

ハイブリッドロケットのエジェクター化設計

Modification Procedure of Hybrid Rocket to Ejector-Jet

荻田丈士、長谷川 進 (宇宙航空研究開発機構)

那賀川一郎、中田裕一 (東海大学)

Takeshi KANDA, Susumu HASEGAWA (Japan Aerospace Exploration Agency),

Ichiroh NAKAGAWA, and Yuhichi NAKADA (Tokai University)

Modification procedure of the hybrid rocket to the ejector-jet is explained. The core hybrid rocket suctions air by the ejector mechanism. The suction is calculated with the inviscid momentum exchange model between the air flow and the core rocket exhaust. The pressure increases and the air and the core rocket exhaust mix in the pseudo-shock. The increase of pressure in the divergent section produces thrust. The length of the pseudo-shock is calculated with the momentum balance model. The mixed gas reacts in the ejector combustor and flows out under the choked condition or the ambient pressure condition. The dimensions of the engine model are designed and the operating conditions are estimated.

記号

A : 断面積
 F : 衝撃関数、力
 h : エンタルピー
 L : 長さ
 \dot{m} : 質量流量
 p : 圧力
 u : 速度
 x : 流れ方向座標

添字

a : 空気、周囲環境
 $base$: ベース部
 f : 摩擦力
 net : 正味
 p : 擬似衝撃波
 r : ロケット、反力
 t : 全
1 : 空気取入口の入口、一次流、入口
2 : 二次流、出口
2a : 空気取入口の出口、エジェクター入口
2b : エジェクター出口、ディフューザー入口
3 : ディフューザー出口、二次燃焼器入口
4 : 二次燃焼器出口
5 : 二次燃焼器スロート
6 : ノズル出口

1. まえがき

宇宙輸送コストの低減のために、また取扱いの簡便さからハイブリッドロケットの研究が進められている。東海大学では燃料後退速度が大きく、高い燃焼効率が期待されるワックスを推進剤とするハイブリッドロケットの研究を進めている[1,2]。東海大学では学生プロジェクトとしてハイブリッドロケットの打ち上げも行っている[3]。ハイブリッドロケットは上述のような特長を持つが、空気を利用する複合エンジン化することで更に性能を向上させる研究も進めている[4,5]。これまでに亜音速での推進性能の向上を目的に、ハイブリッドロケットをコアロケットとしたエジェクタージェット燃焼実験を進めてきた。エジェクタージェットの概要を図1に示す。コアのロケットエンジンにより大気を吸込み、空気を酸化剤にして余剰燃料の二次燃焼を行い、コアロケットの以上の推力および比推力を得ることを目標としている。

宇宙機構でも効率的な宇宙輸送を目指し、液体ロケットエンジンをコアロケットとした複合エンジンの研究を進めている[6]。エンジン内の現象の物理モデル化を行い、これらのモデルを用いてエンジン各部寸法を決め、作動実証用研究エンジンの設計を行った[7]。このエンジンを用いて作動モード毎の燃焼実験を行い、ほぼ設計に沿った作

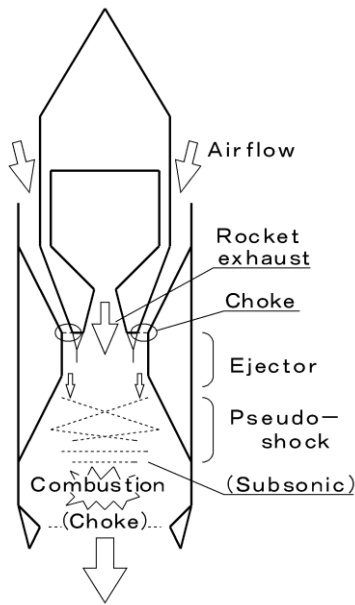


図1 エジェクタージェット概念図。

動を確認した。エジェクタージェットモード燃焼試験で吸込み性能が不十分であったが、ロケット排気と空気との混合が原因であることを理論的に解明することができた[8]。

東海大学と宇宙機構は、機構のエジェクタージェット設計技術を大学のハイブリッドロケットの複合エンジン化に応用し、より高性能のエジェクタージェット化ハイブリッドロケットを目指した共同研究を進めている。ここではハイブリッドロケットをコアロケットとしたエジェクタージェット模型の設計方法について説明を行う。

2. エンジン内の現象と物理モデル

エンジン内の位置番号を図2に示す。位置1から位置2b間の流路設計により吸気性能が変わり、位置2aあるいは2bから位置3間の流路設計により昇圧性能が変わる。

2.1 エジェクター効果による吸気

超音速ロケット排気と亜音速空気との非粘性の運動量交換により、空気が吸込まれる。運動量交換は特性曲線法等により計算することができる。この運動量交換モデルは例えば Fabri らによって提案されて実験との検証が行われ、機構でも簡単化したモデルを構築し実験により検証を行

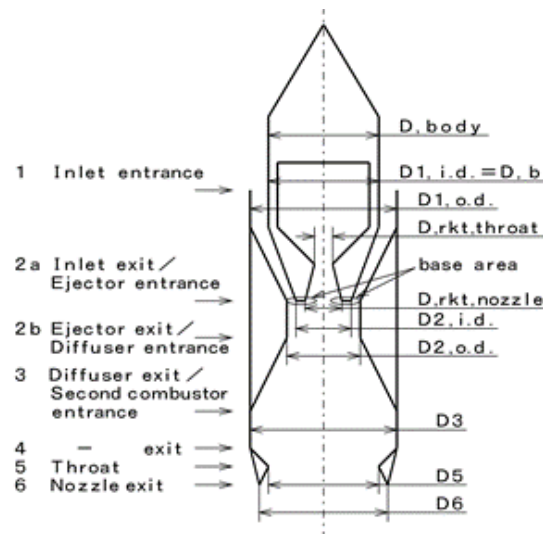


図2 エンジン各部の番号。

った[9, 10]。運動量交換の概要を図3に示す。Fabriらは、空気取入口出口の二流の合流位置において、空気流が亜音速であっても運動量交換によって空気流が音速に加速されることを示した (Fabri choking)。

一定断面流路におけるロケット排気と空気流との干渉においては、1) 合計断面積一定、2) 合計衝撃関数の保存、3) それぞれの質量保存、4) それぞれのエネルギー保存、5) 干渉後のそれぞれの流管の静圧が一致、という条件の下で干渉後のロケット排気と空気流の状態量を求める。

$$A_{r,2a} + A_{a,2a} + A_{base} = A_{r,2b} + A_{a,2b} \quad \dots (1)$$

$$F_{r,2a} + F_{a,2a} + A_{base} \cdot p_{base} = F_{r,2b} + F_{a,2b} \quad \dots (2)$$

$$\dot{m}_{r,2a} = \dot{m}_{r,2b}, \quad \dot{m}_{a,2a} = \dot{m}_{a,2b} \quad \dots (3)$$

$$h_{t,r,2a} = h_{t,r,2b}, \quad h_{t,a,2a} = h_{t,a,2b} \quad \dots (4)$$

$$p_{r,2b} = p_{a,2b} \quad \dots (5)$$

注意しなければならないのは、運動量交換過程が

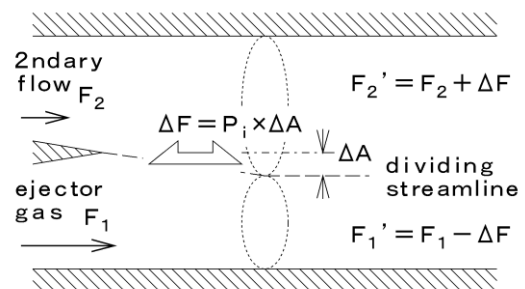


図3 エジェクター機構概念図。

非エントロピー過程であることである。今回、(2)式中のロケットノズル出口のベース面の圧力 p_{base} は、Lamb and Oberkampf の実験式を用いて計算した[11]。

2.2 拡大管での昇圧と擬似衝撃波

ロケット排気と超音速となった空気流とは、エジェクターダクトから拡大管にかけて現れる擬似衝撃波を通過しながら亜音速に減速し、圧力が上昇し、混合が進む。図4に擬似衝撃波を含む流れの概念図を示す。擬似衝撃波の開始位置が2.1で述べたエジェクター運動量交換域に達すると、エジェクターによる空気の流入が妨げられる虞がある。そのため擬似衝撃波をエジェクターダクトの下流にとどめ、同時に擬似衝撃波を発達させて十分な推力を発生させる必要がある。擬似衝撃波の開始位置は、運動量釣合モデルを用いて計算した[12]。

擬似衝撃波は複数の衝撃波から形成され、その中では境界層が厚くなり、また剥離が観察されることもある。運動量釣合モデルでは、擬似衝撃波内の摩擦を0とする。擬似衝撃波内の圧力は線形分布を仮定する。

擬似衝撃波開始位置が拡大管内にある場合、拡大管路での壁面反力は、擬似衝撃波開始位置から終了位置にかけて線形に分布すると仮定し、開始位置での圧力 p_{p1} と終了位置での圧力 p_{p2} の平均値を用いて計算する。

$$\bar{p}_p = \frac{p_{p1} + p_{p2}}{2} \dots (6)$$

擬似衝撃波が上流の一定断面積部内から始まる場合、図5に示すように擬似衝撃波開始位置で

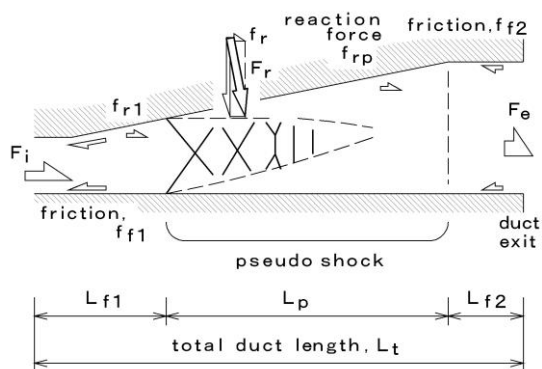


図4 擬似衝撃波を含む流れの概念図。

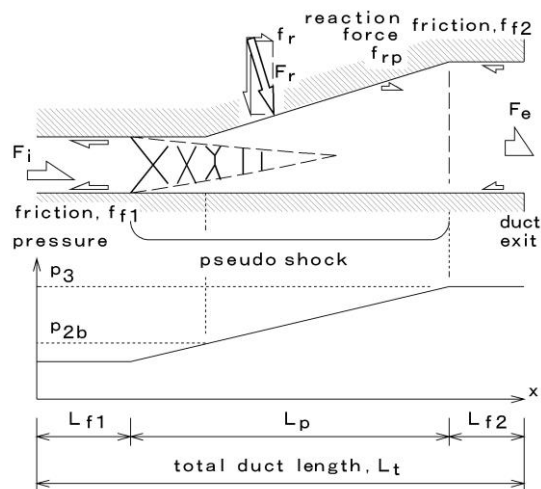


図5 定断面部から擬似衝撃波が始まる拡大管内の圧力分布モデル。

の圧力と終了位置での圧力による線形圧力分布から拡大部開始位置での圧力を求め、拡大部擬似衝撃波内圧力の平均値を計算する。エンジン内位置番号を用いて表すと、拡大部開始位置 2b での圧力は p_{2b} 、拡大部終了位置 3 での圧力は p_3 となる。

$$\bar{p}_p = \frac{p_{2b} + p_3}{2} \dots (7)$$

擬似衝撃波を含む流路の入口、出口では質量、エネルギーと共に、衝撃関数が保存される必要がある。運動量釣合モデルでは、衝撃関数が保存されるように、擬似衝撃波開始位置を定める。流れ方向の力の釣合は以下のように現される。

$$F_2 = F_1 - f_{f1} + f_{r1} + f_{rp} - f_{f2} \dots (8)$$

f_{f1} は擬似衝撃波上流の定断面部の摩擦力である。 f_{r1} は擬似衝撃波上流の拡大管内の流れ方向壁面反力、 f_{f1} は擬似衝撃波上流の拡大管内の流れ方向壁面摩擦力である。擬似衝撃波開始位置が拡大部上流の定断面部にある場合、 $f_{r1} = 0$ となり拡大部壁面からの反力は f_{rp} に含まれる。

壁面反力流れ方向成分 f_{rp} は、以下のように計算される。

$$f_{rp} = \bar{p}_p \cdot \Delta A_p \dots (9)$$

ここで ΔA_p は擬似衝撃波開始位置からの流路投影断面積の増分である。代表圧力 \bar{p}_p は擬似衝撃波開始位置によって(6)式あるいは(7)式で計算される。

擬似衝撃波下流の流出境界条件としては静圧あるいはチョーク条件が課されることが多い。ま

た擬似衝撃波内では混合が急激に進むことが実験により確認されている[10]。

2.3 推進剤および燃焼ガス物性

ハイブリッドロケット燃料は、日本精蠟株式会社製 micro-crystalline wax (HiMic-2095、 $C_{44}H_{90}$) とステアリン酸 ($C_{18}H_{36}O_2$) の混合物で質量割合は 92.5%、7.5%である。ステアリン酸は wax の割れ防止のための添加剤である。酸化剤はガス酸素である。この燃料と酸化剤の量論混合比は $O/F = 3.4$ であるが、エジェクター燃焼器での二次燃焼のための燃料供給のために、 $O/F = 1.7$ とした。

燃焼ガスの物性値は、CEAコードを用いて計算した[13]。燃焼圧 3.0 MPa での燃焼ガス温度は 2990 K、比熱比は 1.202、分子量は $18.77 \text{ g}\cdot\text{mol}^{-1}$ 、定圧比熱は $3.065 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ である。ロケット燃焼器内のガスの平衡状態を求め、下流の状態は凍結流条件で計算を行った。二次燃焼器内の燃焼では、ロケット排気と空気との混合ガスに、与えられた燃焼効率の条件での残存燃料と空气中酸素との反応熱を与えた。

3. 設計計算方法

初期条件としてエンジン形状を与え、2章で説明した物理モデルを用い、空気取入口部、エジェクター燃焼器部などのロケット排気、空気、燃焼ガスの状態、推力、推力増加率、比推力を求める。推力増加率が大きくなるよう、初期条件で与え

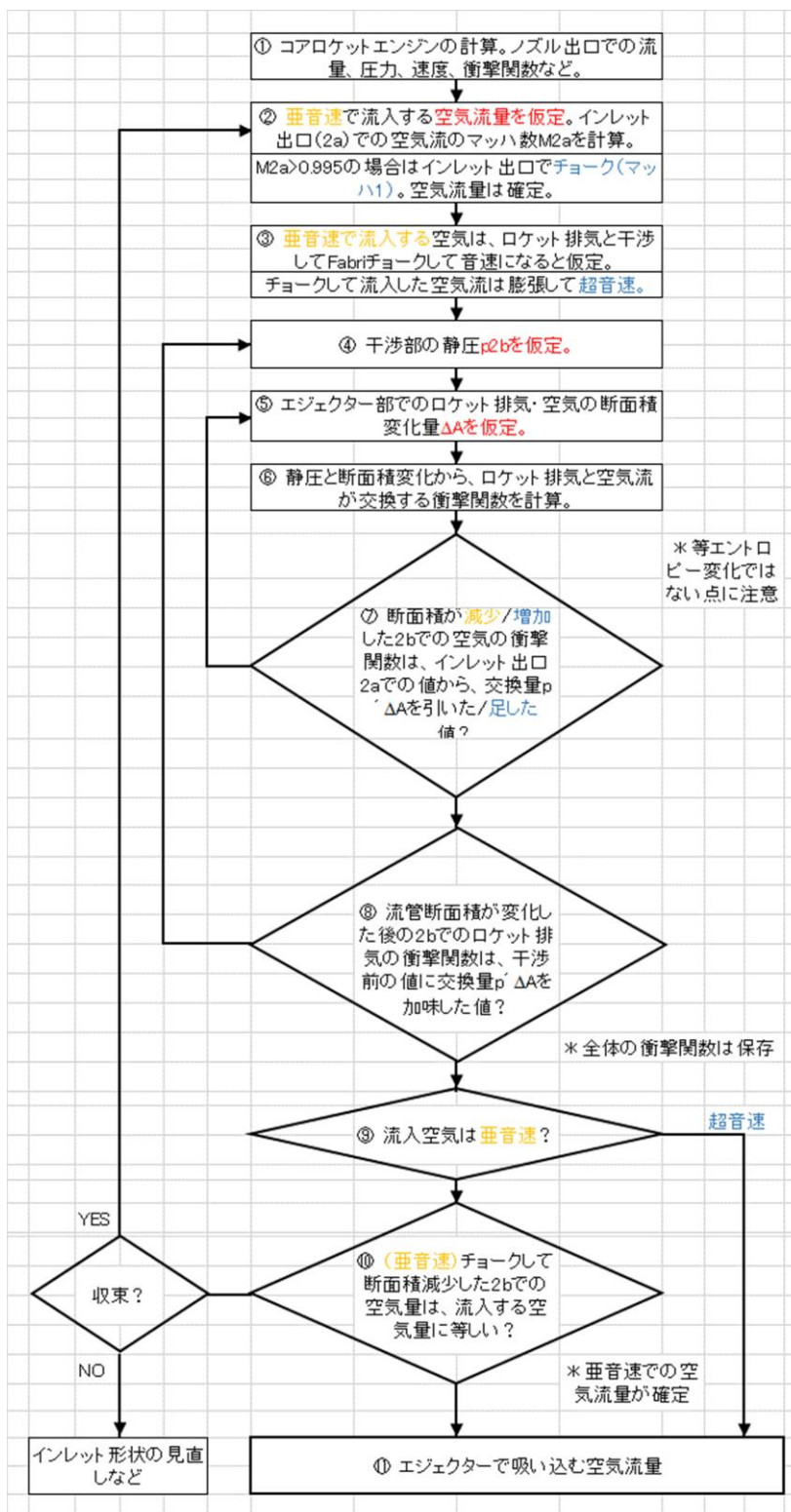


図6 エジェクター吸気計算フローチャート。

た各部の寸法を変更し再び計算を行う。今回は焼器の燃焼効率を 0.7 とした。推力計算は、流入衝撃関数および流出衝撃関数に環境圧補正を行った上で、両者の差分として求めた。

3.1 エジェクター吸気計算

図6にエジェクター吸気計算のフローチャートを示す。空気取入口出口 2a 位置で空気流がチョークに至った場合、以後の計算では空気はチョークを前提にロケット排気との運動量交換の計算を行う。ここでは表のようなフィードバックループごとの仮定に対する判定項目、仮定設定の順序を用いたが、計算手順としては他の組み合わせ、順番も可能である。

3.2 拡大管昇圧およびノズル出口計算

空気流量を求めた後、ディフューザー一部の計算を行う。ディフューザー内の擬似衝撃波長さは2章で説明した運動量釣合モデルで計算する。擬似衝撃波長さ計算のフローチャートを図7に示す。

3.1 で求めた空気流量とロケット燃焼ガス流量から、二次燃焼後の燃焼ガスのノズルスロート（位置 5）での温度、速度などの諸量を求めることができる。このノズルスロート状態から等エントロピー変化を仮定して二次燃焼器内（位置 4）での圧力、温度、衝撃関数などを計算することができる。ノズル内で燃焼ガスが膨張し大気圧になった後は、燃焼ガスは壁面から剥離して下流のノズル壁面には大気圧がかかると仮定した。

擬似衝撃波出口すなわち拡大管出口（位置 3）で、反応前のロケット燃焼ガスと空気は完全に混合していると仮定した。質量流量、エネルギーはロケット燃焼ガスと空気の合計が保存される。位置 3 と 4 での断面積が同じであることから、位置 3 での衝撃関数は、位置 4 での燃焼ガスの値と同一である。これより位置 3 での混合ガスの温度、圧力、速度などを計算することができる。

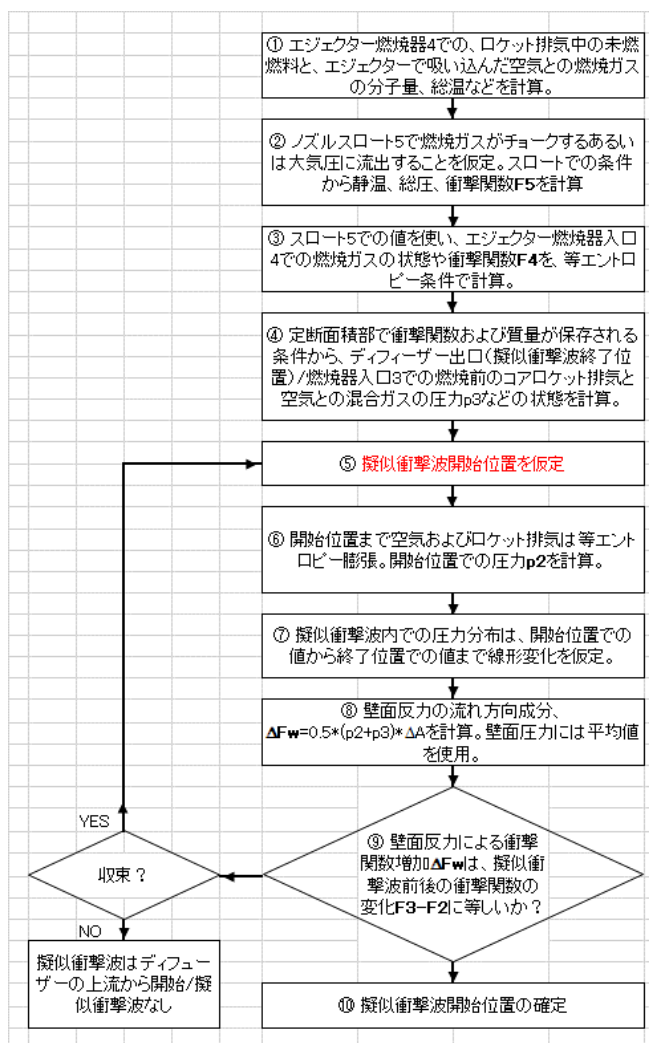


図7 ディフューザー・二次燃焼器の内流れ計算フローチャート。

次に擬似衝撃波位置を仮定する。擬似衝撃波に流入する衝撃関数を計算し、同時に 2.2 で説明した方法で壁面からの反力を計算する。総和が位置 3 での混合ガスの衝撃関数に一致するように、擬似衝撃波位置を修正する。

このようにして得られた空気取入口に流入する衝撃関数およびノズルスロートあるいはノズル出口からの衝撃関数に大気圧補正を行い、ハイブリッドロケットをコアロケットしたエジェクタージェットの推力を計算した。

$$F_{net} = (F_6 - A_6 \cdot p_a) - (F_1 - A_1 \cdot p_a) \cdots (10)$$

4. 模型形状

4.1 昨年度の模型形状と結果

昨年度、同様の手法で設計した模型で実験を行ったが、吸込み空気マッハ数は空気取入口出口でマッハ 0.3 であり、チョークには至らなかった[5]。模型断面を図 8 に、流れの様子を概念図を図 9 に示す。

昨年度の模型では、空気取入口最小断面積部の下流で断面積が再び大きくなっていった。また吸気された空気は、空気取入口出口でコアロケット排気流と大きな偏角で合流していた (図 9(a))。空気が最小断面積部でチョークし、その後、流路断面積の拡大に伴って超音速となると仮定する。このときロケット排気との合流部で、大きな偏角のために衝撃波を通過して亜音速になり、大きな圧力上昇を生じる (図 9(b))。このときの圧力上昇は、測定されたマッハ 0.3 での気流静圧とほぼ同じと

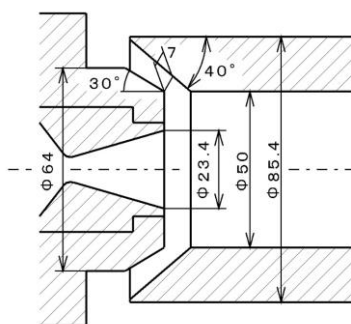


図 8 昨年度の模型形状。

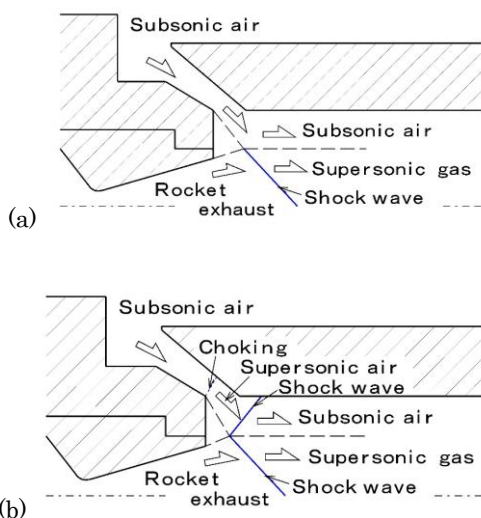


図 9 昨年度の模型の流れの様子。(a)実験時の様子、(b)最小断面部でのチョークを仮定した時の流れの様子。

なる。結果的に図 8 の形状では、気流をチョークさせることは困難であったと思われる。その他、コアロケット排気と空気が混合すると圧力が上昇するため、吸い込み性能が低下する[8]。昨年度の実験においては混合が進み、設計した吸込み性能が達成できなかった可能性もある。

4.2 設計形状および設計作動状態

今回設計した模型形状を図 10 に示す。主要な寸法は表 1 のとおりである。模型内流れの状態を図 11 に示す。

コアロケットノズル出口圧は 49 kPa と大気のチョーク圧よりもやや低い。空気流は空気取入口出口でチョークする。ロケット排気と空気流との運動量交換後の静圧は 41.6 kPa となった。コアロケットノズル出口のベース面への膨張があるために運動量交換後の圧力が低下している。擬似衝撃波位置はエジェクターダクト平行部の 60%まで遡る。二次燃焼器入口の未燃混合ガスの圧力は 162 kPa、二次燃焼ガスの圧力は 138 kPa と大気圧をやや上回る。二次燃焼器ノズルスロートで大気圧であり、マッハ数はほぼ 1 である。

コアロケット単体の大気圧下での推力は 374 N、比推力は 2560 m·s⁻¹ である。エジェクタージェット化した推力は 419 N、比推力は 2860 m·s⁻¹ となり、コアハイブリッドロケットに対する推力増加率は 1.12 である。

5. あとがき

本報告ではハイブリッドロケットをエジェクタージェット化するための設計計算方法に説明を行った。その結果、推力増加率 1.12 となる形状を設計した。今後、東海大学において本設計形状の模型を用いた燃焼試験を行う予定である。その実験結果を本設計計算と比較検討して設計方法

表 1 エジェクタージェット主要寸法 (mm)

コアロケットノズル出口径 (D _{rkt, nozzle})	29
空気取入口内径 (D _{2, i.d.})	36
空気取入口外径 (D _{2, o.d.})	54
二次燃焼器内径 (D ₃)	76
エジェクターノズルスロート径 (D ₅)	70

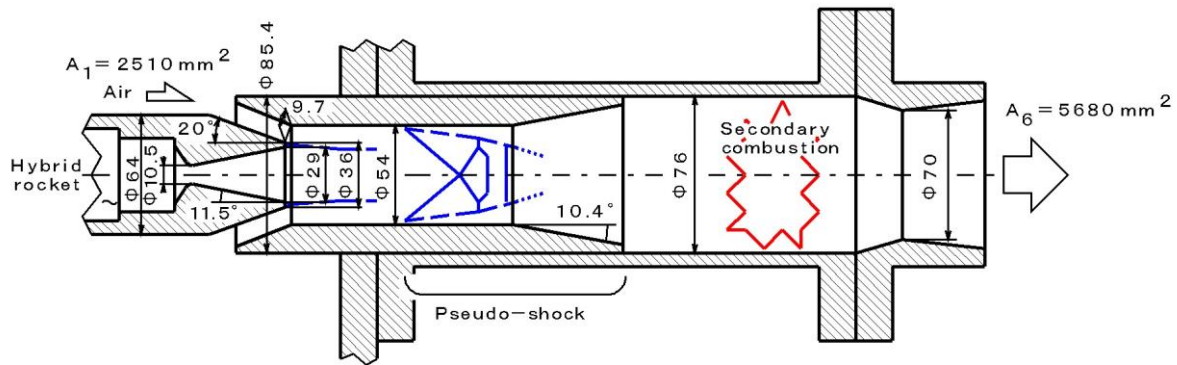


図 10 設計模型寸法。

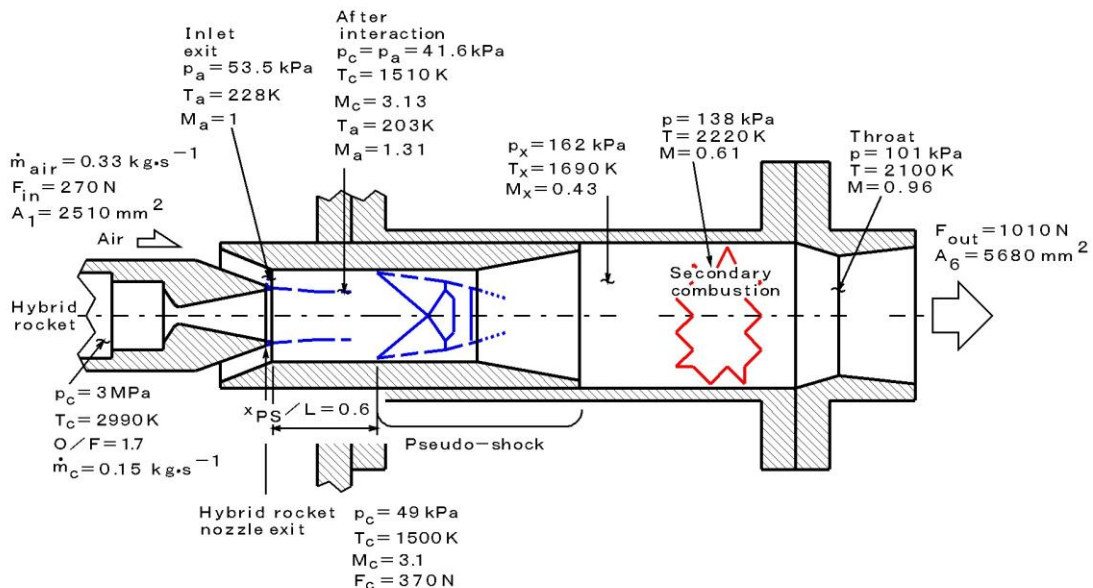


図 11 設計計算における模型内の空気流、燃焼ガスの状態。

を見直すとともに、最終的にはハイブリッドロケットのエジェクタージェット化により、高性能な推進機の実現を目指す。

参考文献

- 1) Hikone, S., Maruyama, S., Ishiguro, T., and Nakagawa, I., "Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels," AIAA Paper 2010-7030, Jul. 2010.
- 2) Nakagawa, I., and Hikone, S., "Study on the Regression Rate of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels," *J. Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 6, 2011, pp. 1276-1279.
- 3) <http://www.ea.u-tokai.ac.jp/srp>
- 4) Nakagawa, I., and Ezawa, Y., "Study on the Key Technologies of a Hybrid Rocket & Ramjet

Combined Cycle Engine," AIAA Paper 2014-3952, Jul. 2014.

- 5) Nakada, Y., and Nakagawa, I., "Experiments of an Ejector-jet using a Wax-based Fuel Hybrid Rocket Motor," AIAA Paper 2016-4963, Jul. 2016.
- 6) Kanda, T., Tani, K., and Kudo, K., "Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane", *J. Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2. 2007, pp. 301-309.
- 7) Kanda, T., Tomioka, S., Ueda, S., and Tani, K., "Design of Sub-Scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," JAXA RR-06-009E, Feb. 2007.
- 8) Tani, K., Hasegawa, S., Ueda, S., Kanda, T., and Nagata, H., "Analytical Method for Prediction of Suction Performance of Ejector-Jet", *Trans. JSASS*, Vol. 58, No. 4, 2015, pp.228-236.

- 9) Fabri, J., and Siestrunk, R., "Supersonic Air Ejectors," *Adv. Appl. Mech.*, Vol. 5, 1958, pp. 1–34.
- 10) Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T., and Kudo, K., "Aerodynamic Experiment on an Ejector-Jet," *J. Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp. 496–503.
- 11) Lamb, J. P., and Oberkampf, W. L., "Review and Development of Base Pressure and Base Heating Correlations in Supersonic Flow," *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 1, 1995, pp. 8-22.
- 12) Kanda, T., and Tani, K., "Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock," JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-06-037E, Mar. 2007.
- 13) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, Oct. 1994.