

ハイブリッドロケット&ラムジェット複合エンジンの エジェクタジェットモードに関する実験的研究

○江澤勇介（東海大学・院），那賀川一郎（東海大学）

Experimental Research about the Ejector Jet Mode of a Hybrid Rocket & Ramjet Combined Cycle Engine

○Yusuke Ezawa, Ichiro Nakagawa (Tokai University)

Key Words : Propulsion , Engines , Ejector Jet , Hybrid rocket , Combined Cycle

Abstract

In this study, a Hybrid Rocket & Ramjet Combined Cycle Engine is proposed for TSTO first stage engine. It has two operation models. Ejector jet mode is operated from Mach 0 to 2. The core engine is a hybrid rocket which increases the momentum of the introduced air. From Mach 2 to 6, the ram jet mode is operated. This engine has characteristics that is very simple and safe for using a hybrid rocket. However, an ejector jet has a problem. It is not proved whether it is able to be higher than a simple rocket performance or not. Then, the theoretical performance of an ejector jet was calculated with NASA CEA400. And a small combined engine was made and the ejector effect was obtained by using the small engine. And, combustion experiments on the ground resting state were conducted to compare results of the theoretical calculation and combustion experiments. In this paper, these results are reported.

1. はじめに

さらなる宇宙利用活動の活性化を考えた場合に現在の輸送システムの課題として、火薬や水素などを使用していることによる危険性、そして輸送コストが著しく高いということが挙げられる。そこで、これらの課題を考慮した次世代の宇宙輸送システムとして、ハイブリッドロケットを使用した完全再使用型の二段式宇宙往還機 (TSTO)が提案されている。

我々はこの往還機的一段目のエンジンとしてラムジェットエンジンとハイブリッドロケットを組み合わせた複合エンジン (Hybrid Rocket & Ramjet Combined Cycle Engine)，二段目にはハイブリッドロケットエンジンの搭載を提案している。一段目の複合エンジンはFig.1.1に示すように、静止状態から飛行マッハ数2程度までをエジェクタジェットモード、マッハ数2～マッハ6程度までをラムジェットモードとして作動する。このエンジンの特徴は、回転機構がないため構造が簡素であり、エアブリージングエンジンとして周囲の空気を酸化剤として使用できるため、高い比推力性能が期待できる点である。しかし、エジェクタジェットに関しては設計手法が確立されておらず、エジェクタジェットがロケット単体よりも比推力性能の面で優れているかどうか不明である。

そこで本研究では、化学平衡計算を利用した理論計算によりエジェクタジェットがロケット単体よりもIsp性能の面で優れている条件があるかどうかを検証した。さらに、この理論計算の中で仮定したエジェ

クタ効果が発生し得るのかどうかをコールドフロー実験で確認した。そして、地上静止状態の燃焼実験では理論計算で確認した条件が達成できるかどうかを検証したので、それらの結果を報告する。

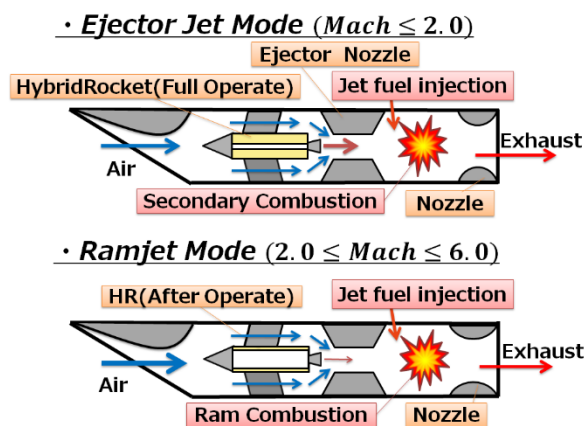


Fig.1.1 Hybrid Rocket & Ramjet Combined Cycle Engine

2. エジェクタジェット

エジェクタジェットの特征としては、エジェクタ効果による空気吸いこみ性能の向上を狙ってエジェクタノズルが装備されていることである。このノズルのスロート部においてロケットからの駆動ガスと吸込んだ空気との運動量が変換され、空気の総全圧が上昇する。しかし、空気を吸い込むだけでは混合過

程において全圧損失を生むだけであり、ロケット単体よりも推力性能が低下すると考えられる。このエジェクタジェットでは空気と駆動ガスとの混合ガスにさらに燃料を加え、二次燃焼させることにより性能向上をはかる。Fig.1.1にはそのエンジンの模式図を示す。

3. エジェクタジェットの原理

エジェクタジェットの原理を示した模式図をFig.3.1に示した。まず、ロケットからエジェクタノズルスロート内に超音速の駆動ガスが流入することにより周囲の空気がエンジン内に吸い込まれ、さらに混合過程により超音速まで加速される。そしてその空気流は二次燃焼室入口付近で衝撃波を発生させ亜音速流になる。これによって二次燃焼室圧力の上昇が上流側の空気吸込み性能に影響を及ぼしにくくなり空気を吸い込み、かつ二次ノズルのチョーク状態を超えて二次燃焼室圧力を上昇させることが可能となる。このような状態をエジェクタジェットの作動条件とした。

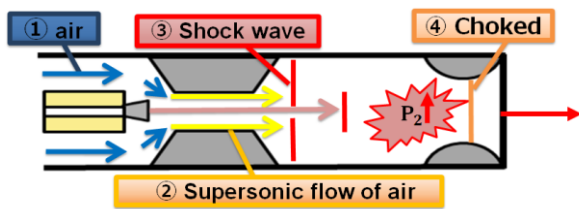


Fig.3.1 Ejector effect

4. 理論比推力計算

4-1 計算手順

計算の目的は、それぞれの飛行高度において新たに導出した式から算出したIsp性能がコアロケット単体よりも優れている条件があるかどうかを検証することである。エジェクタジェットが全ての計算条件において作動していると仮定して化学平衡計算プログラム（NASA CEA-400）のロケット性能計算結果において混合ガスが二次ノズルで最適膨張した場合の比推力をIsp_{mix}とすると、エジェクタジェットのIspは以下の関係式で計算される。

$$Isp = \frac{F_{ej}}{(\dot{m}_1 + \dot{m}_{f2})g} \quad (1)$$

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_f + \dot{m}_o \quad (2)$$

ここで、F_{ej}：推力、 \dot{m}_f ：コアロケットの燃料流量、 \dot{m}_o ：コアロケットの酸化剤流量、

$$F_{ej} = F_2 - \dot{m}_i V_i \quad (3)$$

$$F_2 = (\dot{m}_i + \dot{m}_1 + \dot{m}_{f2})g \times Isp_{mix} \quad (4)$$

ここで、F₂：二次ノズルにおける発生推力、 \dot{m}_i ：吸込み空気流量、V_i：吸込み空気流速、 \dot{m}_{f2} は二次燃焼室に追加される燃料流量、

(3)式を(1)式に代入するとIspは(5)式で表される。

$$\begin{aligned} Isp &= \left\{ 1 + \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_1 + \dot{m}_{f2}} \right\} Isp_{mix} - \frac{\dot{m}_i}{(\dot{m}_1 + \dot{m}_{f2})} \frac{v_i}{g} \\ &= \left\{ 1 + \frac{1}{1/\eta_a + 1/\eta_f} \right\} Isp_{mix} - \frac{1}{1/\eta_a + 1/\eta_f} \frac{v_i}{g} \end{aligned} \quad (5)$$

ここで、 η_a 、 η_f というパラメータは次式で定義される。

$$\eta_a = \dot{m}_i / \dot{m}_1$$

$$\eta_f = \dot{m}_{f2} / \dot{m}_i$$

これらの関係式を利用した計算手順を記述する。手順は大きく三段階に分けられる。はじめに想定する飛行経路とコアロケットのパラメータを設定した。ここで飛行経路は、機体の構造設計をし易くするために飛行動圧P_dが50kPaで一定となるよう設定し、この中で高度0km、5km、そして10kmにおいて計算を実行した。コアロケットであるハイブリッドロケットの燃料にはクラック発生を抑え、なお且つ高い燃料後退速度の達成を目指して、高融点マイクロクリスタリンワックスであるHi-Mic-2095の割合を92.5%としてステアリン酸が7.5%添加されている燃料を使用した。酸化剤にはO₂を使用した。さらにコアロケットの燃焼室圧力P₁は3MPaに設定されている。そして各計算値はNASA CEA-400を使用して燃焼ガスがノズル出口で最適膨張することを仮定して算出された。Isp_Rは特性排気速度が最大となるO/Fのときの値として、そこから駆動ガス流量 \dot{m}_1 が求められる。この過程で設定、算出されたパラメータを以下にまとめた。

$$\begin{aligned} \text{飛行動圧:} & P_d \\ \text{コアロケット燃焼圧:} & P_1 \\ \text{駆動ガス流量:} & \dot{m}_1 \\ \text{コアロケット比推力:} & Isp_R \end{aligned}$$

次にエジェクタジェットモードのパラメータを設定する。ここで二次燃焼室の圧力P₂を設定するために η_p といパラメータを次式で定義する。

$$\eta_p = P_2/P_1$$

この η_p と既に定義されている η_a に任意の値を代入することで計算を進めることが出来る。この過程で設定、算出されたパラメータを以下にまとめた。

空気吸い込み性能： η_a
 空気吸い込み流量： \dot{m}_i
 二次燃焼室圧力性能： η_p
 二次燃焼室圧力： P_2

最後にCEA400を使用してエジェクタジェットの特性排気速度が最大となる I_{sp} を算出する。この過程で二次燃焼室に追加される燃料流量が算出されて η_f がそれぞれの空気吸い込み流量に対して決定される。以上の計算ではコアロケット、エジェクタジェットの燃焼ガスはそれぞれノズル出口で最適膨張する仮定の下、計算が実行された。この過程で設定、算出されたパラメータを以下にまとめた。

二次燃焼用の燃料流量： \dot{m}_{f2}
 二次燃焼パラメータ： η_f
 エジェクタジェットモード比推力：
 I_{sp}

4-2 計算結果と考察

理論計算の結果と考察について記述する。Fig.4.1には代表例として高度5km、マッハ数1.15における η_p の値ごとに結果を示した。横軸は空気吸い込み性能を表す η_a 、縦軸は I_{sp} である。一方、水平に伸びたデータは高度5kmにおけるコアロケットの理論 I_{sp} の値である。ここで、エジェクタジェットモードの性能とコアロケット単体とを比較すると、この高度においては $\eta_p \geq 0.2$ に設定しつつ、 η_a を適当な値まで上げることができれば、エジェクタジェットがコアロケット単体の性能を上回ることを表している。

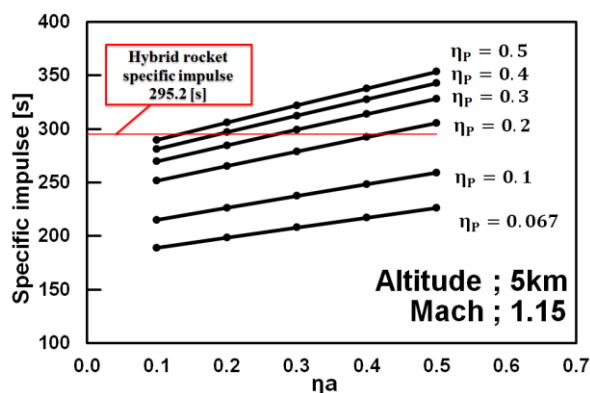


Fig.4.1 理論計算結果 (Altitude;5km, Mach;1.15)

次に、Fig.4.2には空気吸い込み性能のパラメータを $\eta_a = 0.3$ で固定した場合の計算結果を示した。横

軸は二次燃焼室圧力を表す η_p 、縦軸は I_{sp} である。ここで、空気吸い込み流量を一定にした条件の下、飛行高度を変化させた場合の性能について考察する。グラフ上には高度0km, 5km, そして10kmにおけるエジェクタジェットとロケット単体の理論比推力結果を示した。高度0kmでは、ロケットよりも性能が高い条件が $\eta_p = 0.4, 0.5$, 高度5kmでは $\eta_p = 0.3, 0.4, 0.5$, そして高度5kmでは $\eta_p = 0.3, 0.4, 0.5$ となっており、条件の範囲が高度を増すごとに広がっていることが分かる。

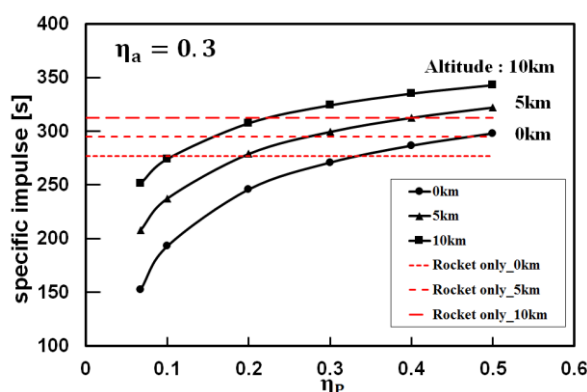


Fig.4.2 各高度の理論計算結果 ($\eta_a = 0.3$)

5. コールドフロー実験

5-1 供試体および実験方法

燃焼ガスの代わりに O_2 を駆動ガスに用いたコールドフロー実験において、エジェクタノズルを装備した状態でエジェクタジェットが作動することを実証する。これは二次ノズルで流れがチョーク状態となり、同時に空気の吸い込みがあることにより確認できる。Fig.5.1にはこの実験で使用した供試体である。その主な構成は、コアロケット燃焼室、空気取り入れ口、エジェクタノズル、二次燃焼室、そして二次ノズルとなっている。

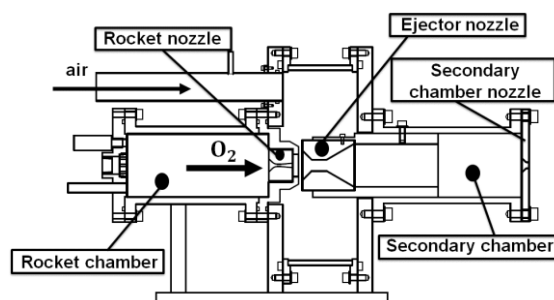


Fig.5.1 コールドフロー実験の供試体

そして今回の実験で用意したエジェクタノズルは5種類である。これまでのコールドフロー実験で

は空気取り入れ口から駆動ガスが逆流していた。その原因が運動エネルギーの少ない駆動ガスに対してエジェクタノズルスロート直径 Dej が大きく、且つスロート長さ Lej も長いことが影響していると考えた。そこでコアロケット出口断面とエジェクタノズルスロート入口断面の距離 L を短くし、エジェクタノズルスロート形状を縮小した。それぞれの寸法箇所はFig.5.2に示した。また、先行研究との寸法の違いはTable.5.1にまとめた。二次ノズルはこの実験の場合、二次燃焼室圧力を上げることが出来ればよいので、オリフィスのような形状のスロート直径が8mmのものを用意した。

Table.5.1 設計変更値一覧

Ejector nozzle	L [mm]	Dej [mm]	Lej [mm]
Previous research			
EJN20	64.0	20	100
This research			
EJN5_10_20	17.6	10	20
EJN5_15_20	17.6	15	20
EJN5_15_30	17.6	15	30
EJN10_15_20	22.6	15	20
EJN10_15_30	22.6	15	30

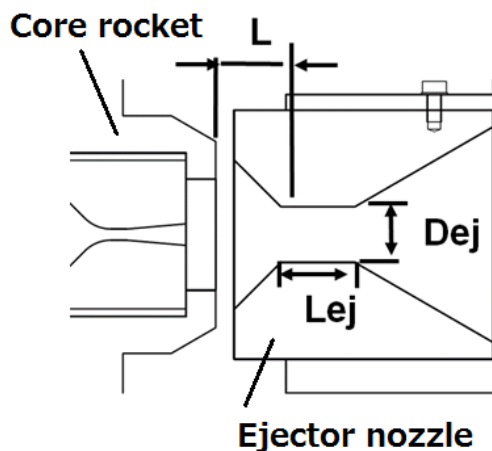


Fig.5.2 設計変更箇所

コールドフロー実験用の供給系をFig.5.3に示す。燃焼ガスを模擬したガス酸素（GOx）を使用しており、そのガスは空圧アクチュエータで駆動されるSwagelokのボールバルブSS-45S8-A60C3-1466によって制御される。アクチュエータの駆動には窒素ガスをを用いている。

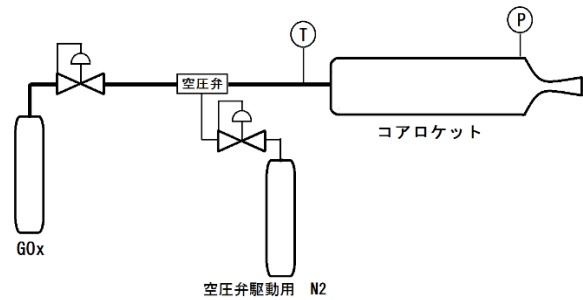


Fig.5.3 コールドフロー実験用の供給系

ここで計測方法について記述する。計測点は圧力がコアロケットノズル入口、空気取り入れ口、そして二次燃焼室ノズル入口圧であり、温度の計測点はコアロケット上流である。それぞれの計測は、圧力サンプリングレートを500Hz、温度を10Hzとした。

5-2 実験結果とエジェクタ効果の考察

コールドフロー実験の結果を記述する。Table.5.2には各エジェクタノズルを使用したときの実験結果をまとめた。この結果からエジェクタジェットが作動しているかどうかを考察する。3章で述べた通り、エジェクタジェット作動条件とは二次ノズルでチョーク状態を達成し、且つ空気がエンジン内に吸込まれている状態のことをいう。まずチョーク状態になっていると考えられるデータはTable5.2より、EJN5_15_20, EJN5_15_30, そしてEJN10_15_20である。この時の空気吸込み流量はそれぞれ、0.0014 kg/s, 0.0147 kg/s, そして0.0077 kg/s となっており全て吸込んでいる結果となった。また空気吸込み性能 η_a はそれぞれ、0.025, 0.275, そして0.145となっていた。この中でもEJN5_15_30の計測結果では、エジェクタジェットの作動をはっきりと確認することが出来た。そのグラフをFig.5.4に示した。ロケットの作動と同時に二次燃焼室圧力も臨界圧力以上まで上昇しており、二次ノズルでチョーク状態であることが確認できる。そして、空気吸込み口の静圧はその他の圧力上昇より遅れたタイミングで減少しているのが分かる。その差は約1.0sであった。これは超音速流により発生した衝撃波がエジェクタノズルスロート出口から二次燃焼室へ抜けるまで時間がかかったためと考えられる。

以上より、理論計算の中で仮定したエジェクタ効果は、この実験において実証された。したがって、理論計算の結果を利用して、燃焼実験で得られた結果を評価することが可能となった。しかし、全ての実験においてこの効果が確認されたわけではない。このことに関して、Table5.1の他にも注目すべき結果が得られたので、次項ではそれらのデータを元に

エジェクタジェットの作動条件について考察する。

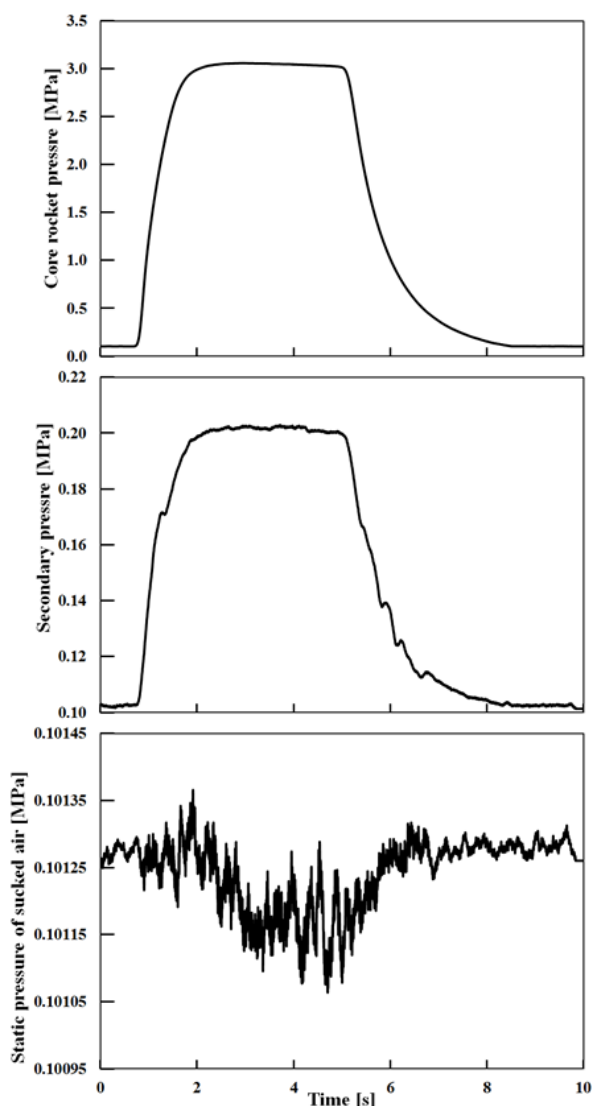


Fig.5.4 実験結果 (EJN5_15_30)

Table.5.2 実験結果一覧

エジェクタノズル	ロケット内圧 [MPa]	吸い込み空気流量 [kg/s]	ロケット出口流速 [m/s]	駆動ガス流量 [kg/s]	二次圧 [MPa]	臨界圧 [MPa]
EJN5_15_20	3.066	0.00136	571.7	0.05419	0.20499	0.19168
EJN5_15_30	3.053	0.01471	575.5	0.05358	0.20163	0.19166
EJN10_15_20	3.026	0.00774	574.0	0.05322	0.20674	0.19142
EJN10_15_30	2.960	0.01084	575.7	0.05180	0.17658	0.19157
EJN5_10_20	2.915	0.00876	573.2	0.05118	0.18255	0.19144

5-3 エジェクタジェットの作動条件

コールドフロー実験ではエジェクタ作動を実証するデータが得られたが、実証できなかったデータもあり、その中でも興味深いデータに着目してエジェクタジェットの作動条件について考察する。実験では計測系のチェックのために、ほぼ同条件で実験を数回行うことがあった。Table.5.3にはEJN5_15_20

を装備した実験結果をまとめた。表において上のデータがTable.5.2で示したものである。この2種類のデータはロケット内圧、駆動ガスパラメータ、そして二次燃焼室圧力に関しては、ほぼ同じ数値となっている。しかし空気吸込み流量だけは、上のデータが空気の吸込みを表しているのに対して、もう一方は二次燃焼室からの逆流発生を表している。この理由は、コールドフロー実験のような駆動ガス運動量が30N程度と小さい条件では、超音速の混合ガスによって発生した衝撃波がエジェクタノズル出口を抜けることができない状態となっていた可能性が考えられる。これにより、今回の実験ではエジェクタ効果が発生しづらい条件だったために同じ実験状況でもエジェクタ作動が確認されたデータと逆流が発生したものが取得されたと考えられる。

この結果より、今後行う予定の燃焼実験においては、駆動ガス運動量を大幅にかせぐことができるため、エジェクタジェットが容易に作動することが期待できる。

Table.5.3 同条件における実験結果の比較

エジェクタノズル	ロケット内圧 [MPa]	吸い込み空気流量 [kg/s]	ロケット出口流速 [m/s]	駆動ガス流量 [kg/s]	二次圧 [MPa]	臨界圧 [MPa]
EJN5_10_20	2.915	0.00876	573.2	0.0512	0.18287	0.191437
	2.910	-0.00696	579.8	0.0505	0.18312	0.191593

6. 地上静止状態の燃焼実験

6-1 供試体および実験方法

コアロケットであるハイブリッドロケットの燃料には理論計算と同様の燃料を使用し、酸化剤にはO₂を使用した。燃焼実験で使用した供試体とその主な構成は、コールドフロー実験と同様である。そして、燃焼実験に使用したエジェクタノズルの各寸法はFig.6.1に示し、ロケット出口断面からエジェクタノズルスロート入口断面までの距離は56.6mmである。

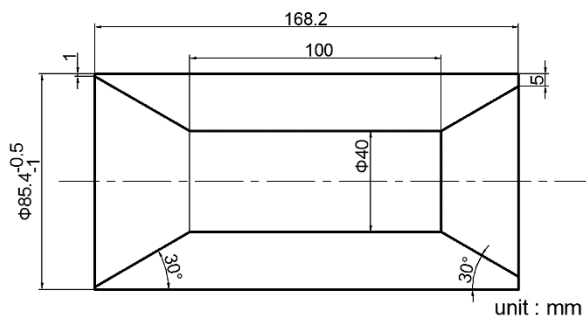


Fig.6.1 エジェクタノズル (EJ40)

燃焼実験用の供給系をFig.6.2に示す。酸化剤にはガス酸素（GOx）を使用しており、そのガスは空圧アクチュエータで駆動されるSwagelokのボールバルブSS-45S8-A60C3-1466によって制御される。アクチュエータの駆動には窒素ガスを用いている。

そして計測点は、圧力がコアロケットノズル入口、空気取り入れ口、オリフィス上流圧、推力、エジェクタノズル内壁圧、そして二次燃焼室ノズル入口圧であり、温度の計測点はオリフィス上流である。それぞれの計測は、圧力と推力のサンプリングレートを500Hz、温度を10Hzとした。

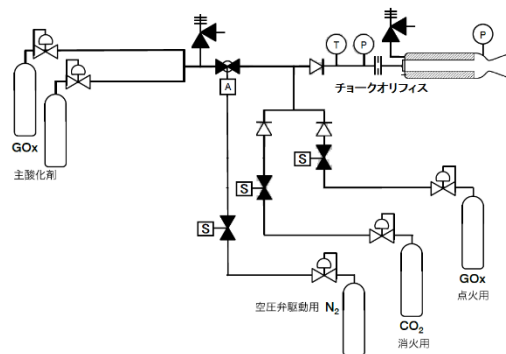


Fig.6.2 燃焼実験用の供給系

6-2 実験結果とエジェクタジェットの作動

燃焼実験結果からエジェクタジェットが作動したかどうかについて考察する。実験時のロケットノズル入口圧、二次燃焼室ノズル入口圧、そして空気吸い込み口静圧の結果をFig.6.3に示した。Fig.6.3より、空気取り入れ口の静圧はロケットの作動とほぼ同時に大気圧から低下しているのが分かる。よって空気はエンジン内に吸い込まれていることが確認された。この時の空気吸い込み流量は0.083kg/sであり、空気吸い込み性能は $\eta_a = 0.684$ であった。一方、二次燃焼室圧力は $P_2 = 0.1159$ MPaであり、二次燃焼室加圧性能は $\eta_p = 0.055$ となっていた。したがってこの実験では二次ノズルでのチョーク状態は達成できなかった。

6-3 実験結果と理論計算の比較

実験結果よりエジェクタジェットとロケットのIsp性能を比較する。ロケットに関してはIspを算出するにあたって推力が必要となるが、ロケット単体の推力は計測できない。このため、Ispの算出は実験結果から得られたO/Fとロケットノズル入口圧 P_1 からCEA400を利用して求めた。以上よりO/F=3.74のとき $I_{spR}=248.9$ sであった。一方、エジェクタジェットのIspは80.3sであったため、この実験ではエジェクタジェットの方がロケットよりもIsp性能が低かった。

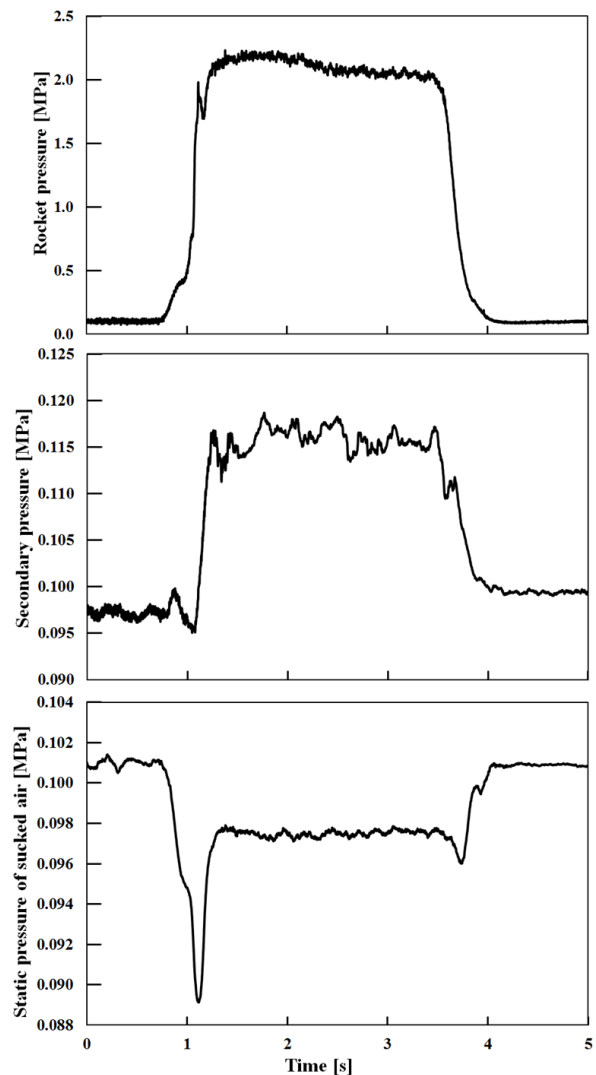


Fig.6.3 燃焼実験結果 (EJN40)

6. 結論

複合エンジンのエジェクタジェットモードがコアロケットであるハイブリッドロケット単体よりもIsp性能が優れているかどうかを検証し、その実現性を実験的に検証した。以下に得られた結論をまとめる。

- 1) 化学平衡計算により、いくつかの条件でエジェクタジェットがコアロケット単体のIsp性能を上回るのを確認した。
- 2) コールドフロー実験により、理論計算の中で仮定したエジェクタ効果の実証に成功した。
- 3) 今回の燃焼実験ではエジェクタジェットの方がロケットよりもIsp性能が低かった
- 4) η_p の値を上げた燃焼実験により、 η_p と η_a の関係を表すデータを取得していく必要がある

参考文献

- [1] Morton Alperin , Jiunn-Jenq : Thrust Augmenting Ejector Part I , Flight Dynamics Research Corporation Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics , Inc. , 1982.
- [2] Morton Alperin , Jiunn-Jenq : Thrust Augmenting Ejector , Part II , Flight Dynamics Research Corporation Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics , Inc., 1982.
- [3] 棚次亘弘 , 佐藤哲也 , 小林弘明 , 成尾芳博 , 原田賢哉 , 飯嶋一征 , 岡部選司 , 小島孝之 , 澤井秀次郎 , 藤井孝藏 , 八田博志 , 本郷素行 , 小松信義 , 東伸幸 : 宇宙科学研究所報告特集 , 宇宙科学研究所, 2013.
- [4] 荻田丈士 , 加藤周徳 , 谷香一郎 , 工藤賢司 , 村上淳朗 : エジェクタジェットモードにおける複合サイクルエンジン燃焼器の実験 , 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-011, 2007.
- [5] 河内俊憲 , 櫻中登 , 渡邊修一 , 三谷徹 , 富岡定毅 : ロケット複合エンジンのエジェクタジェットモードにおける始動特性 , 宇宙推進系シンポジウム講演論文集 pp.225－230, 2006.
- [6] 那賀川一郎 : ハイブリッドラムジェットの理論性能計算 , 日本航空宇宙学会論文集 Vol.54, No.624, pp.32－35, 2006.