

逆ブレイトンサイクルを基本とする 極超音速エンジン

徳本修亮、辻川吉春、金子憲一

大阪府立大学大学院工学研究科航空宇宙工学分野

〒599-8531 堺市学園町 1-1

INVERTED TURBOJET ENGINE FOR HYPERSONIC PROPULSION

Shusuke Tokumoto, Yoshiharu Tsujikawa, Ken-ichi Kaneko

Department of Aerospace Engineering, Osaka Prefecture University.

1-1 Gakuen-cho, Sakai, 599-8531

Abstract

This paper concerns to the inverted turbojet engine intended for operation in the range of Mach numbers from 0 to 6. In the present engine configuration, which is based on the inverted Brayton cycle, the sequence of the core-engine components was arranged in the order: turbine - heat exchanger - compressor - combustor. It should also be noted that the inverted Brayton cycle has also been considered for application to stationary power generation systems in the role of a bottoming cycle. An improved version of the inverted turbojet engine (ITE), has also been proposed in the present paper, incorporates an additional burner installed between the inlet and the turbine. At low speeds this additional burner allows a heat input upstream of the turbine to augment thrust. The fuel-rich mode of operation is expected to be beneficial at high speed range. In summary, the inverted turbojet engine can produce sufficient thrust compared to other engine configurations and it reveals high-energy efficiency over the wide speed range.

Keywords: hypersonic propulsion, airbreathing engine, inverted Brayton cycle, fuel-rich operation

1. まえがき

次世代宇宙輸送系推進システムとして、超音速機 (SST) (HST)の研究が進んでいるが、システムの軽量化、そして経済性が要求されるため、エアブリージングエンジンがその主流となっている。主なものとして、ラムジェット、スクラムジェットエンジンなどがあげられるが、これらは、飛行体の一連のミッション行なう際、離陸、上昇の初期にはターボジェットなどの、別なシステムが必要となってくる。これは構造的にもコストの面から

も大きな負担となる [1]。

そこで本研究では、単一のエンジン構成で、飛行速度 $M=6$ までの飛行を可能にするために、逆ブレイトンサイクルを利用した極超音速エアブリージングエンジン Inverted turbojet engine(以下 ITE)について、サイクル論の立場から基本特性を解析し、他のエンジン形態との得失を論ずる。

通常のジェットエンジン、あるいはガスタービンはブレイトンサイクルを基本サイクルとして作動しており、圧縮、燃焼、膨張過程をたどり出力を得ている。これをまず、タービン膨張から始め、

冷却、圧縮とたどるサイクルを逆ブレイトンサイクル(inverted Brayton cycle)と呼び、早くから存在を知られていたが、当時の要素効率の低さから顧みられなかった[2,3]。最近著者らは、圧縮過程に中間冷却を施し、再生器を利用すると格段に高効率化が期待できることを明らかにし、地上での高効率発電システムについて論文発表を行っている[4-9]。本論文では、この逆ブレイトンサイクルを極超音速エンジンに利用する全く新しい概念について提案するものである。また、このサイクル形態は、冷却が非常に重要な過程であり、極超音速エンジンの唯一の燃料として考えられている液体水素の冷熱の利用と良い適合性があり、水素燃料のメリットをさらに有効に使える提案である。

2. エンジン構成

ITE は、構成要素として上流側から順にインテイク、ディフューザ、燃焼器 1、タービン、冷却器(熱交換器)、圧縮機、燃焼器 2、ノズルからなる。図 1 は、本研究で解析を行なった ITE の要素と空気と燃料の水素の流れを示している。

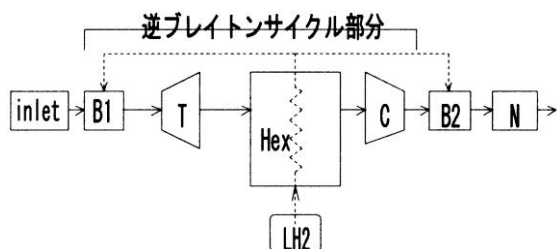


図 1 要素図(水素と空気の流れ)

ITE の基本原理を図 2 の Ts 線図を参照しながら以下に述べる。まず、高速で流入する空気をインテイク、ディフューザにより減速、断熱圧縮させる(状態①~②)。次に、燃焼器 1 で等圧加熱させる(状態②~③)。タービンで断熱膨張し、その際にタービンは圧縮機を駆動する仕事を生み出す(状態③~④)。膨張させた作動流体を冷却器で燃料の水素と熱交換することにより等圧冷却する(状態④~⑤)。圧縮機で、タービンが得た仕事と同じだけの仕事で断熱圧縮を行なう(状態⑤~⑥)。

燃焼器 2 に入れ等圧加熱し、高温高压の状態にし(状態⑥~⑦)、ノズルで断熱膨張、加速させる(状態⑦~⑧)。なお図 2 は M=3 で飛行時の状態を示している。

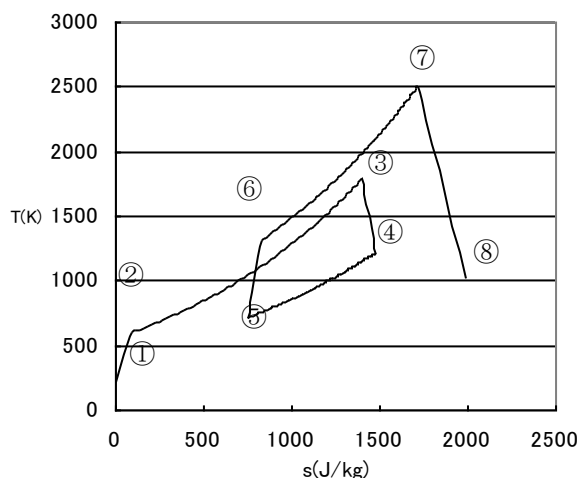


図 2 Ts 線図(M=3.0)

3. 逆ブレイトンサイクル部分の役割

エアブリージングエンジンでは、高温、高压にした流体を、流入する空気のもつ運動量より大きな運動量で噴出すれば推力が得られる。しかし、低速時にはラム圧を利用する方法では十分な圧力比を得られない。したがって ITE では、ラム圧では足りない圧力上昇を補うため、逆ブレイトンサイクルを適用する。

燃焼器 1 から圧縮機まで(状態②~⑥)が、逆ブレイトンサイクルで圧力上昇を得る部分である。この部分を逆ブレイトンサイクル部分と呼ぶ。

P_3 と T_3 が既知、タービン圧力比 $P_3/P_4 = \pi_{34}$ 、冷媒の初期温度を T_L とし、理想サイクルを考えると、このときの比出力 W_{cy} は次式で求められる。

$$w_{cy} = C_p \{ T_3 (1 - \pi_{34}^{-\phi}) + T_L (1 - \pi_{34}^{\phi}) \} \quad (1)$$

ここで $\phi = (\gamma - 1) / \gamma$ であり、 γ は作動流体の比熱比である。

そこで、逆ブレイトンサイクル部分で、圧縮機にタービンと同じだけの仕事をさせる。すると、圧縮機出口の圧力 P_6 は次のように求まる。

$$P_6 = P_5 \left(\frac{T_5 + T_3 - T_4}{T_5} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2)$$

Ts 線図は図 3 のようになる。コンプレッサ出口圧

力はタービン入口圧力よりも高くなる。

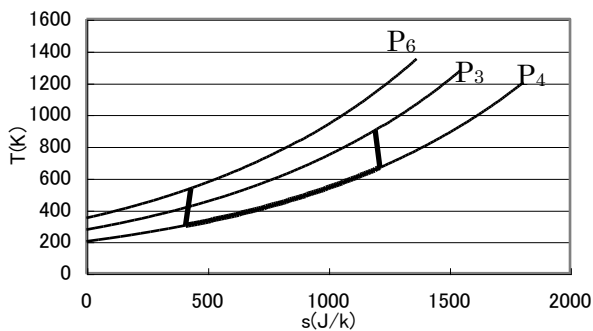


図3 逆ブレイトンサイクル部分での圧力上昇

4. 性能解析

解析をするに当たって各要素について要素効率、温度効率等、以下のように設定する。空気取り入れ口、ノズルは可変構造のものを仮定した。

- (1)空気取入口の運動エネルギー効率： $\eta_d=0.95$
- (2)タービン、圧縮機断熱効率： $\eta_t = \eta_c = 0.9$
- (3)熱交換器の水素側熱交換効率： $\eta_{hex}=0.8$
- (4)燃焼は完全燃焼とし、燃焼効率は100%とする
- (5)タービン入口、ノズル入口の最高温度はそれぞれ1800(K)、2800(K)とする
- (6)熱交換器出口の最低温度は水が凝縮する温度より30°C高い温度とする
- (7)ノズルは適正膨張。断熱効率： $\eta_n=0.95$

飛行経路はスペースプレーン等の超音速飛行には一般的な経路として図4にその飛行経路を示す。飛行速度 $M \leq 1.0$ までは動圧 20(kPa)に沿って、それ以上は動圧 50(kPa)に沿うものとする。

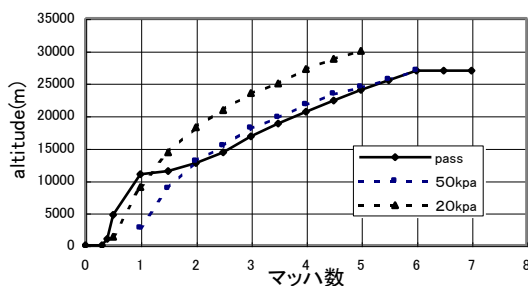


図4 飛行経路

飛行速度により空気流量が大きく変化するが、

インテイク、ノズルは可変機構を仮定しているため性能はさほど変化しない。また燃焼は亜音速で行われるため良好な燃焼が期待できる。冷却器、タービン、圧縮機の性能は変わるが、ここでは、逆ブレイトンサイクルの効果がどの速度域で大きいのかをはっきり知るために効率は固定した。タービンの作動流体量の変化による特性は、4.2.1で述べている。5章の冷却器のサイズ評価は、全速度域で一番厳しい条件を採用して計算した結果であり、現実には冷却器の性能はそれを上回る。

4.1 設計点計算

ITEの作動は、マッハ数と、それによる飛行経路が定められていれば、燃焼器1の燃料流量(タービン入口温度 T_3)、タービン圧力比 π_{34} 、冷却器で使用する水素の流量、燃焼器2の燃料流量(ノズル入口温度 T_7)の4つのパラメータを決定することにより決まる。表1に各パラメータの変域を示した。

表1 パラメータの範囲

| | 最低値 | 最高値 |
|--------------|-------|---------|
| T_3 | T_2 | 1800(K) |
| π_{34} | 1.0 | 10.0 |
| β_{ex} | 0 | 2.0 |
| T_7 | T_6 | 2800(K) |

ここで、 β_{ex} は燃焼器で使用される水素質量 m_f に対する冷却で使用する水素質量 m_{hex} の比、 m_{hex}/m_f を表している。効果を良く見るために、 β_{ex} は0から2までとした。 T_2, T_6 はそれぞれ燃焼器1と2の入口温度である。作動流体の単位流量あたりの推力 f と比推力 I_{sp} による評価を行った。

ITEの最大の特徴はノズル入口圧力を上昇させるために、逆ブレイトンサイクルが組み込まれていることである。この部分のパラメータは、タービン圧力比 π_{34} 、熱交換器で使用する水素の流量の二つである。この二つのパラメータの影響を調べるのに、他のパラメータを推力が最大になる値に固定し、 π_{34} 、 β_{ex} をそれぞれ変化させた。図5,6が β_{ex} を、図7,8はタービン圧力比を変化させたときの単位空気流量あたりの推力 f と比推力

I_{sp} の変化を示している。マッハ数は $M=0$ と 6.0 の場合について示した。

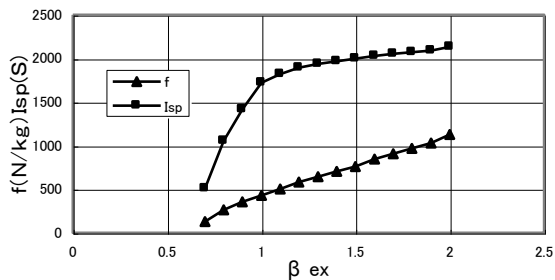


図5 β_{ex} の効果(M=0)

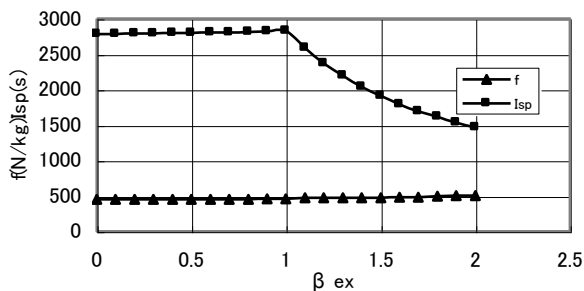


図6 β_{ex} の効果(M=6.0)

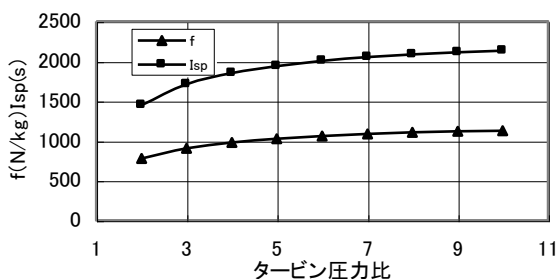


図7 タービン圧力比の効果 (M=0)

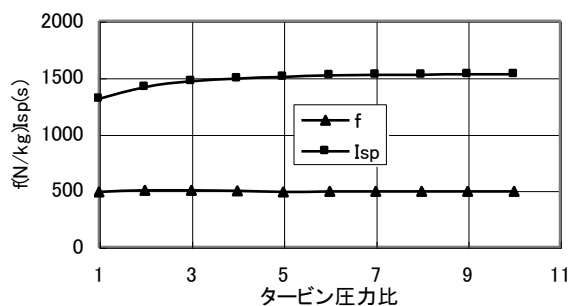


図8 タービン圧力比の効果 (M=6.0)

低速時でどちらの効果も大きいことがわかる。これは、低速時ではインテイク、ディフューザでの圧力上昇が十分でないため、ITEのブレイトン

サイクル部分での圧力上昇が不可欠であり、そのためには T_4 と T_5 の温度差を大きくし、タービン圧力比を高くすることが必要となることを示している。また、低マッハ数時には、冷却のために、燃焼させる量より多くの水素を使用した場合にも、推力、比推力が上がる事が分かる。しかし、これを現実のものとするためには、燃焼させない水素の安全な廃棄方法または利用法が求められる。

4.2 飛行性能

4.2.1 タービン特性

次に単一のエンジンで、飛行マッハ数 $M=0$ から 6 までの飛行をする場合の性能について述べる。航空エンジンは飛行速度、飛行経路によって、その性能が大きく変わる。ここでは、タービンの非設計点性能について考えた。その他の要素は、解析に用いた条件であれば十分に所定の機能を果たすことが分かっている。

多段タービンの場合、修正流量 G^* とタービン圧力比 P_3/P_4 の間には次の関係が成り立つ。

$$G^* / G_{cr}^* = \sqrt{1 - \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^2} \quad (3)$$

また $G^*=G(T_3^*)^{1/2}/P_3^*$ の関係も成り立つ。 G はタービン流入流量、 T_3^* はタービン入口総温、 P_3^* はタービン入口総圧である。 G_{cr}^* はタービンのチョーク時の修正流量、つまり修正流量の最大値である。

修正流量 G^* が G_{cr}^* より少なければ圧力降下はわずかしか望めないことがわかる。つまりタービンの圧力比を高く保つためには、 G^* を G_{cr}^* に近く保つことが必要である。 [10]

4.2.2 設計点の設定

ITE では、燃焼器 1 の入口圧力はラム圧で決まってしまうので G^* は、燃焼器 1 での温度を変化させて制御しなければならない。図 9 にインレットの単位断面積当たりの流入空気流量 $m_{air}(kg/m^2)$ と、 $T_3=1800(K)$ 一定としたときの修正流量のグラフを示す。流入空気流量の勾配が不連続になっているのは、離陸、上昇、動圧一定の経路の乗り換えなどを考慮した際の飛行経路によるものである。

修正流量が飛行マッハ数によって大きく変化していることがわかる。

タービンの設計点の決定は非常に重要であり、飛行速度 $M=0\sim 1$ の間は、どうしてもタービンでの圧力降下を大きくしなければならぬことが、設計点計算により分かる。そこで修正流量の設計値(最大値) G_{cr}^* を離陸時の G^* にとる。そして設計点でのタービン圧力比を $\pi_{34}=10$ とした。この値を用いると、修正流量が設計点より大きいところでは、 G^* は G_{cr}^* を超えることはできないため、インレット断面積が一定であれば、流入気体が多い時は G^* を最大値以下に保つために、余剰空気の抽気またはバイパスが必要となり今後詳細な検討を要する。

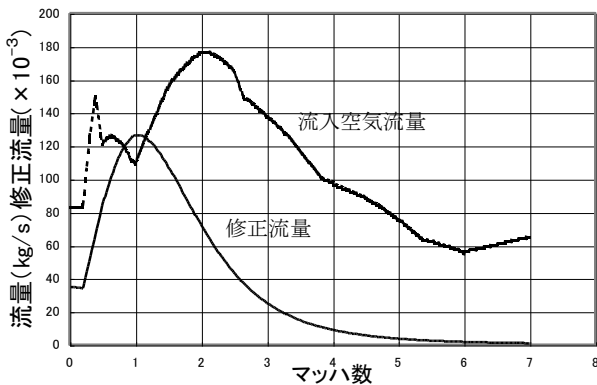


図9 マッハ数と修正流量 ($T_3=1800(K)$)

4.2.3 推力、比推力

飛行性能を表すのに、インテイク単位断面積あたりの推力 F_a 、比推力により評価した。パラメータとして T_3 、 T_7 、 β_{ex} の影響を調べた。 T_3 、 T_7 の範囲は表1と同様である。 β_{ex} は 1.0 までとした。

図 10 の単位流量当たりの推力はゆるやかな山形のカーブを描いているのに対し、図 11 のインテイク単位断面積あたりの推力は、飛行マッハ数 0.4 から $M=1.0$ 周辺まで単調に減少し、 $M=1.0$ から 2.5 あたりまで単調増加し、その後なだらかに減少していく。これはエンジンに流入する空気流量(バイパスしない流量)による。 $M=0.4$ から 2.5 間では、修正流量 G^* が G_{cr}^* より大きくなるため、タービンに流れ込めない流量はバイパスされるためである(図 12)。比推力については次章に示す。

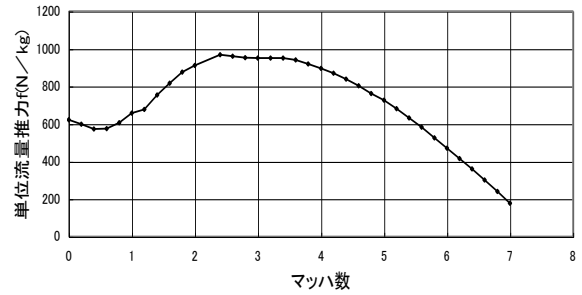


図 10 単位流量推力 f (N/kg)

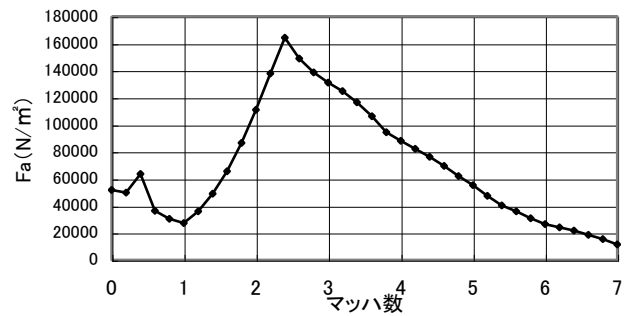


図 11 インレット単位断面積あたりの推力 F_a (N/m²)

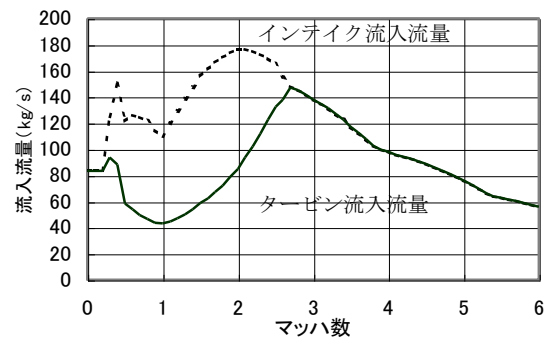


図 12 インテイクとタービン流入流量

4.3 他のエンジンとの比較

本解析で分かった ITE の性能を $M=0$ から 6 までの飛行速度全域でターボジェット、ラムジェット、ロケット等、他のエンジン形態と比較する。図 13 に I_{sp} の比較のグラフを示す。ターボジェットと比べると低速域では低い値を示すが、ラムジェットとは変わらない性能を示している。ロケットと比較すると非常に高い性能を示していることが分かる。また $M=0$ から 6.0 までの全域で十分な性能を示す。[11,12]

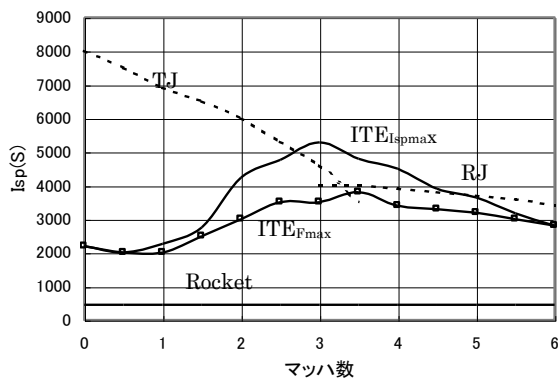


図 13 他のエンジンとの I_{sp} の比較

5. 冷却器のサイズ評価

ITE が他の航空エンジンと、最も異なる点は構成要素に冷却器(熱交換器)を持つことである。航空エンジンは軽量であることが要求されるので、通常重量増加を伴う熱交換器の設置には、軽量化に細心の注意を払わねばならない。ここでは、インテイク単位面積あたりに流入する作動流体を冷却するのに必要な冷却器のサイズについて考察する。

冷却器に求められるのは、熱交換効率の向上と、圧力損失の低減である。エンジン性能と冷却器のサイズをトレードオフして解析した結果、求められる熱交換器の性能は、熱交換効率 80%以上圧力損失 20%以下となった。表 2 に種々の熱交換器の形態について、そのサイズを示した。

表 2 冷却器のサイズ(体積最小設計)

| 形式 | 幅(m) | 長さ(m) |
|--------------|------|-------|
| シェル&チューブ | 3.5 | 4.0 |
| プレートフィン対向式 | 3.2 | 0.8 |
| プレートフィン直行循環式 | 2.9 | 0.7 |

冷却器は、容積を小さくすることは可能であるが、高速で流れる流体の動圧による圧力損失を減らすために、大きな断面積が必要であることが分かる。

6. まとめ

ITE は、飛行マッハ数 $M=0\sim 6$ までの飛行を単一のエンジン構成で達成することができ、比推力

もラムジェットに比べ遜色のないものとなった。しかし、構成要素が多いため重量が大きくなることが予想される。ターボジェットとラムジェットのハイブリッドシステムに比べると飛行マッハ数の低いときの性能が良くないため、システムを一つにしたときに軽量化が図られていないとメリットが少なくなるため、軽量化は不可欠であり、個々の要素についての検討は今後の課題といえる。また特に冷却器においては、液体水素での冷却ということもあり、着氷が起り、熱交換性能低下することが考えられる。宇宙科学研究所が開発している極超音速エンジン ATREX では、メタノールを上流で噴射して着氷を軽減する方法なども提案されているが、本論文の ITE においては、今後更なる検討を実施したい。

参考文献

- [1] ATREX エンジンを用いた二段式スペースプレーンの開発研究提案書 宇宙科学研究所(1998)
- [2] J. Hodge, "Gas-turbine Cycles and Performance Estimation," Butterworths, London. (1955)
- [3] Wilson, D. G., "The Design of High Efficiency Turbo-machinery and Gas Turbine", MIT Press (1985).
- [4] 大谷他, 日本ガスタービン学会誌, Vol.27, No.5, pp. 73-80 (1999).
- [5] Y. Tsujikawa et al, ASME Paper, No.99-GT-378 (1999).
- [6] 大谷他, ターボ機械, Vol.28, No.3, pp. 174-182 (2000).
- [7] Y. Tsujikawa et al, ASME Paper, No. 2000-GT- 317 (2000).
- [8] 金子他, エネルギー・資源学会誌, Vol.21, No.3, pp.67-74 (2000).
- [9] S. Fujii et al, Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbine and Power, Vol.123, No.3, 481-486 (2001)
- [10] 藤井昭一: 「エンジン・システム」 共立出版(1992)
- [11] 久保田浪之介ほか: 「ラムジェット工学」 日刊工業新聞社(1996)
- [12] George P.Sutton, 望月昌 訳 「ロケット推進工学」 海山堂(1995)