

ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの エジェクタージェットモードにおける性能評価

○ 谷 香一郎、長谷川 進、平岩 徹夫、富岡 定毅、村上 淳郎、工藤 賢司 (JAXA 宇宙輸送ミッション本部)

Performance Evaluation of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model under Ejector-jet Mode Operation

Kouichiro Tani, Susumu Hasegawa, Tetsuo Hiraiwa, Sadatake Tomioka,
Atsuo Murakami and Kenji Kudo (JAXA STMD)

Key Words: Aerodynamics Characteristics Propulsion Ejector-jet RBCC

Abstract

To reduce the cost of space transportation, the air-breathing engine is considered as one of candidate of its propulsion. However, to cover wide range of flight speed in which such vehicle sores up, the propulsion system has to operate in variable modes being efficient for the incoming air conditions. JAXA is proposing the rocket based combined cycle engine for such variable operation and the ejector-jet mode is adopted for low speed regime. The suction performance of ejector-jet has been long studied experimentally and numerically in JAXA, achieving quite few success in explaining the deterioration of suction with high temperature gas or light gas such as helium. In current study, a simple one dimensional model is introduced based on the former models incorporating the mixing effect of the primary (rocket flow) and second flow (induced air flow). The result was compared with several experimental and numerical data to validate the plausibility of the model. The results showed that the mixing of two flows reduces the suction performance, depending the primary flow conditions. The results explains the actual phenomenon observed in various configurations.

記号

A : 面積
H : 高さ
M : マッハ数
W : 幅
 \dot{m} : 流量
p : 静圧
t : 静温
u : 速度
 ρ : 密度

添字

1 : 一次流
2 : 二次流
b : ベース面
c : 二次流チョーク状態
d : エジェクタダクト
i : 入り口状態
t : 釣合時状態
m : 混合層

1. 始めに

JAXA 角田宇宙センターでは、将来の低コスト宇宙輸送機の推進器として、空気吸込みエンジンとロケットをエンジンを組み合わせた複合サイクルエンジンの研究^[1]を進めている。宇宙機は離陸から宇宙速度に至るまで幅広い速度域で推力を得る必要があり、複合サイクルエンジンでは、速度に応じてエンジンの動作モードを切り替えることで、必要な推力を発生させつつ、高い比推力を実現している。マッハ3を超える領域では、ラム圧を十分得ることができ、本エンジンはラムジェットとして動作するが、その速度に至るまでの比較的低速の領域ではロケットを主体とし、ロケット気流が空気の流れを誘起する効果（エジェクタ効果）を利用して、吸い込んだ空気流れに燃料を付加して推力を増補するエジェクタジェットモードで加速することを狙っている（図1）。

RBCC を設計する際は、空気吸込みのメリットを活かすためにラムモードで十分気流を取り込み圧縮するよう、流路の設計を行う。その上で、エジェクタモードでの吸込流量を正確に評価し、推力の見積もりを行うことを目指している。

JAXA ではこれまで、常温の窒素ガスにてロケット気流を模擬したエジェクタ試験^[2,3]や、大型のエンジン模型を使った複合サイクルエジェクタモード試験^[4]をおこなってきた。その結果、常温窒素を用いた試験では、比較的容易に二次流がチョーク(燃焼器入り口部で音速に到達)するが、分子量の小さいヘリウムや、水素・酸素を用いた燃焼ガスでは同形状のエンジンでもチョークに至らない、すなわち吸込み性能の低下が起こる、事がわかった。従来、吸込み性能予測は、二流間の運動量授受に基づく手法を用いてきたが、この方法では、一次流の物性による性能変化が考慮されない。現実の流れ場では、前記の通り、一次流の物性が吸込み性能に影響することから、エンジン性能の予測手法向上のためには、吸込み性能予測手法の向上は必須の課題である。

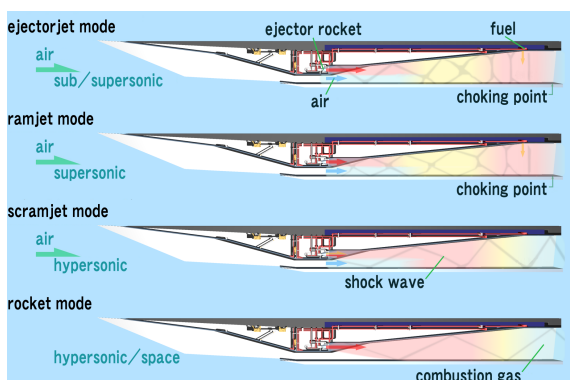


図1 複合サイクルエンジンの作動モード

本報にて紹介する手法は、従来の青木ら^[5]の提案した一次流・二次流間の運動量交換のモデルを用いた手法をベースに、一次流・二次流が混合した場合に想定される圧力上昇をモデル化し、吸込み流量の低下を求めるものである。結果を、実験値、解析値と比較し、モデルの妥当性について検討を行った。

2. モデルの概要

実際の現象では、二層は混合層を形成しつつ、層間で運動量の交換を行う。この現象を運動量の交換

と混合層形成による状態の変化の2つに分けて計算を行う。

運動量交換のモデルは、青木らの方法に従う。青木らのモデル^[5]はFabriのモデル^[6,7]概念を基本に、高圧の一次流が二次流側に膨張し、二流間の接触面を通して、接触面に掛かる圧力に相当する運動量の交換が行われ、二流間で圧力が釣り合いつつ、二次流がチョークに至ると考える。(図2)

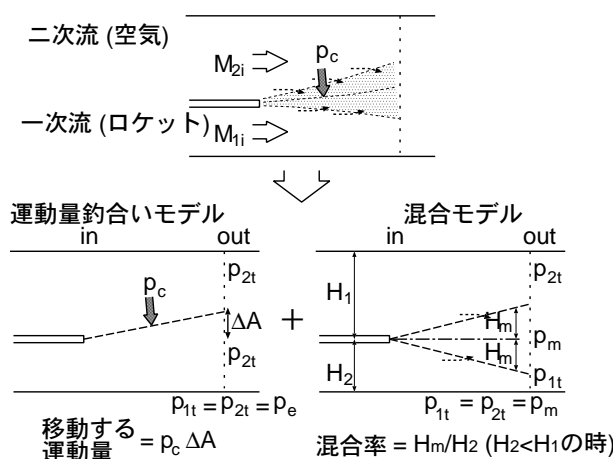


図2 計算モデル

本手法では、加えて混合層の生成を簡易的なモデルで見積もり、運動量釣り合い時の圧力の値と、混合層生成後の釣り合った圧力の値が、最終的に同じになる様な条件を、二次流マッハ数をパラメタととしてくり返し計算を行うことで求める。なお、青木の手法では、二次流チョークを前提としているが、本手法は二次流は必ずしもチョークせず、一次流と圧力が釣り合う条件のみを課している。

2.1 混合のモデル

混合のモデルは、一次流、二次流双方に同じだけ幅(H_m)だけ混合層が発達するものとし、この幅を混合の指標として用いる。本来、二次流入り口マッハ数、 M_{2i} 、は未知であるが、これを与える(繰り返し計算のループ変数とする)事により、圧力が釣り合った状態の諸量を入り口の諸量で記述できる。混合層へ流れこむ質量は、一次流、二次流の諸量を添字1、2、混合層をmとすると、質量保存から下記を満足するものとする。

$$\begin{aligned} \rho_1 u_1 H_m W + \rho_2 u_2 H_m W &= \dot{m}_m \\ &= \rho_m u_m A_m \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 W は流路幅を表す。未知の変数は 5 変数 ($\rho_m, p_m, t_m, u_m, A_m$) である。一方、混合層に取り込まれていない一次流、二次流については、等エントロピ的に変化すると考える。この時気体の変化は質量保存、状態式の二式に加え、等エントロピ変化による静温、静圧の式、マッハ数と速度、温度の関係式の 5 式で記述される。一次流、二次流の未知変数はそれぞれ 6 個 (ρ, p, t, u, A, M) である。一次流、二次流全体として、運動量、エネルギーが保存されること、また混合層について状態方程式を仮定することにより、さらに 3 式を得る。よって、全体で 17 変数に対し、14 式を得るが、これに加えて混合後の一次、二次、混合層の圧力釣り合い (2 式) と、流れ全体の面積の拘束条件 (1 式) を加えることで、下流の未知数を記述する数式は閉じ、一意の解を得る。

2.2 運動量交換モデル

他方、運動量交換モデルについては、一次流、二次流の釣り合いの各 5 変数 (ρ, p, t, u, A) に対し、質量保存、運動量保存、エネルギー保存、状態式の 8 式 (4 式 $\times 2$) と一次、二次流の圧力の釣り合い、流路面積の拘束による 2 式を加えることで系が閉じる。交換される運動量は、一次流、二次流の入り口静圧のうち、より低い値の側に流管が広がり、面積変化が起こり、面積変化分に静圧を掛けた値 (図 2 において、 $p_c \Delta A$ に相当) が力として流管の間で作用しあうと考える。

2.3 計算手順

本手法では、まず、 H_m を与え、混合により得られる釣り合い時の圧力 (p_m) と、同じ入り口条件で計算した運動量交換で得られる釣り合い静圧 (p_e) が等しくなる条件を、 M_{2i} を変化させてイタレーションで求める。(すなわち、未知の M_{2i} 一変数に対して、 $p_e = p_m$ を条件式として与えることで、値を求める) 二次流側の総温、総圧が既知であるとすれば、 M_{2i} から吸込み流量を求めることができる。二次流吸込み量と、二次流が入口部でチョークする場合の吸込み量 (即ち、最大吸込み流量) との比 (\dot{m}/\dot{m}_c) を、吸込み性能として評価する。本手法では、一次流がある条件の場合、 H_m を変化させても、解が得られない場合がある。次節に示す比較から、解がない場合は混合による吸込み性能低下が起きない場合に相当する。

3. 簡易形状による、吸込み性能の評価

一次流の条件が吸込みに与える影響を調べるため、一次流と二次流の入り口面積比を 2:1 にとった簡易的なエジェクタダクトについて計算を行った。二次流は常に静止大気と仮定し、エジェクタ効果により加速してダクト内に流入するものとした。

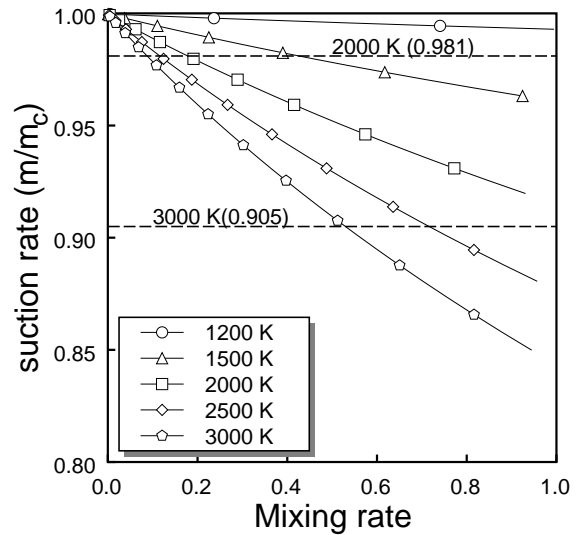


図 3 一次流温度の影響

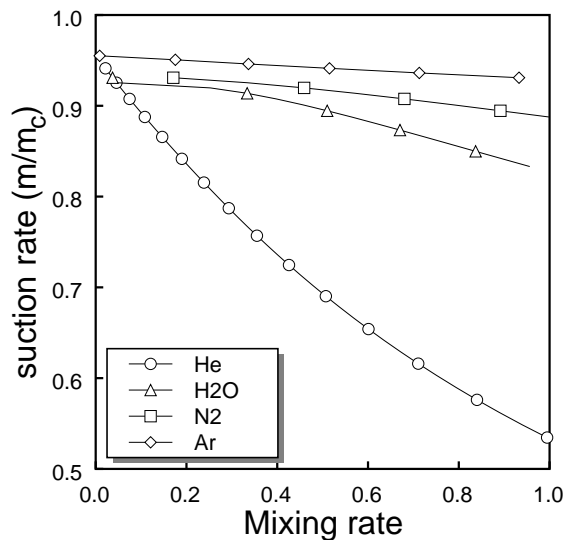


図 4 ガス種の影響

一次流の温度と、ガス種を変えて吸込み性能の変化を調べた。図 3 では横軸に混合率 (H_m をより小さい側の入り口高さで割った値) を、縦軸に二次流

が入り口でチョークする値に対する、吸込み流量割合を比較したものである。一次流の総圧は 1.2 MPa、マッハ数は 3 に固定した。一次流の温度上昇に伴い、混合率の上昇に伴う吸込み流量の低下が顕著になる。総温が 1000K では、 H_m を変化させても解を得られなかった。CFD での結果との比較から、解が無いことは、混合による吸込み性能の低下が無いことに相当するものと考えられる。

図の破線は同じ入り口条件で計算した CFD の結果を示す。CFD による見積もりも、1000K まで吸込み性能の低下はなく、2000、3000K において、吸込み流量の低下が見られた。比較から、本モデルにおいて、2000K で 0.2、3000 K で 0.45 程度の混合率を仮定すると、CFD と一致することがわかる。

一次流のガス種による吸込み性能の変化を図 4 に示す。一次流は総温、総圧を 2000 K、1.2 MPa、噴射速度をマッハ 3 で固定した。混合による吸込み性能は基本的に分子量が小さいと低下する。分子量 4 のヘリウムでは特に著しく低下する様子がみられた。一方で、28 の窒素と 40 のアルゴンでは、大きな違いが見られなかった。なお、総温 300 K では、窒素、アルゴンでは混合による吸込み性能の低下は見られなかったが、ヘリウムでは吸込み性能が低下した。

以上の結果から、一次流の総温が高く、分子量が小さい場合には、混合により吸込み性能が低下することが予測される。相似の形状のエジェクタジェットであっても、用いるガスによっては、吸込み性能が変化することを示しており、実機（燃焼ガス）を常温窒素で模擬する場合には注意を要することがわかる。

次節では、その実例と、本手法による推定結果を示す。

4. エンジン形状実験値との比較

角田宇宙センターでは、エジェクタジェットの性能を推定するために、種々の模型実験を実施している。これらの試験では、窒素などのガスをポンベから減圧弁を通して模型に供給し、ロケットガスを模擬した。一部の試験を除いて、試験は静止大気中で実施した。よって、二次流の総温、総圧は大気状態に相当する。

まず、基礎実験として、小型の模型を制作し常温窒素ガスを用いた試験を実施した [8]。この時、比較のためヘリウムを噴射した。模型形状を図 5 に示す。ロケットガスの総圧は 1.6 MPa、2 個のロケットノズル噴射孔からマッハ 2.3 で一次流を供給した。

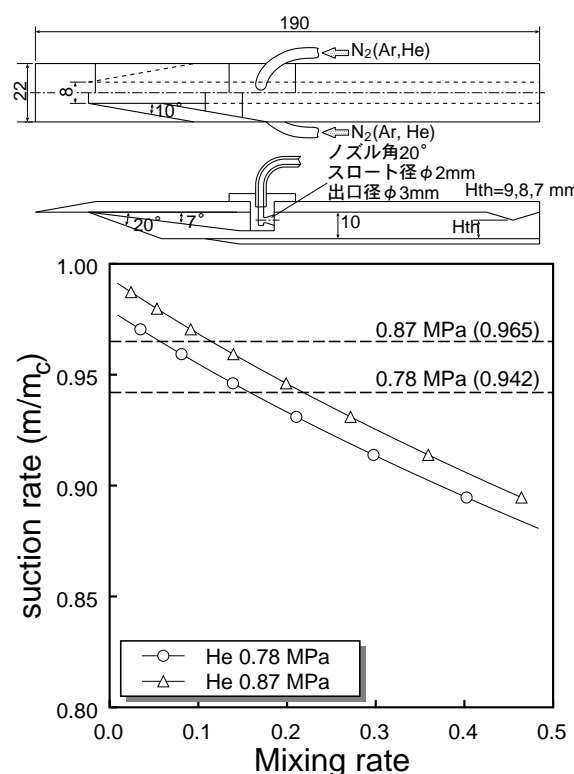


図 5 小型模型 He 噴射実験との比較

実際の模型では、一次流を噴射面周りにベース面が存在する。一次流面積を A_1 、二次流面積を A_2 、ベース面積を A_b 、流れこむダクト面積を A_d とすると、幾何形状的には

$$A_d = A_1 + A_2 + A_b$$

であるが、今回のモデルは A_b に関する評価を取り込んでいない。よって擬似的に

$$A_d = A_1 + A_2$$

として、計算を行っている。図中の破線は実験における吸込み性能を表す。同形状の模型で窒素ガスを噴射した場合は、いずれの圧力でも概ねチョークを達成できたが、ヘリウムでは図に示すように 5% 程度吸込み流量の低下が見られた。今回のモデルに基づく、0.15 前後の混合を仮定することで、低下量を説明できる。一方、同じ模型を用いて、窒素ガスを噴射した場合は、二次流はチョークし、吸込み性能の低下はなかった。今回のモデルでも窒素では吸込みが低下する解はなかった。

大型の燃焼可能なエンジン模型 (E3 模型^[5]、図 6) について、その 1/5 スケールダウン模型^[9] で常温室素を、E3 では酸素・水素による燃焼ガスを用いて吸い込み性能を取得した。単純なスケールダウンモデルであるため、ガスの種により、ロケット噴射孔出口でのマッハ数は 1/5 モデルと E3 で異なる。前者は 3.6、後者は 2.9 である。1/5 スケール模型で常温室素を総圧 2、3 MPa で噴射すると、二次流が燃焼機入り口でチョークしたが、E3 での高温の水素・酸素燃焼ガス噴射ではチョークを達成できなかった。一方、本モデルでは常温室素では、混合による二次流吸込みの低下の解はなく、水素・酸素燃焼ガスでは図 5 に示すように、混合による低下がみられた。なお、一次流の組成については、CEA^[10] を用いて計算を行った。総温は 3900K、比熱比は 1.12 である。

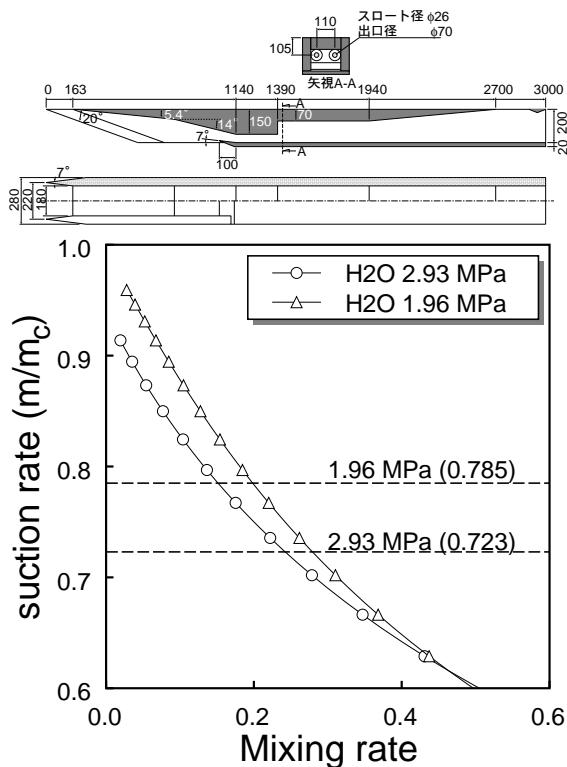


図 6 E3 模型燃焼実験との比較

E3 実験では一次流総圧を 2、3 MPa で取得している。その際の吸込み性能を図中に破線で示す。本モデルに照らすと、吸込み性能の低下は、0.2 程度の混合率に相当する。

低マッハ数での吸い込み性能を調べるため、2008 年には CAMUI ロケット^[11] を用いたエジェクタ飛

行実験^[12] を実施した。ロケットノズル周辺に円筒ダクトを付加し、エジェクタジェットを構成する (図 7 参照)。E3 形状と同様、1/3 スケールダウンモデルにて窒素噴射実験^[13] と、CAMUI ロケットモータ (推進薬は液体酸素/ポリエチレン) 部を用いた吸い込み性能試験を実施した。

ガス組成は CEA を用いて推定している。総圧は 2.0 MPa もしくは 2.5 MPa、ロケット出口のマッハ数は窒素では 3.2、CAMUI ロケットモータでは 2.8 である。ロケット出口でのマッハ数は窒素ガスの場合、E3 とは異なり、実験においては、いずれの場合も気流は燃焼機入り口付近でチョークしていたが、今回のモデル計算では、低分子量、高温ガスの特性に従い、混合率上昇により、燃焼ガスでは吸込み性能が低下するという結果を得た。よって CAMUI 形状の場合、混合率が非常に小さい状態であったと推定できる。なお、窒素ガスによる可視化模型試験^[13] においても、二層に分離した流れが排気される様子が観察されている。

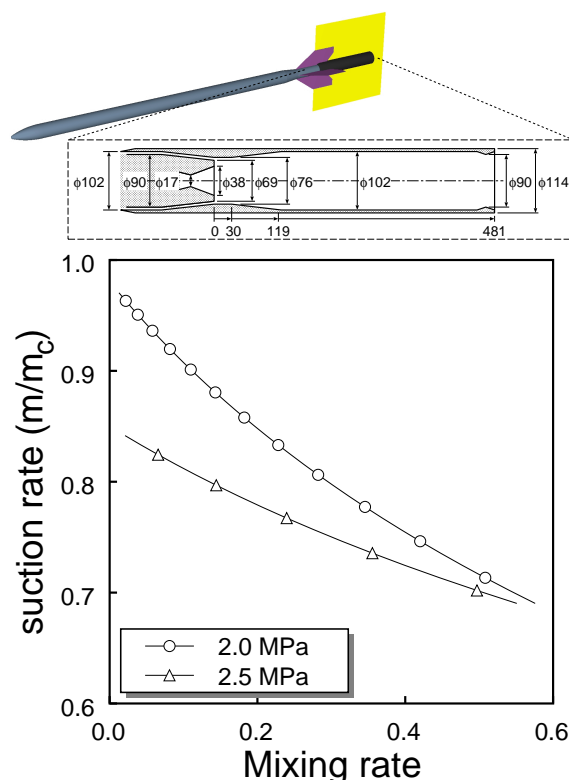


図 7 CAMUI 模型燃焼時との比較

今回の検討では、混合を仮定することで、高温ガス、低分子量のガスでの、吸い込み性能低下を定性的にはモデル化出きることを示した。一方、混合率

そのものの特定のためには、エンジン形状の効果を適切にモデルに取り込むなど、さらに検討が必要である。

4. まとめ

エジェクタジェットの吸込み特性を推定するために、運動量釣り合いに、混合層発達による圧力上昇を重ねる方法を用いて吸込み特性を推定した。実験値との比較を行い、吸込み性能の低下について検討した。

- (1) 一次流の総温が高くなるにつれて、二次流との混合による吸込み性能低下が大きくなる。
- (2) 一次流の分子量が小さくなるにつれて、二次流との混合による吸込み性能低下が大きくなる。
- (3) 吸込み性能の低下は混合の割合が大きくなるに連れて大きくなる。
- (4) 実験値との比較から、低分子量ガスや高温ガスを用いるエジェクタでの吸込み性能低下は、一次流、二次流がある割合で混合する事を仮定すると推定できることがわかった。一方、吸込み性能の低下の見られない場合は、混合が進んでいないことが推定される。

参考文献

- [1] Kanda, T., et al., "Design of Sub-scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," IAC paper IAC-05-C4.5.03, Oct. 2005.
- [2] Tani, K., Kanda, T. and Tokudome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA Paper 2005-1210, Jan. 2005.
- [3] Tani, K., Kanda, T. and Tokudome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Modified Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA Paper 2006-224, Jan. 2006.
- [4] Tomioka, S., Takegoshi, M., Kudo, K., Kato, K., Hasegawa, S. and Kobayashi, K.: "Performance of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model in Ejector Mode Operation," AIAA-2008-2618, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, Apr, 2008.
- [5] Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T., Kudo, K., "Experimental Investigation on an Ejector-Jet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No.3, May-June 2005, pp.496-503.
- [6] Fabri, J., and Siestrunk, R., "Supersonic Air Ejectors," *Advances in Applied Mechanics*, Vol. 5, Academic Press, New York, 1958, pp. 1-34.
- [7] Fabri, J., and Paulon, J., "Theory and Experiments on Supersonic Air to Air Ejectors," NACA TM 1410, Jan. 1958.
- [8] 谷、苺田、久保田、"複合エンジン低速域での空力特性", 宇宙輸送シンポジウム予稿集, 2004.
- [9] Tani, K., Kouchi, T., Kato, K., Sakuranaka, N. and Watanabe, S., "Aerodynamic Experiments of Small Scale Combined Cycle Engine in Various Mach Numbers," ISTS 2008-a-41, 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, Jun., 2008.
- [10] Gordon, S and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I Analysis," NASA RP-1311, 1994.
- [11] Nagata, H., Ito, M., Maeda, T., Watanabe, M., Uematsu, T., Totani, T. and Kudo, I., "Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments," IAC-05-C4.P.21, 56th International Astronautical Congress of IAF/IAA/IISL, Fukuoka, Japan, Oct. 17-21, 2005.
- [12] Ueda, S., Hiraiwa, T., Takegoshi, M., Tani, K., Kanda, T., "Subsonic Flight Experiments of Ejector-Rocket using Hybrid-Rocket CAMUI," AIAA-2009-7298, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic and Technologies Conference, Bremen, Germany, Oct. 19-22, 2009.
- [13] 谷、櫻中、工藤、村上、加藤、植田、岩佐、"小型ロケットを用いたエジェクタジェットのエンジン内空力予備試験," 第52回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 2008.