

極超音速統合制御実験機の横方向空力特性評価

Lateral Aerodynamic Characteristics Evaluation of High-Mach Integrated Control Experimental Vehicle

○東野嵩（早稲田大学大学院），手塚亜聖（早稲田大学），田口秀之，廣谷智成，
本郷素行，古賀星吾（宇宙航空研究開発機構）

Shu Higashino, Asei Tezuka (Waseda University), Hideyuki Taguchi,
Tomonari Hirotoni, Motoyuki Hongoh, Seigo Koga (JAXA)

1. 緒論

将来の極超音速旅客機やスペースプレーンの実現に向け、わが国では極超音速ターボジェットエンジン[1]や極超音速旅客機概念の検討が進められてきた。極超音速飛行においては、機体とエンジンの相互作用が強く、実飛行環境における機体推進統合制御技術の検証は必要不可欠である。そこで、現在極超音速統合制御実験 HIMICO(HIGH-Mach Integrated Control experiment)が検討されている[2]。この実験では S-520 観測ロケットを用いて実験機を打ち上げ大気圏に再突入後、エレボン操舵により機体を高迎角に保つことで軌道の引き起しを行い、極超音速エンジン実験を行う。試験概要を図 1 に示す。

この実験に向けて、簡易的手法を用いた最適化解析により機体形状や飛行軌道[3]、エレボン操舵の有無による縦空力特性の評価[4]については検討が行われてきた。本研究では、最適化解析によって得られた形状を基に、横方向空力特性について、これまで用いられてきた簡易的な空力推算手法(Local Surface Inclination 法)の妥当性について、極超音速風洞実験および、高精度な CFD 解析(FaSTAR)を用いて検証し、さらに横方向空力特性の評価を行った。

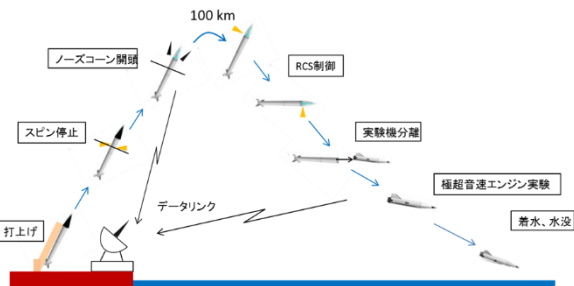


図 1 HIMICO 試験概要

2. 極超音速統合制御実験機の概要

本研究で使用した機体形状を図 2 に示す。この形状は、S-520 観測ロケットへの搭載、機体への実験機器の搭載、飛行軌道のすべてを満たし、試験時間を最長化するように、簡易的な空力推算手法を用いた最適化手法[3]により得られた形状である。機体重心位置は機首から全長の 57.0%位置とした。空力基準面積は全機投影面積を用いた。

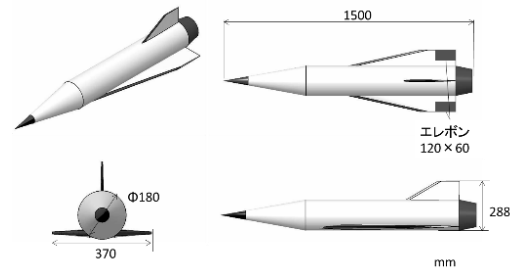


図 2 機体形状

3. 簡易的な空力推算手法

本研究では、簡易的な空力推算手法として、東京大学大学院航空宇宙工学専攻土屋研究室が開発したプログラム[5]を使用して空力推算を行った。本研究における速度域では、主に Local Surface Inclination(LSI)法を適用し圧力係数を推算し、別途、剥離領域の圧力係数推算、摩擦力推算を行う。マッハ 5 程度において LSI 法は、パネル化された機体表面について、各パネル間の空力的な相互干渉は考慮せず、主流とパネルの角度より、圧縮側には Tangent Cone 法[6]、膨張側には Prandtl-Meyer 膨張流理論を用い圧力係数を推算する手法である。また、流れが剥離する領域である胴体ベース面の圧力係数はベース圧補正を行

った風洞実験結果と比較するため、0と仮定した。摩擦力は機体表面全域において、全面乱流であると仮定し van Driest の手法[7]を適用した。この手法は、高精度な CFD 解析に対し精度は劣るものの、短時間で解析でき、多数の形状を検討し最適化解析を行えるという利点がある。図 3 に機体表面パネル分割例を示す。

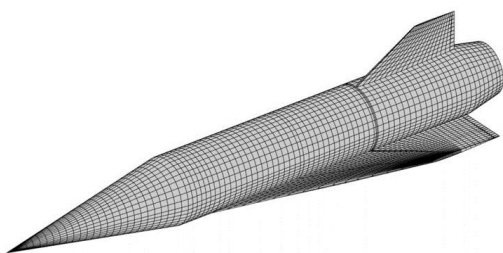


図 3 機体表面パネル分割例

4. 風洞実験および高精度な CFD 解析

4. 1 風洞実験手法

風洞実験は、JAXA 調布航空宇宙センター0.5m 極超音速風洞[8]にて実施された。実験における計測項目は、天秤による6分力計測である。実験条件を表1に示す。胴体ベース面の圧力計測をベース面から1.5mmの上下2点で行い、計測された圧力値を用いて、ベース圧補正を行った。実験模型は実機の25%スケールとした。実験模型を図4に示す。

本実験では、曲がりスティングを使用しており、JAXA 調布航空宇宙センター0.5m 極超音速風洞では、ピッチ角のみの変角しか行えないため、横滑り角の目標値(5度)に対し、目標値近傍で大きく変化しない条件設定で実験を行った。そのため、レーザーを用いた横滑り角の実績値の同定を行った。同定結果を図5に示す。

表 1 実験条件

マッハ数	5.1
全圧[Mpa]	1.0
全温度[K]	700
迎角[deg]	0~30
横滑り角[deg]	5 近傍



図 4 実験模型

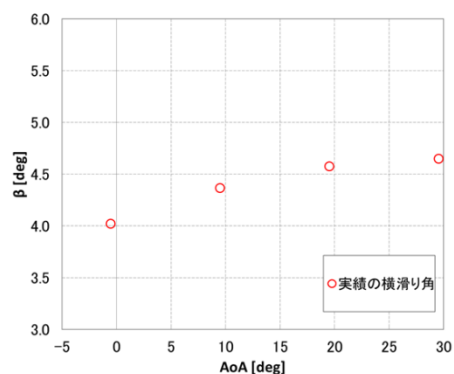


図 5 実績横滑り角

4. 2 高精度な CFD 解析手法(FaSTAR)

高精度な CFD 解析では、JAXA 数値解析技術研究ユニットが開発した高速流体ソルバ FaSTAR[9]を使用した。支配方程式に Navier-Stokes 方程式、乱流モデルには Spalart-Allmaras を用い、時間積分には LU-SGS 法、非粘性流束には HLLW を用いた。また、自動格子生成ソフト HexaGrid を用いて格子を作成した。セル数は約 3900 万点程度とした。数値解析の実行に当たっては JAXA スーパーコンピュータ JSS2 を用いた。図6に計算格子例を示す。

ベース圧補正を行った風洞実験結果と比較するため、機体を部位別に解析し全体の空力係数からベース面のみ空力係数を引くことで、空力係数を算出した。

解析条件は、0~20度の5度刻み、横滑り角5度の解析を行った。

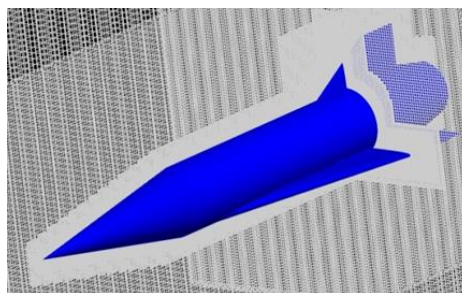
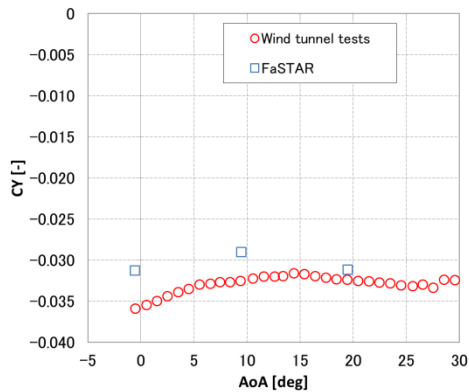


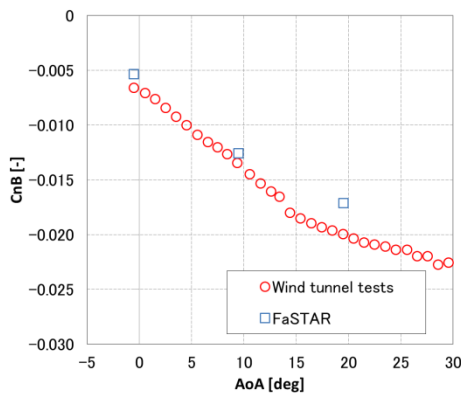
図 6 FaSTAR 解析の格子例

4. 3 FaSTAR 解析結果の検証

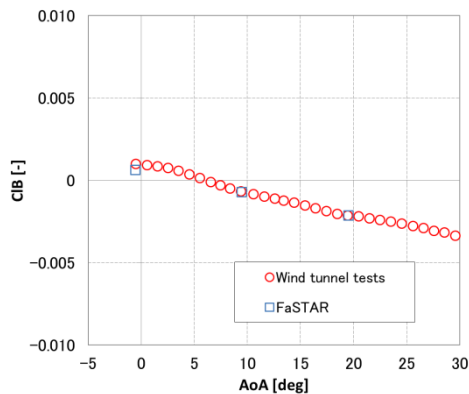
FaSTAR 解析結果の有効性検証のため、図 5 の実績横滑り角における FaSTAR 解析の横方向 3 分力を図 7 に示す。風洞実験結果と FaSTAR 解析結果は、比較的良好に一致する。そのため、LSI 解析の比較と考えた場合、FaSTAR 解析は風洞実験と同等に扱えると考えられる。



(a) 横力係数



(b) ヨーイングモーメント係数



(c) ローリングモーメント係数

図 7 横方向 3 分力特性

(FaSTAR 検証・実績横滑り角)

5. 空力特性評価

5. 1 LSI 解析結果の検証

横滑り角 5 度における、横方向 3 分力特性を図 8 に示す。ただし、4.1 でも述べた通り、風洞実験では図 5 より、厳密には横滑り角は 5 度ではない。

横方向 3 分力の FaSTAR 解析による部位別解析結果を図 9 に示す。迎角 0 度における FaSTAR 解析による、圧力係数分布を図 10、流線分布を図 11、垂直尾翼前縁中央近傍断面の機体周囲圧力係数分布を図 12、風上側主翼断面(模型寸法で胴体中心から幅方向 30mm 位置)の機体周囲圧力係数分布を図 13 に示す。迎角 20 度における、圧力係数分布を図 14、風上側主翼断面(図 13 と同じ位置)の機体周囲圧力係数分布を図 15 に示す。

LSI 解析の迎角 0, 20 度の圧力係数分布を図 16, 17 示す。

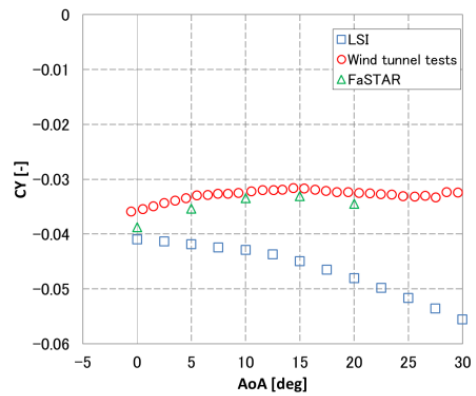
LSI 解析結果は、図 8 より、横力係数については、高迎角になるほど実験結果より絶対値が大きくなる。ヨーイングモーメント係数が低迎角では、実験結果より絶対値が大きく、高迎角では絶対値が小さいことを確認した。ヨーイングモーメント係数は実験結果と定性的には一致しないものの方向静安定が得られていないという結果は得られている。ローリングモーメント係数については、低迎角では差が大きく高迎角では差が小さくなる。

迎角 0 度において、FaSTAR 解析と LSI 解析の機体表面圧力係数分布を比較すると、LSI 解析の方が垂直尾翼風上側の圧力係数と風上側主翼(主翼右)上面の圧力係数が低いことがわかる。まず、垂直尾翼の影響について考える。図 9 の FaSTAR 解析による部位別解析結果より、垂直尾翼は迎角 0 度において、横方向 3 分力への影響が大きいことがわかる。図 11 の流線分布より、風上側において、胴体側面の流れが剥離し、垂直尾翼で生じる衝撃波と干渉していることが確認される。これは、横滑り角正の場合、機体側面風上側が高圧となり、圧力の低い機体側面風下側へ向かう流れが生じるため、その流れと垂直尾翼で生じる衝撃波と干渉し垂直尾翼風上側の圧力係数が上昇したと考えられる。また、図 12 より胴体と

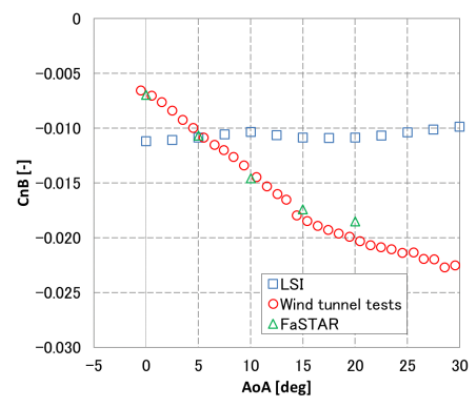
主翼から生じる衝撃波により、垂直尾翼風上側周囲の圧力係数が上昇し、垂直尾翼風上側の圧力係数が上昇したと考えられる。以上 2 つの要因により FaSTAR 解析において、垂直尾翼風上側の圧力係数が高くなったと考えられる。垂直尾翼の影響が大きい場合、負のローリングモーメント係数が大きいはずだが、FaSTAR 解析結果では機体全体において正である。部位別解析結果より、風上側主翼(主翼右)の正のローリングモーメント係数が大きいことがわかる。図 10 の圧力係数分布より風上側主翼(主翼右)上面の圧力係数が高く、下面より高压であることがわかる。これは図 13 より、胴体と主翼前縁からの衝撃波により、主翼上面の方が下面より周囲の圧力係数が上昇したため、上面の圧力が下面よりも高くなり、正のローリングモーメント係数が大きくなったと考えられる。よって、FaSTAR 解析では、垂直尾翼風上側の圧力が LSI 解析より高いにも関わらず、風上側主翼(主翼右)の影響によりローリングモーメント係数が正になったと考えられる。一方で、LSI 解析では、衝撃波干渉や、周囲流を考慮しないため、垂直尾翼風上側と風上側主翼(主翼右)の圧力係数が FaSTAR 解析より低くなり、ヨーイングモーメント係数が迎角 0 度において実験結果より絶対値が大きく、ローリングモーメント係数が負になったと考えられる。

迎角 20 度において、FaSTAR 解析と LSI 解析の機体表面圧力係数分布を比較すると、主翼上面と胴体の主翼取付け部における圧力係数は LSI 解析の方が FaSTAR 解析より大きいことがわかる。FaSTAR 解析においては、図 15 より主翼上面と胴体の主翼取付け部は主翼の陰に入るため、影の領域は周囲の圧力係数が低く、主翼と胴体と主翼取付け部の圧力係数が小さくなったと考えられる。一方で、LSI 解析では、胴体ごとに解析を行うため、胴体と主翼との干渉を考慮しないために、本来なら主翼の陰に入る領域でも圧力係数は高くなってしまう。その結果、重心後方の圧力係数が LSI 解析の方が FaSTAR 解析より大きくなり、ヨーイングモーメント係数が 0 に近く、横力係数の絶対値も大きくなったと考えられる。

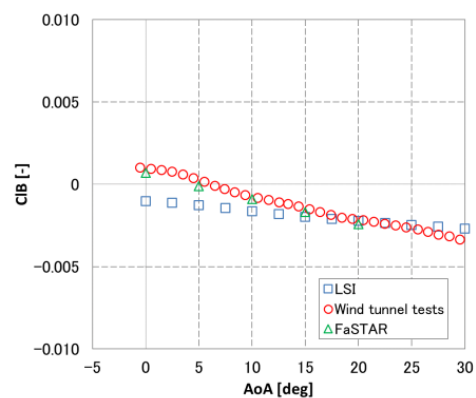
以上より、垂直尾翼と胴体や主翼と胴体から生じる衝撃波や表面流の干渉を考慮しない LSI 解析は、横滑り角を有する場合の詳細な検討には適さないと考えられる。



(a) 横力係数

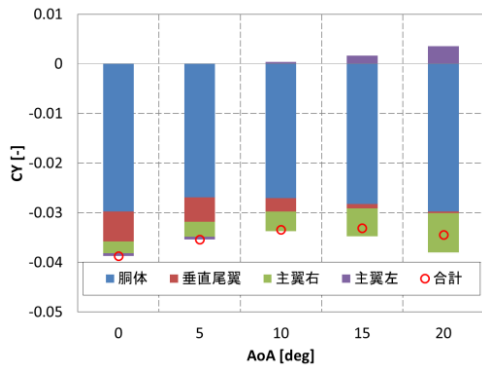


(b) ヨーイングモーメント係数

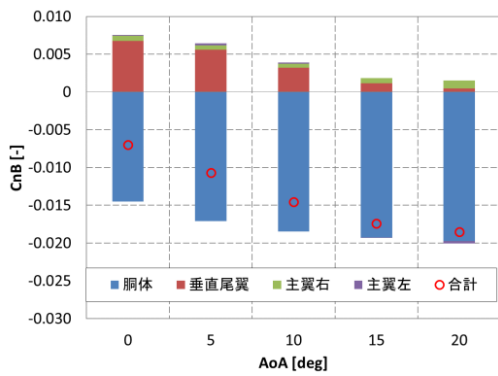


(c) ローリングモーメント係数

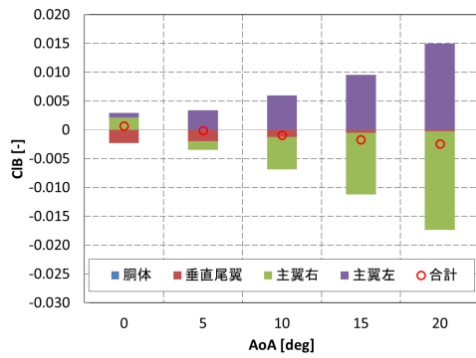
図 8 横方向 3 分力特性 (LSI 検証)



(a) 横力係数



(b) ヨーイングモーメント係数



(c) ローリングモーメント係数

図9 部位別解析結果(FaSTAR)

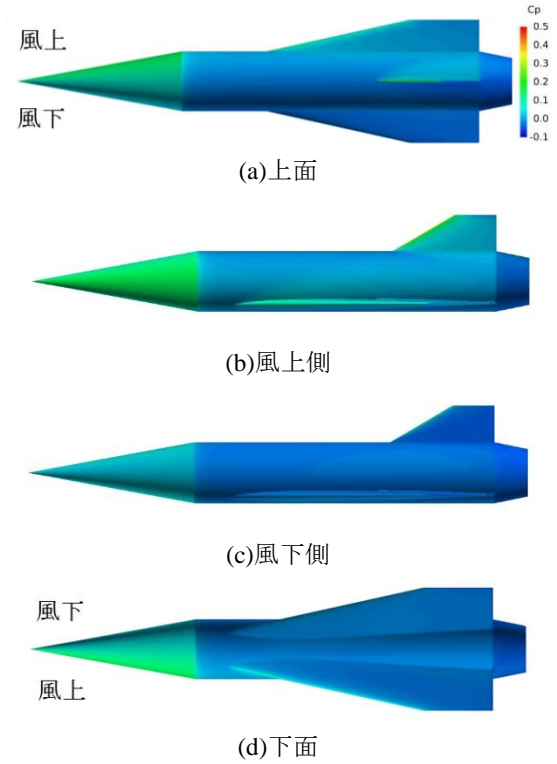


図10 機体表面圧力係数分布 (FaSTAR・迎角0度)

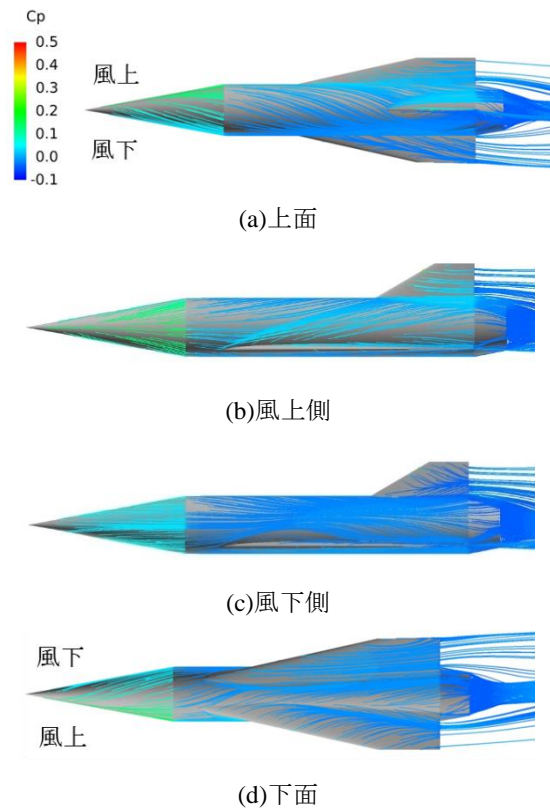


図11 流線分布(FaSTAR・迎角0度)

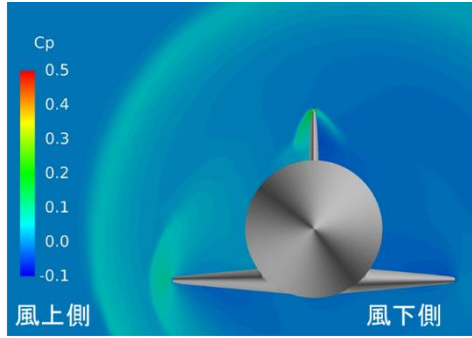


图 12 垂直尾翼前縁中央近傍断面・機体周围压力系数分布(FaSTAR・迎角 0 度)

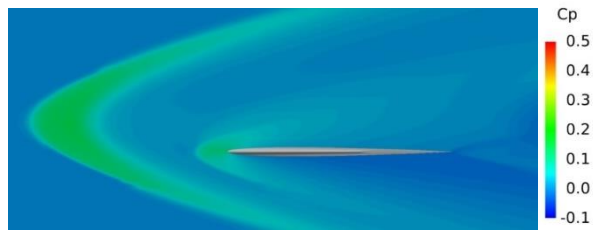
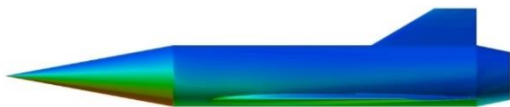


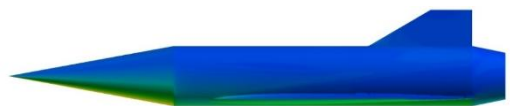
图 13 風上側主翼断面・機体周围压力系数分布 (FaSTAR・迎角 0 度)



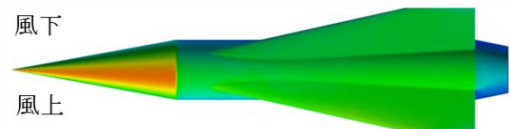
(a)上面



(b)風上側



(c)風下側



(d)下面

图 14 機体表面压力系数分布 (FaSTAR・迎角 20 度)

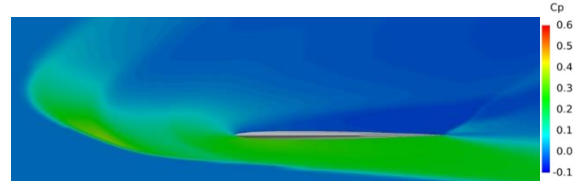
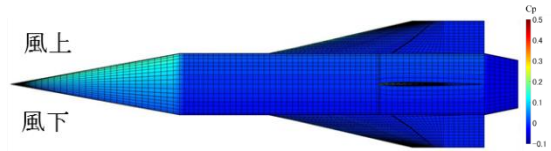
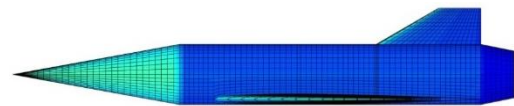


图 15 風上側主翼断面・機体周围压力系数分布 (FaSTAR・迎角 20 度)



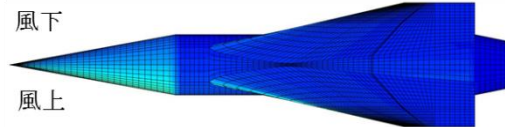
(a)上面



(b)風上側



(c)風下側



(d)下面

图 16 機体表面压力系数分布 (LSI・迎角 0 度)

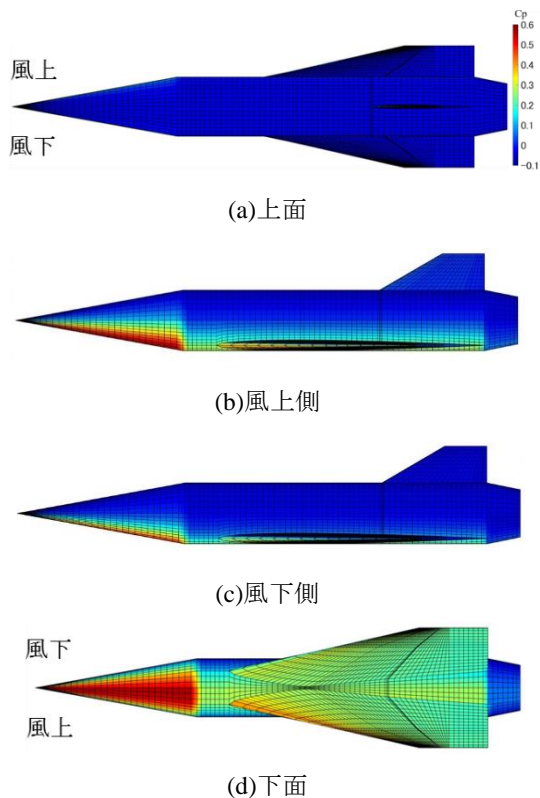


図 17 機体表面圧力係数分布 (LSI・迎角 20 度)

5. 2 実験機の横方向空力特性評価

図 7 の風洞実験結果において、全迎角でヨーイングモーメント係数は負であり、極超音速統合制御実験機は方向静安定が得られていないことがわかる。図 9 の FaSTAR 解析による部位別解析結果より、胴体による負のヨーイングモーメント係数の影響が非常に大きいことがわかる。これは、ロケットノーズコーンの制約により垂直尾翼を大きくできないこと、搭載機器の制約により胴体の体積を大きくするため先細り部を長くできず重心前方での力が大きくなること为主要な要因となり、胴体の負のヨーイングモーメント係数の影響が大きくなったと考えられる。

6. 結論

極超音速統合制御実験機の横方向空力特性について、LSI 解析の妥当性を風洞実験及び FaSTAR 解析を用いて行い、さらに横方向空力特性評価を行った結果、以下の結論を得た。

1. 横方向 3 分力特性、特に極超音速統合制御実験機のように胴体が大きく方向静安定が得られない形状では、LSI 解析で方向静安定が得られないという結果は得られるものの、詳細な検討には適さないことを確認した。

2. 極超音速統合制御実験機は現状の形状では、横滑り角を有する場合、方向静安定が得られていないことを確認した。

謝辞

東京大学大学院航空宇宙工学専攻土屋研究室、土屋武司教授、藤川貴弘氏には LSI 解析を使用するにあたりご支援頂いた。また、宇宙航空研究開発機構の村上桂一氏、橋本敦氏、石田崇氏には FaSTAR を使用するにあたりご支援を頂いた。ここに謝意を表す。

参考文献

- [1] 田口秀之, 原田賢哉, 本郷素行, 小林弘明, 正木大作, 西田俊介, “極超音速ターボジェット機の飛行模擬環境試験,” 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2014
- [2] 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋, 富岡定毅, 小林弘明, 小島孝之, 藤川貴弘, 天野雄祐, “S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験(HIMICO)計画,” 宇宙科学技術連合講演会, 2015.
- [3] 藤川貴弘, 要田大輔, 森田直人, 土屋武司, 田口秀之, 東野嵩, 手塚亜聖, “S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験(HIMICO)における飛行軌道設計,” 宇宙科学技術連合講演会講演集, 2015.
- [4] 東野嵩, 手塚亜聖, 田口秀之, 廣谷智成, 本郷素行, 古賀星吾, “極超音速統合制御実験機の空力特性評価,” 第 53 回飛行機シンポジウム講演集, 2015.

[5]Tsuchiya, T., Takenaka, Y., Taguchi, H.,
“Multidisciplinary Design Optimization for Hypersonic
Experimental Vehicle,” AIAA Journal, Vol. 45, No.7, pp.
1655-1662, 2007.

[6]Pittman, J. L., “Application of Supersonic Linear
Theory and Hypersonic Impact Methods to Three
Nonslender Hypersonic Airplane Concepts at Mach
Numbers From 1.10 to 2.86,” NASA Technical Paper
1539, 1979.

[7] White, F. M., “Viscous Fluid Flow,” McGraw-Hill,
second edition, 1991.

[8] 津田尚一, 小山忠勇, 平林則明, 渡利實, 藤井啓
介, 関根英夫, 中村晃祥, 木伏淳子, “0.5m 極超音
速風洞におけるマッハ5およびマッハ7 AGARD-B
標準模型試験,” JAXA-RM-09-001, 2009.

[9] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀,
ラファール・パウルス, “高速な非構造格子流体ソルバ
FaSTARの開発,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63,
No.3, pp.96-105, 2015.