

観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)

その3～インテーク形状の検討

○島村佳成^{*1}, 葛貫泰弘^{*1}, 飯田彩乃^{*1}, 佐藤哲也(早大)^{*1}, 田口秀之(JAXA)^{*2}

The design of inlet shape in High-Mach Integrated Control Experiment

Yoshishige Shimamura^{*1}, Yasuhiro Kuzunuki^{*1}, Ayano Iida^{*1},
Tetsuya Sato^{*1}, Hideyuki Taguchi^{*2}

^{*1} :早稲田大学 理工学術院

^{*2} :宇宙航空研究開発機構(JAXA)

1. はじめに

現在, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では, 極超音速旅客機の実証を目標に掲げ, 地上静止状態から Mach5 までの範囲で作動する予冷ターボジェットエンジン(S エンジン)の研究開発を行っている.

その一環として, 極超音速飛行時における機体とエンジンの統合制御則の確立を目的として, S520 観測ロケットを用いた極超音速統合制御実験(High-Mach Integrated Control experiment : HIMICO)の計画を立てられた. 本論文では, HIMICO計画におけるエンジンとりわけインテークの検討結果について報告する.

2. エンジン概要

HIMICO の実験機を図 1 に表す. 機体全長は約 1.2 m で, 赤線で囲まれたように, 機体下部に同形状のラムジェットエンジンを 2 基埋め込む形で搭載する. エンジンの燃料はガス水素, エンジン試験は動圧 50 kPa において試験開始を想定している.

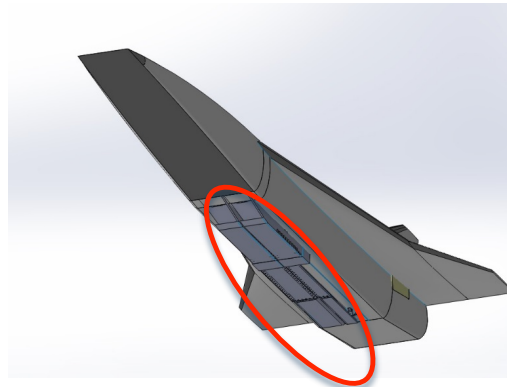


図 1 HIMICO 実験機およびエンジンの搭載図

図 2 にラムジェットエンジンの全体図を示す. 極超音速機用予冷ターボジェットエンジンで搭載されていたターボ系は, エンジンサイズの制約から HIMICO のエンジンでは搭載しない.

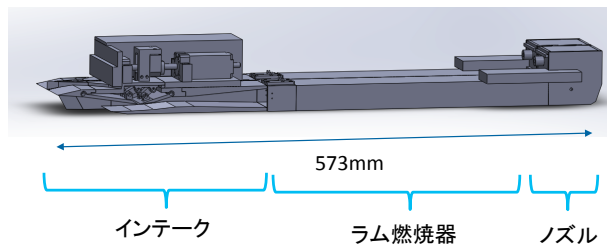


図 2 HIMICO エンジン

HIMICO 飛行試験におけるエンジンの作動が今

まで行われてきた地上試験と異なる点として、飛行時の迎角の変化の影響、機体境界層の吸い込み、エンジンサイズが小さいことによる Re 数効果などが想定される。そのため、エンジン特にインテークの設計においては、上記のことを配慮する必要がある。

3. インテーク

3.1 インテーク形状

インテークの設計では、S エンジンのインテークを小型化したものを基本形とする。これに機体による境界層を排除するダイバータの設置、及び境界層の厚さを考慮しスロート面積を大きくする。

これらを含めた、下記 6 点の項目に基づき具体的な設計を行った。その設計した CAD 図が図 3、衝撃波を青線で書いたインテーク側面図が図 4 である。以下、 A_{th} はインテークスロート面積、 A_{in} はインテーク前面部の面積、をそれぞれ表している。

- (1) 設計点(マッハ 5, 迎角 4度)で、飛行中に機体の予圧縮を考慮して Shock-on-lip を実現
- (2) スロート面積を変化させる可変機構
- (3) 境界層による流路閉塞を防ぐため、スロート面積が大きくなるように設計
- (4) 境界層の排除を行うため、インテーク上部にダイバータを設置
- (5) 図 5 のようにスロート上部のプレナム室経由で自然抽気
- (6) 亜音速ディフューザ後にピトーレークを設置

上記、設計項目(2)でも示されているように、図 4 のインテーク上部の赤線で囲まれた部分のボールネジの駆動により、面積比を変化させ。図 3 で示されているような 2 つのランプがリンクを介し同時に上下に駆動し、スロートの面積が変化する。以下、ランプが上がり、面積比が 69.9% の時を open モード、ランプが下がり、面積比が 40.0% の時を close モードと呼ぶ。

設計項目(4)のように、境界層の排除を行うため、インテーク上部にダイバータを設置した。ダイバータの先端角は数値計算において、先端角度は離脱衝撃波が発生しないよう考慮し、それに合わせ設計を行った。ダイバータの高さは取り付けを考慮 8mm にした。

設計項目(6)のような自然抽気を行うため、抽気

孔を図 5 のように設ける。抽気孔は、各エンジン側面に設けた。S エンジンのサブスケールモデルでの風洞試験の結果から性能の高い抽気孔径と、インテーク前面面積の比を算出した。その比を本インテークの前面面積に合わせ、抽気孔径を 7mm とした。

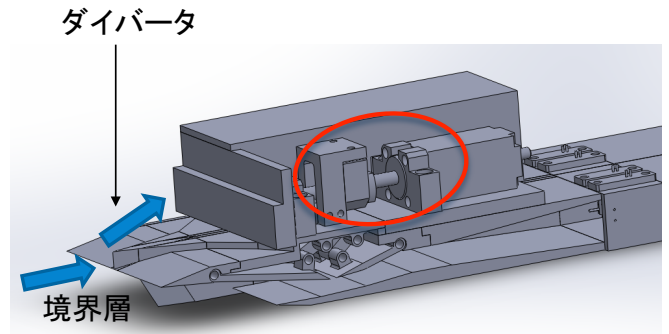


図 3 HIMICO インテーク(CAD 図)

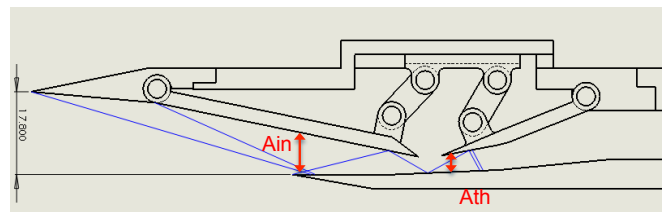


図 4 インテーク側面図

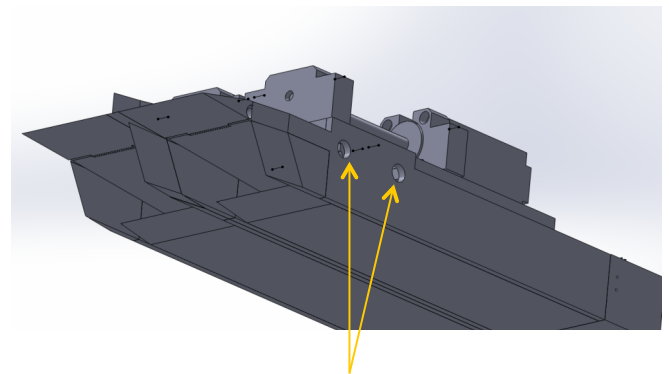


図 5 スロート抽気

3.2 始動性

インテークの始動とは、インテーク前面より超音速流れが入ってきた時に、インテークスロート後方に垂直衝撃波が置かれた状態で運転することを意味する。

インテークの始動性については図 6 のような内部圧縮型インテークの面積比とマッハ数の関係を

用い検討を行う。図6での赤色の線は等エントロピー線, 緑色の線は Kantrowitz 線を表している。

Kantrowitz 線よりも上の領域は自己始動可能領域, Kantrowitz 線と等エントロピー線に囲まれた領域は始動した状態ならば状態維持が可能で不始動状態ならばそのまま不始動である領域, 等エントロピー線よりも下は始動不可能な領域である。

まず, 当研究室が行っている S エンジンのサブスケールモデルを用いた風洞試験の結果について報告する。試験結果を表1にまとめる。図4において, A_{in} におけるインテーク前面部におけるマッハ数を M_{in} とする。

表1 風洞試験結果

主流 Mach 数	M_{in}	始動開始面 A_{th}/A_{in}	不始動時 A_{th}/A_{in}
3.4	3.11	0.68	0.41
4.0	3.64	0.68	0.39

図6は内部圧縮型の理論である。そのため、上記の表1の主流のデータを斜め衝撃波の関係式を用いて、インテーク入り口におけるマッハ数(M_{in})を算出する。インテーク入り口におけるマッハ数と面積比の風洞試験結果 (—:実験 open, *:実験 close) を図6にプロットする。インテークのランプを上げ、面積比(0.68)の実験値が、実験 open であり、そこからランプを下げ、面積比を小さくし、不始動になった値が実験 close である。実験 open における面積比は、本インテークの open モードとほぼ同じ 0.68 であるが、Kantrowitz 線よりも下に位置しているにも関わらず始動が確認されている。一方、実験 close は等エントロピー線よりも上に位置しているにも関わらず、不始動となり、始動維持がされていない。この結果より、S エンジンのインテーク形状では理論よりも実際の Kantrowitz 線は下がっており、等エントロピー線は上がっていると考えられる。ここから、Kantrowitz 線と等エントロピー線は、S エンジンの形状では補正をして始動性を考慮する必要がある。

次に HIMICO 計画におけるインテークの始動性について検討を行う。図6に HIMICO におけるインテークの設計点(open モード, close モード)をプロットする。この値は、理論で示された Kantrowitz 線よりも上に位置している。そのため、ランプを下げ、面積比が小さい状態(close モード)においても、図6で示されるように、close モードの値は始動維持可能領域にあり、始動状態が維持

される。以上の、

- ① S エンジンの風洞試験結果から、本インテークの open モードとほぼ同じ面積比 0.68 の位置で始動が確認されている。
- ② 本インテークの設計点(open モード)が理想的な Kantrowitz 線よりも上に位置している。という実験及び理論の観点から、本インテークは十分始動可能であると考えている。

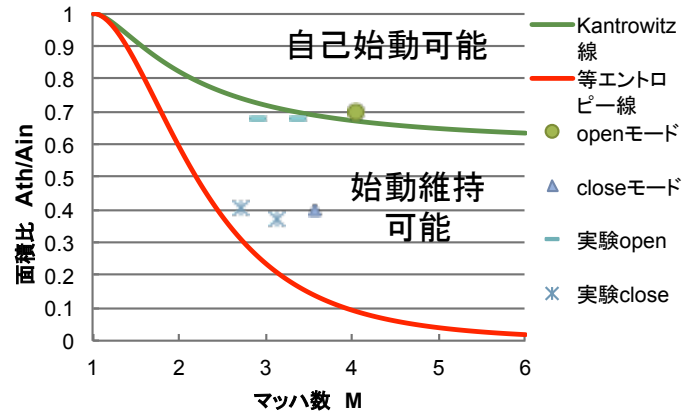


図6 始動曲線と過去の実験からの始動性

また、図7に想定されている飛行軌道を示す。

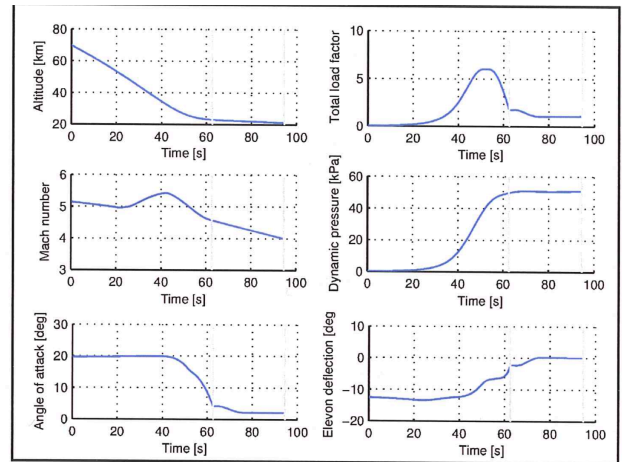


図7 HIMICO 飛行軌道

計画された飛行軌道から、迎角及びマッハ数が設計点より変化した時の始動可能領域について検討を行った。検討結果を表1に示す。表1において、○は、図6における Kantrowitz 線の上部に値があり、自己始動可能なもの、△は、理論的な Kantrowitz 線よりも下に値があるが、S エンジンの風洞試験結果から得た実験値を基に補正した

Kantrowitz 線から始動が可能と考えられるもの、×は、その補正した Kantrowitz 線の下に値があり、始動維持不可能となるもの、を表している。

この表から、マッハ数及び迎角を設計点から変化させた場合でもほとんどの領域で自己始動可能であること、HIMICO では、試験シーケンス後半でマッハ数が減少するため、一度不始動に陥ると再始動は難しい、ことが分かった。

表 2 始動特性の変化(open モード)

		マッハ数 M				
		4.4	4.7	5	5.3	5.6
迎角 α 度	-4	○	○	○	○	○
	-2	○	○	○	○	○
	0	○	○	○	○	○
	2	○	○	○	○	○
	4	▲	○	○	○	○
	6	▲	▲	○	○	○
	8	×	▲	▲	○	○

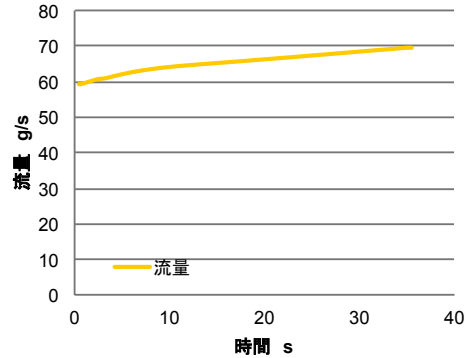


図 8 インテーク入口流量

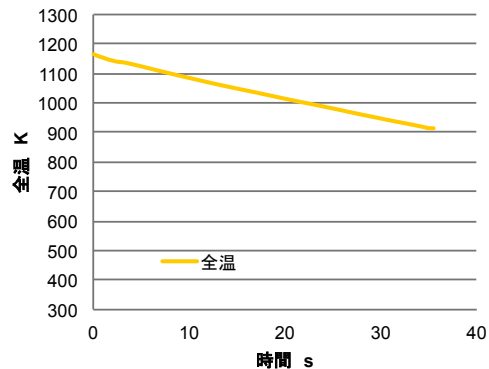


図 9 インテーク通過後の全温

3. 3 性能

図 7 に TPR とインテーク通過後の全圧，図 8 にインテーク入口流量，図 9 にインテーク通過後の全温，を示す。

これらは計算された飛行軌道から動圧 50kPa 付近の 30 秒間を実験範囲とし、インテークスロート面積を小さくし、始動を維持した状態から衝撃波前後の関係式を用いて算出した。

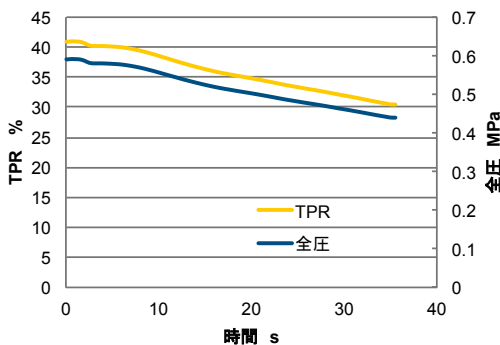


図 7 TPR とインテーク通過後の全圧

4. おわりに

今回検討した項目を踏まえ、HIMICO のインテークの概念設計は完了した。

今後の予定として、今回の検討した概念設計を基に供試体の模型を作成する。その供試体を用いた風洞試験を通し、①要素性能(全圧回復率と流量捕獲率)の取得、②機器の駆動の確認、を行う。さらに設計点周辺における始動と性能を数値計算で検証を行う。

5. 参考文献

- [1] 田口秀之，上野篤志，小島孝之，小林弘明，青木卓哉，藤川貴弘，土屋武司，“極超音速技術実験機の概念検討”，平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム，2013
- [2] 藤川貴弘，土屋武司，田口秀之，“観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 2-軌道検討”，平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム，2013
- [3] Hideyuki TAGUCHI et al.: “Hypersonic Flight Experiment Plan of Pre-Cooled Turbojet Engine”, AIAA 2012-5840, (2012).