係数は、慣性センサユニット (IMU, Inertial Measurement Unit) から出力された機体軸方向の加速度を無次元化することによって求めた。無次元化に用いた動圧は、NOAA 極軌道衛星のデータから推定された大気特性³⁾に基づいており、機上の航法計算結果と精測レーダの追跡結果から再現した飛行経路に沿って推定されたものである。

横・方向の空力特性については、空力微係数の推定に重点を置いた。この解析は、いわゆる同定で、機体に加えられた操舵に対して、機上で計測された運動と計算機で再現された運動の差が小さくなるように、未知のパラメータを決めるものである。計算にはバンク角のマニューバを行う際に励起された運動を利用した。また、ここで用いたパラメータの推定法は、スペースシャトルの微係数推定でも実績のある最尤法 (maximum likelihood method) に基づくもの⁴⁾である。

2.4 縦の空力特性¹⁾ 垂直力係数、軸力係数、エレベータトリム舵角の飛行結果を第3図に示す。垂直力係数は風洞試験データと良く一致していることが分かる。その一方で、軸力係数には、マッハ数13以上と4以下で予測値の不確定性 (設計用空力誤差) の幅を超えるような差が見られる。高マッハ域での不一致は、スペースシャトルの飛行でも観測された粘性干渉効果が原因と考えられる。粘性干渉効果は、高マッハ

第3図 縦の空力特性

数、低レイノルズ数の領域で顕著となる効果で、境界層内での強い粘性効果による温度上昇に伴い粘性係数が大きくなり、摩擦抵抗が増加する。HYFLEX の飛行でも、粘性干渉効果が起こることは十分に予想されていたが、粘性干渉が顕著な領域では空力係数が小さく、飛行経路などにほとんど影響を与えないことから予測値には反映しなかった。粘性干渉効果を見積もる補正式として、スペースシャトルに対して提案された経験式⁵⁾が知られているが、HYFLEX の飛行により得られた軸力係数の増加も、機体形状の相違を考慮した若干の修正を行うことにより、この補正式に良く当てはまることが分かった。第4図に粘性干渉効果の補正を行った場合の予測値と飛行データの比較を示す。

低マッハ数域での軸力係数の不一致は、ベース圧の計測方法などに問題があったためと考えられる。ベース圧補正を行わず、風試データをそのまま予測値として使用すると、第3図の軸力係数の図に示すように両者の一致が良くなる。

第3図に示されたエレベータ舵角 (エレベータとしてエレボンを使用した場合の舵角) の予測値は、実際のマッハ数、迎角に対して設計用の空力データベースからトリム舵角を計算したものである。また、予測値の不確定性はピッチングモーメント係数の設計用空力誤差に対応している。マッハ数8以下では、飛行結果が予測値よりもわずかに上げ舵側にずれているが、こ

第4図 軸力係数に対する粘性干渉効果の影響

のずれの一部は飛行前の重心位置の測定誤差に原因があると考えられる(第3図の一点鎖線参照)。一方、マッハ数8以上での不一致は、不確定性の幅を大きく超え、最大で約3度に達している。この不一致の原因として重心位置測定誤差の他に、風洞試験におけるスティング干渉の影響や実飛行時の実在気体効果などが考えられるが、現時点では実在気体効果を含めたCFD解析結果が得られておらず、明確な結論は出ていない。

2.5 横・方向の空力特性¹⁾ 横・方向の安定微係数と舵効きの推定結果を第5図に示す。縦軸に示された空力微係数は標準的なものであるため記号の説明は省略する。ただし、 L_{YRCS} 、 N_{YRCS} は、左舷側の姿勢制御用ヨーRCSによって発生するローリングモーメントとヨーイングモーメントをそれぞれ示す。なお、推定結果に添えられたエラーバーは、そのパラメータが運動に与える影響の度合いから計算された推定誤差の目安である。

上反角効果、方向静安定、エルロン操舵の効き(エルロンとしてエレボンを使用した場合の効き)を表す4つの空力微係数は予測値の不確定性の範囲にほぼ含まれており、これらが非常に微小な運動から推定されたことを考えると予測と良く一致していると言って良い。このことは誤差を含めた空力データの予測が妥当なものであったことを示している。

姿勢制御用ヨーRCSの効きの絶対値は、真空中の推力から予測された値よりも、かなり大きな値が得られている。これは、ガスジェット干渉によりスラスト近傍の安定翼表面圧力が上昇したことが原因と考えられる。その結果、真空中推力を大幅に上回る実効推力が発生したものと推定される。このことは、ガスジェットに供給される窒素ガスの実飛行時の消費量が設計時の予測消費量よりもかなり少なかったこと、ガスジェット干渉計測用の圧力計測において姿勢制御用ヨーRCSの噴射に対応した表面圧力上昇が計測されたことによって裏付けられる。

第5図 横・方向の空力特性

3. エレボンヒンジモーメント

3.1 飛行前の予測 エレボンヒンジモーメント係数は、六分力特性と同様に、風洞試験結果に基づいて予測した。計測には、エレボンの付け根部に埋め込んだ小型のヒンジモーメント天秤を用いた。

3.2 飛行データの取得方法¹⁾ 飛行中のエレボンヒンジモーメントは、エレボンと電動アクチュエータをつなぐロッド(金属製の棒)上に取り付けられたひずみゲージの出力から算出した。こうして求めたヒンジモーメントには、空気力と機体の減速による慣性力の寄与分が含まれているが、風洞試験データとの比較を行うためには空気力のみによるヒンジモーメントを得る必要がある。そこで、機体の加速度データからエレボンに働く慣性力を求め、これによるヒンジモーメントを計測された全モーメントから差し引いた。HYFLEXのように大迎角で減速飛行を行う場合、エレボンに働く慣性力は舵面を下げる方向に作用するが、垂直加速度が大きい場合、この補正は重要である。HYFLEXでは、慣性力によるヒンジモーメントが、最大で空気力による寄与分の35%に達している。

第6図 エレボンヒンジモーメント係数

3.3 予測値と飛行結果の比較¹⁾ ヒンジモーメント係数の予測値と飛行結果の比較を第6図に示す。マッハ数5以上の予測値は、マッハ数9.9で計測した風洞試験データに基づいている。また、実飛行データの階段状の変化は、ひずみゲージの出力をA/D変換するときの分解能(1ビット)に対応する。左右のエレボンとも、飛行中に迎角や舵角が変化しているにもかかわらず、飛行結果は風洞試験データに基づく予測値と全飛行域で非常に良く一致している。一般に、風洞試験でヒンジモーメントを精度良く計測することは難しいと考えられるが、HYFLEXの試験では高精度の計測が行われたと言える。特に、マッハ数5以上での一致は良く、この領域ではヒンジモーメントのマッハ数依存性がきわめて小さいことが分かる。

4. 表面圧力

HYFLEXでは以下の項目を目的として機体表面圧力の計測を行った。

- ADS用圧力計測
- RCSガスジェット干渉実験
- 一般部圧力計測

第7図にHYFLEXにおける表面圧力計測位置を示す。

ここではこれら3つの圧力計測の概要について説明するとともに飛行前の予測、飛行試験の結果及びそれらの解析手法等について説明する。

4.1 飛行前の予測 構造設計に必要となる飛行前の表面圧力分布の予測は、Navier-Stokes方程式を用いた完全気体CFD解析⁶⁾により行った。飛行データとの比較のための風洞試験は飛行後に実施された。以下に示す風洞試験データはこのとき取得されたものである。風洞試験には、航空宇宙技術研究所大型極超音速風洞(NAL HWT; マッハ数10)、中型衝撃風洞

第7図 表面圧力計測位置

(NAL SHKT; マッハ数10)、吹出式超音速風洞(NAL SWT; マッハ数2~4)を使用した。

4.2 ADS計測⁷⁾ 一般に、誘導制御のための入力として、対気姿勢(迎角、横滑り角)や一様流動圧などの状態量を知る必要がある。また、飛行データの処理においても、基準量としてこれらの状態量が必要となる。これらの量は、大気モデルを仮定して慣性航法データに基づき推定することができるが、大気モデルに含まれる誤差や風による誤差が無視できない場合には、飛行しながら機上で逐次これらの量を正確に計測できるのが望ましい。HYFLEXでは、FADS(Flush Air Data System)と呼ばれる極超音速での厳しい空力加熱環境下においても有望と考えられるADSを搭載して、これらの諸量の推定を試みた。HYFLEXのFADSは、ノーズC/C(Carbon/Carbon)キャップ上に9つの圧力孔(第7図のPS01~09)を十文字状に配置したもので、計測された表面圧力を利用して対気姿勢などを推定する。圧力孔の位置は、設計時に修正ニュートン流を仮定して行った感度解析の結果によるもので、中央1点の他に、迎角、横滑り角の感度が良い外側と、動圧推定の精度が良い淀み点近傍に4点ずつ配置することにした。HYFLEXでは、実飛行時の誘導制御のためにADSの計測結果を用いないことから、飛行中は圧力計測だけを行い、動圧などの大気量の推定は飛行後に行った。計測した圧力データから迎角等を推定するロジックは、ノーズ部の圧力分布は修正ニュートン流に従うという仮定に基づいたもので、スペースシャトルのFADSで使用されたもの⁸⁾と同じである。

推定された飛行中の迎角と動圧の時間履歴を第8図、第9図に示す。これらの図中で黒い四角は慣性航法により算出した速度、高度、姿勢角に基づく推定値(以下、IMUデータと呼ぶ)、白い四角はADSによる推定値をそれぞれ示している。迎角の推定に関しては、圧力センサの精度が問題となる高高度領域(70 sec以前)を除き安定に推定できており、また、IMUデータとの差も最大で1度程度となっている。動圧の

第8図 迎角の時間履歴

第9図 動圧の時間履歴

推定に関しても、高高度領域を除けば安定に推定ができています。IMU データとの差は5%程度である。迎角、動圧の真の値は不明であるため単純に両者の優劣の比較はできないが、一般部圧力の計測結果と予測値の比較では、IMU よりも ADS による動圧を用いた方が良く一致するという結果が得られている。これに関しては、一般部圧力計測の所で詳しく述べる。

4.3 RCS ガスジェット干渉計測⁹⁾ ガスジェットと外部流の干渉現象に関する実飛行データを取得し、地上データに基づく予測手法を検証することを目的として、安定翼側面に配置した実験計測用スラスタ周囲の表面圧力を計測した。第10図に実験用スラスタ及び圧力計測孔の位置を示す。

第11図にマッハ数12.6におけるガスジェット干渉によるスラスタ周りの表面圧力係数の変化量を示す。干渉の影響によりスラスタの前方 (PS 13) 及び側後方 (PS 17, 18, 19, 21) の圧力が上昇し、スラスタ後方 (PS 14) の圧力が減少しているのが分かる。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剝離衝撃波を伴う流れ場と定性的に類似なものである。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分かる。このことは、ジェット干渉のローリング及びヨーイングモーメントへの影響を運動量比をパラメータとして

第10図 RCS スラスタ及び圧力孔位置

第11図 ガスジェット干渉による表面圧力係数の変化 ($M=12.6$)

整理した第12図においても明らかであり、HYFLEX の RCS の場合、低レイノルズ数領域では運動量比が適切な相関パラメータであることが分かる。ただし、さらに動圧の高い高レイノルズ数領域では両者の一致は良くなく (例えば、第12図の一番左の飛行データ)、これは飛行条件と風洞試験条件でスラスタ周りの境界層の状態 (層流/乱流) が異なることが主な原因と推定している。

4.4 一般部圧力計測¹⁾ 設計ツールである風洞試験やCFD解析の検証と、基本的な空力データの取得を目的として機体後端面、エレボンヒンジの直上流部を含む機体表面圧力を合計8カ所計測した。第13図、第14図に、圧力係数に関する風洞試験結果、CFD解析結果 (完全気体 Navier-Stokes)、飛行データの比較を示す。第13図はIMUデータから推定した動圧を無次元化のための基準量として用いた場合、また、第14図はADSデータから推定した動圧を用いた場合を示す。飛行データの計測精度、分解能が不十分のため正確な比較はできないが、飛行データは風洞試験、CFD解析ともおおむね良く一致している。特に、動圧としてADSによる推定値を用いた場合、非常に

第12図 ローリング及びヨーイングモーメント係数に対するガスジェット干渉の効果 (相関パラメータ: 運動量比)

第13図 機体中心線上の圧力係数分布 (IMU データによる推定動圧を用いた場合)

第14図 機体中心線上の圧力係数分布 (ADS データによる推定動圧を用いた場合)

良い一致を示した。このことは、マッハ数2以上の速度域で HYFLEX で用いたタイプの ADS が有望であることを示唆している。

5. おわりに

HYFLEX で得られた飛行データと飛行前の予測値との詳細な比較を通じて、HYFLEX の開発において使用した超/極超音速領域での空力特性予測手法がほぼ適切なものであったことが確認された。日本においては極超音速での揚力飛行はこれが初めてであり、かつ非常に限られた風洞試験、CFD 解析に基づいた予測であったことを考え合わせると、この成果はきわめて貴重なものと言える。一方、軸力係数、トリム舵角、ガスジェット干渉など、予測値との間に想定した不確定性以上に相違が見られた特性もある。このような予想と異なるデータこそ飛行試験により得られる最も重要な教訓であり、今後とも風洞試験、CFD 解析などを行って原因の究明を続け、予測技術を改良して行く必要がある。また、極超音速飛行でも ADS によってかなり精度良くエアデータを計測できることが実証されたことや、ガスジェット空力干渉に関する貴重な実飛行データが得られたことも大きな成果である。

HYFLEX では、機体の開発や飛行実験を通して、空力特性の予測、空力誤差の設定、飛行データの解析などの貴重な技術経験を得ることができた。今後は、これらの経験・教訓を宇宙往還機的设计に有効に生かしていくことが重要であると考えられる。

参考文献

- 1) Watanabe, S., Ishimoto, S. and Yamamoto, Y.: Aerodynamic Characteristics Evaluation of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle Based on Flight Data, AIAA Paper 96-4527 (1996).
- 2) Young, J. C. and Underwood, J. M.: Development of Aerodynamic Uncertainties for the Space Shuttle Orbiter, J. Spacecraft, 20 (1983), pp. 513-517.
- 3) 白水正男, 末松俊二, 山本一二三: NOAA 極軌道衛星データに基づく上層大気の推定について, 航空宇宙技術研究所資料 NAL TM-700 (1996).
- 4) Iliff, K. W. and Shafer, M. F.: Extraction of Stability and Control Derivatives from Orbiter Flight Data, NASA TM-4500 (1993).
- 5) Griffith, B. J., Maus, J. R. and Best, J. T.: Explanation of the Hypersonic Longitudinal Stability Problem—Lessons Learned, NASA CP-2283 Part 1 (1983), pp. 347-379.
- 6) Yamamoto, Y., Wada, Y. and Yoshioka, M.: HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis Part II, AIAA Paper 95-2274 (1995).
- 7) Takaki, R. and Takizawa, M.: ADS Measurement of HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment), AIAA Paper 97-0193 (1997).
- 8) Wolf, H., Siemers III, P. M. and Flanagan, P. F.: Shuttle Entry Air Data System Concepts Applied to Space Shuttle Orbiter Flight Pressure Data to Determine Air Data—STS 1-4, AIAA Paper 83-0118 (1983).
- 9) Watanabe, S., Takaki, R. and Yamamoto, Y.: RCS Gas-Jet Interaction in the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, AIAA Paper 97-0524 (1997).