

観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 3

～エアインテーク・エンジン検討～

○葛貫泰弘*1, 宮岡諒*1, 佐藤哲也*1, 田口秀之*2, 小島孝之*2

Hypersonic Flight Experiment using a Sounding Rocket

-Conceptual Study of the Engine and Air Intake-

Yasuhiro Kuzunuki*1, Ryo Miyaoka*1, Tetsuya Sato*1,

Hideyuki Taguchi*2, Takayuki Kojima*2

*1 早稲田大学大学院基幹理工学研究科機械科学専攻

*2 宇宙航空研究開発機構(JAXA)

1. はじめに

観測ロケットを利用した極超音速飛行試験は 1m 級の実験機を使うため、エンジンも小型のものになる。具体的なエンジンの大きさは全長約 540mm, 幅 49mm, 高さ 20mm ほどである。現在 JAXA で研究されている極超音速予冷ターボジェットエンジンは全長 2m で、サイズが異なることから同じ機器を搭載することが出来ないため新たにエンジンの設計が必要となっている。本稿では、新規設計する事となったエンジンのエアインテーク部に関する検討項目を紹介する。

本実験の目的は、極超音速飛行時のエンジン制御実証と要素性能の取得であり、インテークに関しては、極超音速飛行時のインテークの始動確認、インテーク始動後に性能指標である全圧回復率と流量捕獲率を測定することを目的として、各種検討を実施していく。なお、設計に際して注意を払う点としては、サイズの制約が非常に厳しいこと、実証飛行時に横滑りや境界層剥離などによる性能の低下を防ぐようにすることが挙げられる。

2. 検討内容

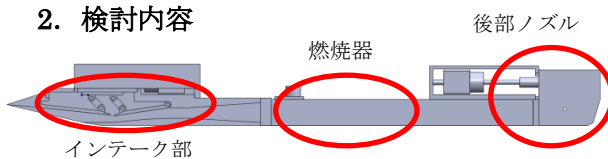


図 1 エンジン側面図

エンジンは図 1 に示すように前方からインテーク、燃焼器、後部ノズルという構成になっているラムジェットエンジンである。実験機には同形状のエンジンが 2 つ並べて配置され、機体下部に埋め込まれるような形で搭載される。

2.1 インテーク可変機構

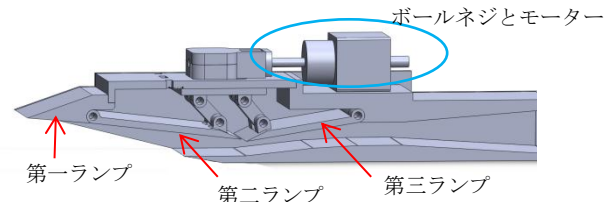


図 2 インテーク部拡大図

インテークは図 2 に示すような混合圧縮型で、基本的には S エンジンをそのまま縮小した形をしている。インテーク上部に設置されたボールねじ付きモーターを動かすことで第 2 ランプと第 3 ランプを連動させ、スロート面積を変えることが出来る。インテーク入口高さ(下部カウルから第 2 ランプまでの垂線の長さ)におけるスロート高さ(第 3 ランプ先端から下ろした垂線の長さ)の比を取ってランプ開度を求めると、ランプをあげた状態では比率 0.7 となりマッハ 5 において自己始動可能。ランプを下げた状態では比率 0.4 となり自己始動は不可能であるが、始動状態の維持は可能な設計となっている。よってインテークの実験シーケン

スとしては、ランプを上げた状態でインテークを始動させ、その後ランプを下げて全圧回復率が高い状態を維持して燃焼器に気流を送る事になる。

この可変ランプ機構を駆動するにはモーター本体の他に、コントローラードライバーとシーケンサ、電源が必要となる。電源については機体システム側から配線するとしてもコントローラードライバーとシーケンサを機体内部に搭載する必要がある。現在の調査では 24mm 四方と 48mm 四方の非常に小型のモーター製品は存在するが、これに付属するドライバー等は 100mm 近い大きさがあり、搭載は難しい。そのため、モーターの駆動制御に必要な回路だけを取り出して、シーケンサとともに空いたスペースに配置できないかを検討している。なお、モーター出力とランプ駆動荷重の関係は、24mm 四方のモーターでは一部の計算方法について安全に駆動できない可能性があるが、48mm 四方のモーターでは問題なく駆動できる。

2.2 ダイバータと抽気

エンジンは機体先端から 500mm ほど後方の機体下部に埋め込まれており、機体前方から発生する境界層の発達により、インテークスロートを閉塞する恐れがある。

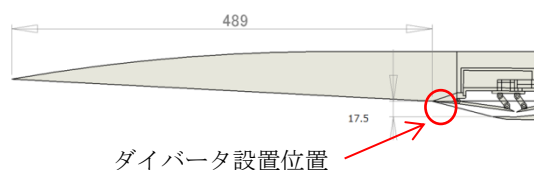


図 3 機体先端からの図

$$\delta(x) = 4.918 \sqrt{\frac{vx}{U_\infty}} \quad (1)$$

$$= 1.65$$

上の式 1 の層流境界層方程式のブラジウス解から境界層の厚さを求めると 1.65mm となり、ランプを下げた状態ではスロートの半分以上が境界層

で埋まってしまう。さらに斜め衝撃波と干渉することで境界層剥離を起こすと、インテークにおける流量捕獲率が極端に下がると懸念される。そのため、エンジン前方にダイバータを設置して境界層排除を試みる検討を行った。

ダイバータの設置方法は図 4 に示す 2 パターンを考えた。図 4(a)の方法では機体下部を削っており、図 4(b)のようにエンジンの取り付け位置が下がる事により抵抗が増える心配がない。

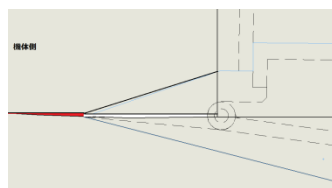


図 4(a) ダイバータ設置方法(第1ランプ拡大図)

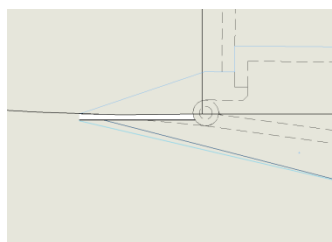


図 4(b) ダイバータ設置方法(第1ランプ拡大図)

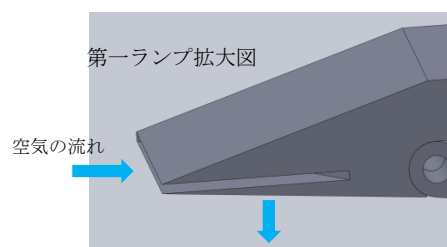


図 5(a) ダイバータ形状(真横に排除)

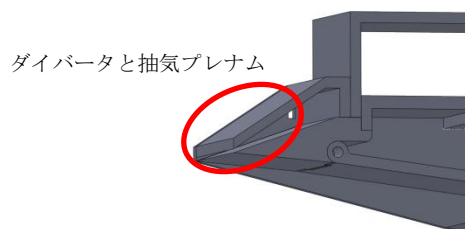


図 5(b) ダイバータ形状(抽気プレナム)

ダイバータの種類についても図 5 に示すような

2パターンを考えた。ここでダイバータ高さは機体高さの1~2%に収まるよう1mmを想定している。層流境界層の場合は、この場合でも半分以上の境界層は排除できる。図5(a)は抽気後の気体を真横に排除することから、機体内部には入らず構造が簡単になる。一方で図5(b)は、機体内部に抽気用のプレナムを設けているので、機体外部までの抽気用流路を別に設ける必要が生じてくる。しかしながら(a)のパターンでは、ダイバータ高さは1mmのみであり、流路が狭いことで抽気した気体が流れて行かない事が考えられる。いずれの場合においても精密な加工が必要になってしまう上に、そこまでの成果が確約されないことからダイバータの設置は見送る方向で検討を進めている。その代替案としては、Sエンジン同様にランプ間から抽気を行う方法を検討している。この場合はプレナム室側面に抽気後の気体を排出する穴を設けてエンジン外部に自然抽気する。

2.3 データ計測

本実験の目的である要素性能を取得するため、インテーク各部にもデータ計測機器を配置する。今回想定している測定項目は、インテーク性能である全圧回復率と流量捕獲率を測定する静圧、全圧とランプ動作確認のためのランプ位置の3つで

ある。いずれの測定点もテレメータでデータを送信するため、最大でも数ヘルツのサンプリング間隔となる。また、実験で使うような大きな計測装置は搭載できないため、小型の計測機器の用意が必要であり、これらについては現在検討中である。想定している計測点は、エンジン入口と燃焼器前に2段のピトー管を2レーク程度と静圧孔である(図6, 7参照)。この他にも、抽気量を調査するため、プレナム室内に静圧測定点を設ける、ランプの動作確認のためポテンシオメーターのような測定機器を設置するなどの方法を検討している。

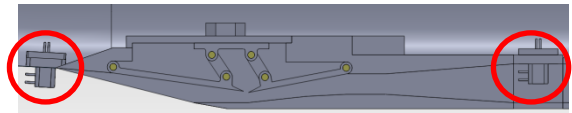


図6 圧力測定点

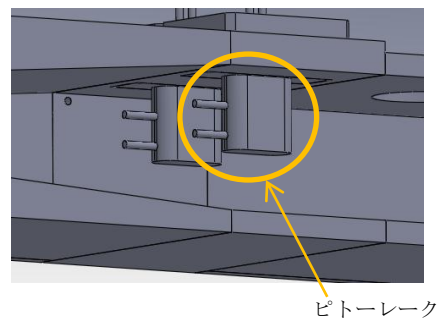


図7 ピトーレークと静圧孔

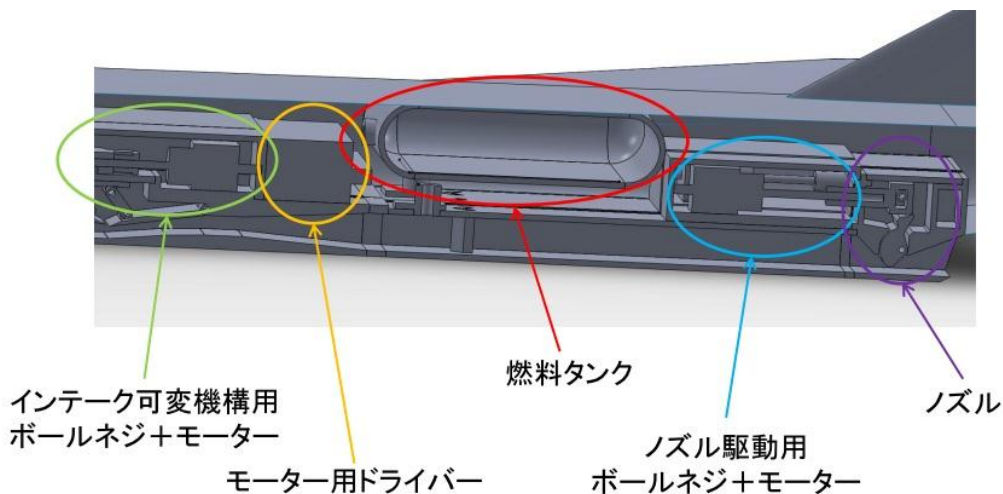


図8 エンジン搭載機器配置図

2.4 タンク容量と燃焼時間

図 8 にエンジン上部にいくつか代表的な機器を搭載した図を示す。モーターを配置した段階で空いたスペースに燃料タンクを配置した。この時の状態で燃料タンクの容積は約 0.5 リットルである。実際は配管や燃焼器関連部品、計測装置等が搭載されるため、さらに容積は小さくなると考えられる。今回この暫定的なタンク容積で、どの程度の燃焼時間が得られるか計算を行った。実験計画書より想定されている内容は、以下の通りである。

- ・燃料はガス水素
- ・2 基のエンジンを装備
- ・マッハ 5(動圧 50kPa)で飛行中に燃焼
- ・燃焼温度上限は 1900K

理論断熱燃焼温度を 1900K と設定し、当量比を求めると 0.29 となった。なお、この時のインテーク通過後の流体諸量はランプを下げた状態で表 1 に示す通りである。

表 1 燃焼器前の流体諸量

流量 kg/s	0.0483
速度(マッハ数)	0.110
静圧 kPa	488

次に、燃焼時間がどの程度得られるかを考える。ここでは当量比と燃料タンク内圧をパラメータにして計算したものを表 2 に示す。燃料を少しでも多く搭載するため、圧力を上げ、燃料を低温に保つ。今回の計算では燃料温度は 0℃であり、-50℃の結果については表示していないが、表 2 の数値より 1 割程度燃焼時間が増える結果となっている。

表 2 燃焼時間

燃焼時間 s		タンク内圧 MPa		
		3.0	6.0	10.0
当量比 Φ	0.29	1.8	3.5	5.7
	0.25	2.1	4.1	6.6
	0.20	2.6	5.1	8.3

この表から、5 秒程度の燃焼時間を確保するため

には当量比を下げて燃焼温度を下げるか、燃料タンク圧力を上げる必要があることがわかる。また、実際は着火するまでの時間もかかるので、これより燃焼時間は少なくなる。

3. おわりに

今回検討している項目は概念設計の段階であり、細部まで決まっているものは少ない。これから優先的に検討していく項目を以下に挙げる。可変ランプについてはランプ駆動荷重とモーターの出力の関係を調べる。流路形状は、ディストーションなどの影響調査。境界層と抽気に関しては、抽気方法と抽気流路の決定。データ計測に関しては計測装置の選定などを検討していく。設計概要が決まり次第、組み立てたモデルによる動作試験を実施するので、図面の作成もあわせて進行する。

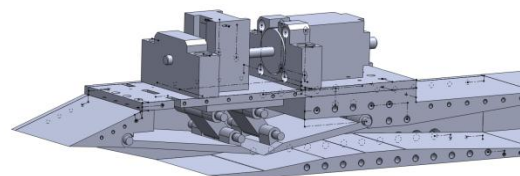


図 9 インテーク CAD 図案

4. 参考文献

- [1] Hideyuki TAGUCHI et al.: “Hypersonic Flight Experiment Plan of Pre-Cooled Turbojet Engine”, AIAA 2012-5840, (2012).