

414 ATREX 飛行実験機の飛行性能解析

Flight Performance Analysis of the Flight Demonstrator for the ATREX Engine

○学 木村 博幸(室蘭工大・院) 正 溝端 一秀(室蘭工大) 正 杉山 弘(室蘭工大)

Hiroyuki KIMURA, Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA,

Dept. of Mechanical Systems Eng., Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585 JAPAN

Key Words: Reusable Space Transportation System, Space Plane, ATREX Engine, Flight Trajectory Calculation

1. 研究背景・目的

我が国独自の再使用型宇宙輸送システムとして2段式スペースプレーンの開発が提唱されている。その推進器として、1段目に空気吸込み式エンジン、2段目には再使用型ロケットエンジンの搭載が計画されている。1段目推進器には、地上静止状態から極超音速までの広い速度範囲で有効に作動することが要求される。現段階で有力視されているのが Expander-Cycle を利用したエアターボラムジェットエンジン(ATREX Engine)である。これは、低速飛行ではファンによって空気を吸入圧縮し、高速飛行では空気流のラム圧によって空気を圧縮する方式のタービン複合エンジンであり、高度30[km]に達するまでにマッハ6まで加速できるとされている。ファンを回転させる駆動力は燃料(液体水素)の気化膨張仕事より得る(Expander-Cycle)。1986年より宇宙科学研究所(ISAS)によって研究開発が進められ、1994年には地上燃焼試験が行われた。また同年に飛行実験が立案され、1998年からは具体的な飛行実験機の空力形状の設計が行われている⁽²⁾。

そこで本研究では、極超音速空力特性の近似推算法と極超音速飛行実験機(HYFLEX)の実飛行データを利用してATREX飛行実験機の空力特性を推算する。その結果を利用して飛行シミュレーションを行い、実験機の飛行経路と飛行特性を予測する。そして将来的には、機体の空力形状の再設計、及び機体重量の再見積り等による飛行実験機諸元の最適化を目指す。

2. ATREX 飛行実験機の機体形状

ATREX飛行実験機の機体形状案の三面図^{(1), (2)}をFig. 2.1に示す。また、空力特性推算のための機体表面メッシュをFig. 2.2に示す。

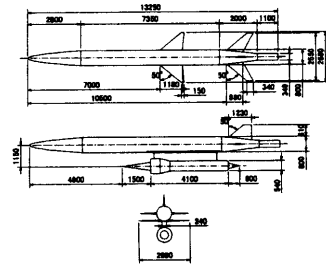


Fig. 2.1 A configuration of the ATREX flight demonstrator.

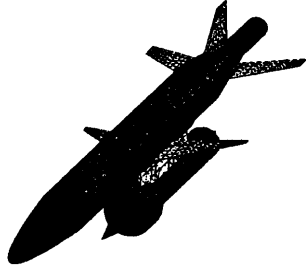


Fig. 2.2 Meshes for aerodynamics evaluation (13,034 elements).

3. 大型メッシュデータ生成のための可視化システム

大型のメッシュデータを手作業で作成する場合、ミスデータの発生を防止することが肝要である。そこで、メッシュデータ作成のための支援として、可視化システムを作成した。その主な機能は次の通りである。
①要素と頂点及び分割線の3次元描画、②キー操作による3次元座標変換、③要素の表と裏の別カラー表示、④一様流方向からの可視面と不可視面の別カラー表示。このシステムの開発・適用により、直感的・視覚的にミスデータの発見・修正が可能になり、空力特性解析結果の信頼性向上が期待される。この可視化システムは今後の機体形状再設計の高効率化にも有用である。また、自作プログラムなので、今後自由に機能拡張することが可能である。

4. 空力特性の解析

4.1 Newtonian Approximation による極超音速域空力特性の推算

極超音速域における飛行体の空力係数の推算法として Newtonian Approximation^{(4), (5)}を利用する。この理論は、流体粒子がくさびに衝突したとき、流体粒子のくさび表面に垂直な方向の運動量成分は失われるが、接線方向の運動量成分は保存される、というニュートンの流体モデルに基づく。しかしこの流体モデルでは、亜音速から超音速域の流れに対しては正確な解が得られない。一方、極超音速流れ中のくさび周辺の流れを想定すると、衝撃波前方の流れは一様流に平行であり、

衝撃波後方ではくさび表面に平行である。マッハ数が増加すると衝撃波はくさび表面に接近し、 $M_\infty \rightarrow \infty$ では衝撃波角とくさび傾斜角が一致する。よって一様流がくさび表面に直接衝突してくさび表面に沿って流れると仮定できる。これはニュートンの流体モデルと一致する。このことから、極超音速流れが局所傾斜平面に及ぼす力を推算する上ではこの Newtonian Approximation は有効な近似推算法であるといえる。

メッシュ分割された機体形状(Fig. 2.2)について、一様流速度ベクトル \vec{V}_∞ と面積要素*i*の法線ベクトル \vec{n}_i から \vec{V}_∞ に対する面積要素*i*の傾斜角 α_i を式(4.1)のように得る。この面積要素における流速の法線方向成分は $V_\infty \sin \alpha_i$ となり、これに作用する法線分力 \vec{N}_i は式(4.2)で表される。 A_i は面積要素*i*の面積である。よって、任意の迎角 α を持つ機体について、空気合力 $\vec{N} = \sum \vec{N}_i$ を求め、一様流に垂直な方向および平行な方向に分解することによって機体に作用する揚力と抗力 L 、 D が式(4.3)のように求められる。動圧を q_∞ 、機体の代表面積(翼面積)を A_{ref} とすると、揚力係数 $C_L(\alpha)$ と抗力係数 $C_D(\alpha)$ は式(4.4)によって推算される。

$$\alpha_i = \pi - \varphi_i, \quad \varphi_i = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{V}_\infty \cdot \vec{n}_i}{V_\infty} \right) \quad (4.1)$$

$$\vec{N}_i = -\rho_\infty V_\infty^2 A_i \sin^2 \alpha_i \cdot \vec{n}_i \quad (4.2)$$

$$L = |\vec{N}| \cos \alpha, \quad D = |\vec{N}| \sin \alpha, \quad \vec{N} = \sum \vec{N}_i \quad (4.3)$$

$$C_L(\alpha)_{M_\infty \rightarrow \infty} = \frac{L}{q_\infty A_{ref}}, \quad C_D(\alpha)_{M_\infty \rightarrow \infty} = \frac{D}{q_\infty A_{ref}}, \quad q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (4.4)$$

この方法により推算される空力係数は、迎角 α のみの関数となり、 $M_\infty \rightarrow \infty$ という仮定の下での近似解である。

4.2 Newtonian Approximation のための計算対象要素の判断法

Newtonian Approximation において計算対象となる面積要素は、一様流の無限上流を視点としたときの可視面のみである。そこで任意の迎角 α が与えられた場合の面の可視・不可視判定法として次のような手法を用いた。Fig. 2.2のメッシュにおいて、まず、表面が一様流の上流を向く面積要素を選んで可視面候補要素群とする。次にその要素群の中の要素 i_j について、それよりも上流側の可視面候補要素で、上流側から見て i_j の重心を隠す要素が存在するかどうかを判定する。存在する場合 i_j は隠面となるので i_j を不可視面と判定し、存在しない場合は i_j を可視面と判定する。この手法は、Computer Graphics における Z-Buffer 法⁽⁶⁾の分解能をピクセルから面積要素に拡張したアルゴリズムである。

4.3 HYFLEX データの利用による空力特性の推算

極超音速飛行実験機(HYFLEX)の実飛行による空力係数のマッハ数依存性データをFig. 4.1に示す。 $M_\infty > 7.1$ における空力係数が Newtonian Approximation による解析値であると仮定する。すなわち、空力特性のマッハ数独立性^{(5), (6)}より $M_\infty > 7.1$ では空力係数はマッハ数に依らないとみなし、マッハ数依存性因子を1.0とする。これによって任意のマッハ数におけるマッハ数依存性因子がFig. 4.1から求められ、これに $M_\infty \rightarrow \infty$ における空力係数值(Newtonian Approximation による推算値)を乗ずることによって、任意のマッハ数における空力係数が推算される。

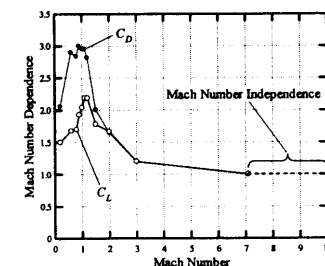


Fig. 4.1 Mach number dependence in HYFLEX's aerodynamics.

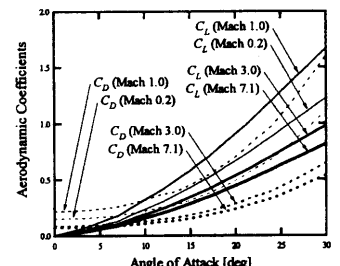


Fig. 4.2 Evaluated aerodynamics of the ATREX flight demonstrator.

4.4 空力特性推算結果

Sec. 3 及び Sec. 4.1~Sec. 4.3 の手法による ATREX 飛行実験機の空力特性 $C_L(\alpha, M_\infty)$, $C_D(\alpha, M_\infty)$ の推算結果を Fig. 4.2 に示す。

5. ATREX エンジンの性能 諸元

飛行実験機用 ATREX エンジン(ファン径 500[mm])の推力・比推力の飛行マッハ数及び飛行高度に対する依存性⁰³⁾を Fig. 5.1 に示す。ATREX エンジンは高高度を低速で飛行する場合は比推力が高く推力は低くなるが、低高度を高速で飛行する場合は逆の性能を示し、両性能の間にはトレードオフの関係がある。また、ATREX 飛行実験機と、静止状態からの加速支援のために用いる固体ロケットブースタ(SRB)の諸元⁰³⁾を Table 5.1, 及び Table 5.2 に示す。

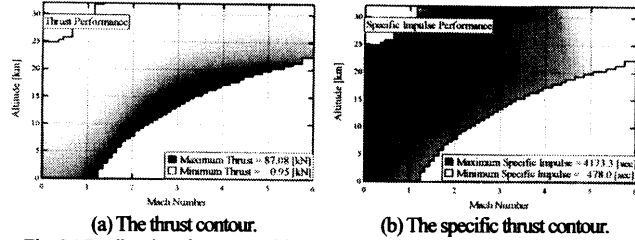


Fig. 5.1 Predicted performance of the ATREX engine of a fan diameter of 500mm.

Table 5.1 Specification of the ATREX flight demonstrator.

Thrust (SLS) ^{**1)} [kN]	39.760
Isp (SLS) [sec]	2755.1
Dry Mass [kg]	1239.0
Fuel Mass [kg]	400.0
Payload [kg]	0.0
Total Mass [kg]	1639.0
Wing Area [m ²]	4.3298

※1 SLS: under sea level static condition

Table 5.2 Specification of the solid rocket booster.

Thrust (SLS) [kN]	171.62
Thrust (vac) ^{**2)} [kN]	204.57
Isp (SLS) [sec]	350.0
Isp (vac) [sec]	417.2
Dry Mass [kg]	53.0
Fuel Mass [kg]	100.0
Total Mass [kg]	153.0

※2 vac: under vacuum condition

6. 空力加熱

飛行中の機首温度推算のために、式(6.1)の Detra-Kemp-Riddell の空力加熱率相関式と式(6.2)の輻射平行条件を用いる。

$$\dot{q}_w = 110 \sqrt{\frac{\rho_w}{\rho_{sl}/r_0}} \left(\frac{V_\infty}{V_c}\right)^{3.15} \left(\frac{h_0 - h_w}{h_0 - h_{300}}\right) \quad [\text{J/m}^2 \cdot \text{s}] \quad (4.3)$$

$$\dot{q} - \varepsilon \sigma T_w^4 = 0 \quad (4.4)$$

但し、 ρ_w : 大気密度[kg/m³], ρ_{sl} : 海面上の大気密度[kg/m³], r_0 : 機首曲率半径[m], V_∞ : 対気速度[m/s], V_c : 第一宇宙速度[m/s], h_0 : よどみ点エンタルピ, h_w : 機首温度 T_w [K]における空気のエンタルピ, h_{300} : 300[K]での空気のエンタルピ, σ : ステファン・ボルツマン定数, ε : 放射率(=0.7)である。

7. 飛行経路解析

7.1 飛行経路解析方法

本研究では、飛行実験機を質点とみなし、地球を中心とした慣性極座標運動方程式⁰⁷⁾による三自由度の飛行経路解析を行う。実験機に作用する揚力と抗力については空力特性推算結果(Fig. 4.2)を用い、亜音速域の飛行については誘導抗力も考慮する。重力については燃料消費による機体重量推移を考慮する。

7.2 想定する飛行実験の射場

射場として北海道広尾郡大樹町多目的航空公園の滑走路を想定する。その主な諸元を Table 7.1 に示す。

Table 7.1 Taiki Multipurpose Aerospace Park.

Longitude at Start [deg]	143.43
Latitude at Start [deg]	42.483
Altitude at Start [m]	15.240
Length [m]	1000.0
Length in future [m]	5000.0

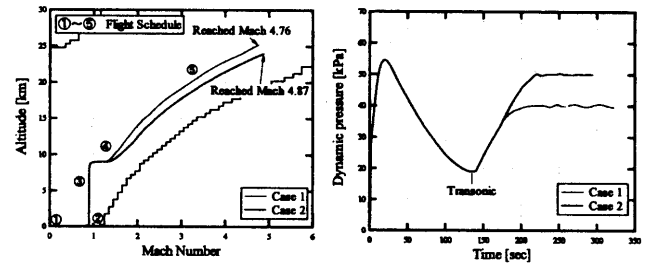
7.3 飛行スケジュール

想定される実験機の飛行スケジュールを以下に示す。

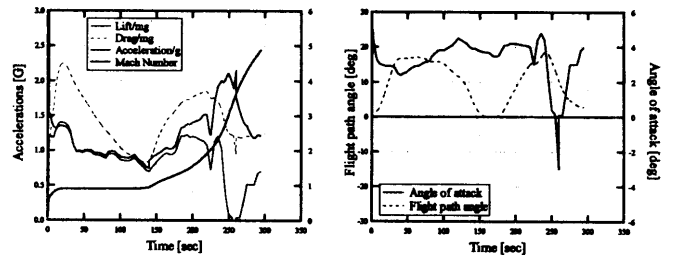
- ① 静止状態から SRB による加速、及び ATREX エンジンの始動。
- ② 滑走路からの水平離陸、加速しながら上昇。
- ③ $M_\infty \cong 0.9$ まで加速後、一定マッハ数で高度 9[km]まで上昇。
- ④ 一定高度で加速し、遷音速域を通過。
- ⑤ 動圧一定の軌道上を加速かつ上昇、 $M_\infty = 6.0$ に到達することを旨とする。

7.4 飛行経路解析結果

今回は、主に迎角 α と推力の制御により、超音速域で一定動圧 50[kPa]の軌道に沿った経路 (Case 1) と、40[kPa]の軌道に沿った経路 (Case 2) について計算を行った。得られた飛行特性を Fig. 7.1 及び Table 7.2 に示す。Case 1 の場合は Case 2 の場合に比べ飛行時間・距離が短くなっているが (Table 7.2), 達成マッハ数は Case 1 で 4.87, Case 2 で 4.76 となり (Fig. 7.1(a)), 前者の方が ATREX 飛行実験機として理想に近い飛行特性を示している。これは Case 1 では推力性能を發揮し、Case 2 では比推力性能を發揮していることによる。上昇・加速飛行のためには、比推力よりも推力が大きい方が有利であることがわかる。また Fig. 7.1(b)より、遷音速域通過時に加速度が減少していることがわかる。上記結果より现阶段のエンジン性能ではマッハ数 6 を達成することは困難である。対策として遷音速域の推力性能の向上、全域的な比推力性能の向上、および抗力の低減が必要である。



(a) Flight paths and histories of dynamic pressures for Case 1 and 2.



(b) Histories of accelerations and angles for Case 1 (50 kPa dynamic pressure).

Fig. 7.1 Predicted flight characteristics of an ATREX flight demonstrator.

Table 7.2 Results of flight trajectory calculation.

	Case 1	Case 2
Dynamic Pressure [kPa]	50	40
Flight Time [sec]	294.1	321.5
Down Range [km]	144.6	165.0
Max Nose Temperature [°C]	761.4	724.1
Fuel consumption [kg]	400.0	400.0

8. 結言

メッシュ分割支援システムと可視・不可視面判定アルゴリズムの適用により、飛行実験機の空力特性について信頼性の高い近似推算が可能となった。また、飛行高度と飛行速度で性能が変化する空気吸込み式エンジンの性能推算ルーチンを飛行経路計算プログラムに加え、ATREX 飛行実験機の飛行経路解析システムを整えた。今後一層高精度な空力特性推算が必要である。また、飛行経路解析の効率化を計るために、飛行パラメータの自動最適化システムの開発を進める必要がある。

[参考文献]

- 01) 「ATREX エンジンを用いた 2 段式スペースプレーンの提案書」, ISAS・将来型宇宙輸送システムサブワーキンググループ, 1998 年。
- 02) 「我が国における再使用型宇宙輸送システムの研究開発構想」, NAL・NASDA-ISAS-3 機関連携融合プロジェクト将来型輸送系ワーキンググループ, 2002 年 3 月。
- 03) 「FTB を用いた ATREX エンジンの飛行試験構想」, ISAS, 2000 年。
- 04) Anderson, J. D., Jr., "Modern Compressible Flow", second edition, McGraw-Hill, 1990.
- 05) Anderson, J. D., Jr., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill, 1989.
- 06) Steven Harrington, "COMPUTER GRAPHICS - A Programming Approach", McGraw-Hill, 1987.
- 07) 青木弘, 「新編 工業力学」, 養賢堂, 1979.