

ISSN 0389-4010
UDC 621.45.01
629.7.036.22
536.245

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1242

フィルム冷却を用いたスクラムジェットエンジンの 性能計算

小野文衛・荻田丈士・升谷五郎
斎藤俊仁・若松義男

1994年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. フィルム冷却モデル	3
3. エンジンシミュレーション	5
3.1 エンジンスキマティック	5
3.2 エンジン形状	6
3.3 仮定および計算方法	6
3.4 シミュレーション結果	7
3.4.1 フィルム冷却の効果	7
3.4.2 エンジン壁材料の影響	8
3.4.3 エンジンスケールの効果	8
3.4.4 燃料供給システムを含めた検討	9
4. 考 察	10
4.1 冷却剤流量の減少	10
4.2 エンジン壁の材料	11
4.3 エンジンスケール	11
4.4 燃料供給システム	11
5. 結 論	12
参考文献	13

フィルム冷却を用いたスクラムジェットエンジンの 性能計算*

小 野 文 衛^{*1} 荻 田 丈 士^{*1} 升 谷 五 郎^{*1}
斎 藤 俊 仁^{*1} 若 松 義 男^{*1}

Effect of Film Cooling/Regenerative Cooling on Scramjet Engine Performances*

Fumiei ONO^{*1}, Takeshi KANDA^{*1}, Goro MASUYA^{*1}
Toshihito SAITO^{*1}, and Yoshio WAKAMATSU^{*1}

ABSTRACT

Film cooling was modeled to allow performance prediction of scramjet engine design. The model was based on experimental results of compressible mixing layers for the vicinity of the injection slot, and on analytical results of the turbulent boundary layer in the region far from the slot. The film cooling model was integrated to a quasi one-dimensional scramjet performance prediction model. In the engine employing a combination of film cooling and regenerative cooling, coolant flow rate of the engine slightly exceeded the stoichiometric flow rate, even at high flight Mach numbers, and had the best specific impulse and system pressure performances. These advantages were achieved by increasing the volume flow rate and decreasing the velocity difference between the main flow and the coolant, both due to an increase in the film coolant temperature. The effective cooling system with a combination of film cooling and regenerative cooling was also advantageous in that excess cooling of the engine wall could be avoided. The combination of film cooling and regenerative cooling was also effective from the viewpoint of the propellant feed system. The turbine exhaust gas was suitable for the coolant of film cooling.

Key Words : Scramjet engine, Film cooling, Regenerative cooling, Supersonic flow, Mixing layer, Turbulent boundary layer, Propellant feed system, Gas generator cycle

要 約

フィルム冷却を用いたスクラムジェットエンジンの性能を予測するために、新しいフィルム冷却モデルを提案した。フィルム冷却のモデル化は、フィルム冷却剤の噴射スロット近傍を記述するのに圧縮性混合層の実験結果を用い、噴射スロットから十分に下流の領域を記述するのに乱流境界層の解析結果を用いて行った。実験結果との比較によって本モデルの有効性を確認した後、本モデルをスクラムジェットエンジンの準一次元シミュレーションプログラムに組み込んで性能計算を行った。シミュレーションは冷却システムの異なる三種類（フィルム冷却、再生冷却、およびフィルム / 再生併用冷却）のエンジンシステムについて行い、それらの性

* 平成6年5月26日受付 (received 26 May 1994)

*1 角田宇宙推進技術研究センターラムジェット推進研究部 (Kakuda Research Center Ramjet Propulsion Research Division)

能を比較検討した。フィルム冷却と再生冷却を併用した場合には、高飛行マッハ数領域においても化学量論混合比燃料流量を僅かに上回る程度の冷却剤流量ですみ、比推力および燃料供給圧力の点から見て最も高い性能を示した。これは併用冷却によってフィルム冷却剤の体積流量が増加し、同時に、主流とフィルム冷却剤間の速度差が小さくなるために生じた。さらに、併用冷却ではエンジン壁の過剰冷却領域が発生しなかった。フィルム冷却と再生冷却の併用は燃料供給システムの点から見て有効であり、燃料供給システムから発生するタービン排ガスは効果的なフィルム冷却剤になることが分かった。

記 号

a	: 音速
A	: フィルム冷却モデルにおいて混合層が壁面に達する位置
b	: 乱流境界層発達領域におけるフィルム冷却効率のべき乗項
f	: 混合層発達率における圧縮性の影響
$F.C.$: フィルム冷却
h	: 噴射スロット高さ
I_{sp}	: 比推力
l	: 燃焼器内周長さ
L	: 長さ
M	: マッハ数
\bar{M}	: 対流マッハ数
\dot{m}	: 質量流量
P_0	: 総圧
Q	: 体積流量, 熱量
q	: 動圧
R	: ガス定数
$R.C.$: 再生冷却
T	: 温度
T_0	: 総温
u	: 速度
\bar{u}	: 対流速度
x	: 噴射スロットからの距離
λ	: 質量流束比
η	: フィルム冷却効率
δ	: 混合層厚さ
γ	: 比熱比
ρ	: 密度
ϕ	: 当量比
θ	: 外部ノズル角
添 字	
a	: 断熱
A	: フィルム冷却モデルにおいて混合層が壁面に達する位置
c	: 冷却剤
$C.C.$: 燃焼器
EX	: 熱交換

g	: 燃焼ガス
H_2	: 水素
inj	: 燃料噴射
$I.N.$: 内部ノズル
m	: 主流
st	: 化学量論混合比
t	: タービン排気
w	: 壁面
0	: 非圧縮性
∞	: 飛行条件

1. ま え が き

地球低軌道への効率的な運搬手段として宇宙往還機が提案されている。この宇宙往還機用エンジンとしてスクラムジェットの研究が進められている。スクラムジェットは超音速から極超音速を飛行する際に用いられるが、エンジンに流入する空気の総温が非常に高くなるために、エンジンの効果的な熱防御が必要となってくる。またこれらの熱防御を行う際には、極力エンジン重量の増加を招かないようにしなければならない。代表的な熱防御システムとしては再生冷却とフィルム冷却を挙げることができる。

これまでに行われた研究によれば¹⁻⁴⁾、再生冷却によるエンジンの冷却は可能であるが、飛行マッハ数が10以上となる領域で過大な冷却剤流量が必要となり、エンジンの比推力が大きく低下する。同時に、燃料供給システムの圧力が高くなるためにエンジン重量が増加する。

スクラムジェットの冷却方法として、再生冷却と並んで有望視されているのがフィルム冷却である⁵⁻¹²⁾。フィルム冷却を用いると冷却効果だけではなく、冷却剤の持つ推力方向の運動量寄与、壁面抗力の軽減等の効果も得られる^{5,6)}。これまでに用いられてきたフィルム冷却モデルの一例としては、乱流境界層モデル^{13,14)}と主流とフィルム冷却剤が完全に分離しているとするモデル¹⁵⁾を挙げることができる。しかしながら、境界層モデルでは噴射スロット近傍の現象を、分離モデルでは噴射スロットから充分下流の現象を満足に記述できない欠点がある。この様に、超音速流中のフィルム冷却に対するモデル化が十分確立されていないこともあり、フィルム冷却を用いたスクラムジェットの性能検討はCFDによる検討⁶⁾以外にはあまり公表されていない。CFDによる検討は三次元性を含めた効果を模擬

することができるが、時間と費用がかかるため、フィルム冷却がどの程度の冷却能力を持ち、エンジン性能にどのような影響を与えるかについて、定性的な概要を把握する目的には向かない。

本報では、超音速流れ場におけるフィルム冷却の簡単なモデルを提案しその特性を調べた。次にこのモデルをエンジンシミュレーションプログラムに組み込み、フィルム冷却を単独で使用する場合、あるいはフィルム冷却と再生冷却を併用する場合のスクラムジェットの性能を検討した。更に、エンジンスケールの影響、ガスジェネレータ(G.G.)サイクル方式の燃料供給システムを装着した場合の影響についても調べた。また、燃料供給システムから発生するタービン排ガスをフィルム冷却剤に使用することを新たに提案し、この場合のエンジン性能についても触れた。

2. フィルム冷却モデル

これまでの数多くの実験から、図中に定義を示すフィルム冷却効率 η とフィルム冷却剤噴射スロットからの距離との関係は図1のように表されることが知られている。 x は冷却剤スロットからの距離、 h はスロット高さ、 λ は主流と冷却剤との質量流束比($=\rho_c u_c / \rho_m u_m$)、 T_{aw} は断熱壁温である。従来のフィルム冷却の解析では、スロットからA点近辺までの冷却効率が1の領域に対する積極的なモデル化はほとんど行われておらず、下流の境界層モデルの外挿からこの領域の広さが見積もられてきた。このスロット出口からA点までの距離は、フィルム冷却が有効である領域の長さに比べると遙かに短い、A点の位置の僅かな違いに拠り、フィルム冷却が有効である領域が大きく異なってくる。そのため、A点位置の予測は非常に重要である。

噴射スロット近傍ではフィルム冷却剤は主流と分離しているが、下流に向かって徐々に二つは混合していき、その様子は乱流混合層に似ている¹⁶⁻¹⁸⁾。一方、噴射スロットから充分に下流では主流の乱流境界層はフィルム冷却剤に完全に取り込まれてしまう。そこで、本モデルでは図2に示すように主流と冷却剤との混合を、(1)スロット近傍の混合層の領域と、(2)混合が進んだ下流の乱流境界層の領域とに分けて考える。但し、スロット出口での冷却剤静圧は主流の値に等しいとする。

混合層領域

フィルム冷却のスロット出口から発達した混合層が壁面に達する点(図2のA点)までの領域を自由剪断層領域とみなし、図1のA点までの距離 x_A をPapamoschouらの剪断層の発達率の実験結果¹⁷⁾を用いて求める。彼等によると、圧縮性流れ場における剪断層の発達率は次式のように表される。

$$\frac{d\delta}{dx} = \left(\frac{d\delta}{dx} \right)_0 \cdot f(\bar{M}) \quad (1)$$

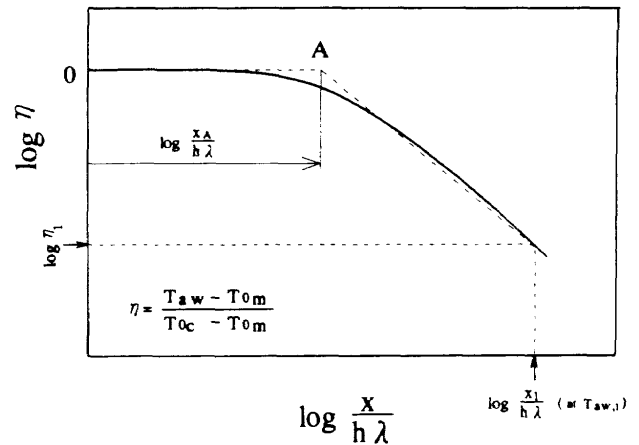


図1 フィルム冷却効率 η の変化の様子

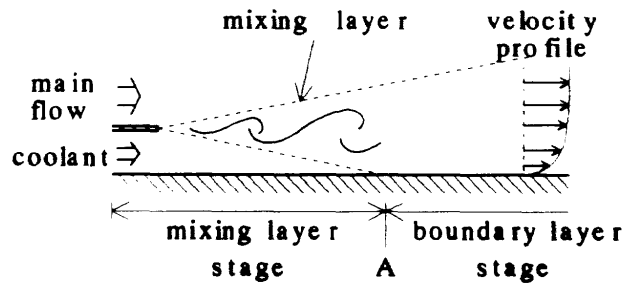


図2 フィルム冷却モデルのスキマティック

ここで添字0は非圧縮流れ場での値であることを示す。圧縮性の効果 f は(2)式で定義される対流マッハ数 \bar{M} の関数として表される。

$$\bar{M}_m = \frac{u_m - \bar{u}}{a_m} \quad (2)$$

ここで対流速度 \bar{u} は剪断流れ中に観察される大規模渦構造等が移動する速度であり、 \bar{M}_m および \bar{M}_c があまり大きくなく、 r および r_c が大きく異ならない場合には \bar{u} は(3)式のように表される。

$$\frac{\bar{u}}{u_m} = \frac{1 + \frac{u_c}{u_m} \sqrt{\frac{\rho_c}{\rho_m}}}{1 + \sqrt{\frac{\rho_c}{\rho_m}}} \quad (3)$$

今回のモデルでは圧縮性の影響を表すのに(4)式で表されるDimotakisによる式を用いた¹⁸⁾。

$$f(\bar{M}_m) = (1 - f') \exp(-3\bar{M}_m^2) + f' \quad (4)$$

f' は対流マッハ数が非常に大きい場合の圧縮性の効果を表す値であり、約0.2である。一方、非圧縮場における異種流れ間の剪断層の発達率は(5)式で表される¹⁷⁾。

$$\left(\frac{d\delta}{dx} \right)_0 = 0.14 \frac{(1 - \frac{u_c}{u_m}) (1 + \sqrt{\frac{\rho_c}{\rho_m}})}{1 + \frac{u_c}{u_m} \sqrt{\frac{\rho_c}{\rho_m}}} \quad (5)$$

$$\begin{aligned}
&= 0.14 \frac{1}{1 + \frac{M_c}{M_m} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_m}}} \left\{ 1 - \frac{M_c}{M_m} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_m}} \right. \\
&\quad \left. - A \sqrt{\frac{T_{0c}}{T_{0m}}} + B \sqrt{\frac{T_{0m}}{T_{0c}}} \right\} \quad (5') \\
A &= \frac{M_c}{M_m} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma_m - 1}{2} M_m^2}{1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_c^2}} \sqrt{\frac{\gamma_c R_c}{\gamma_m R_m}}, \\
B &= \sqrt{\frac{R_m}{R_c} \frac{1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_c^2}{1 + \frac{\gamma_m - 1}{2} M_m^2}}
\end{aligned}$$

混合層が両流れに同様に発達すると仮定すると、自由剪断層領域長さ x_A は下記のように求められる。

$$x_A = \frac{h}{\frac{1}{2} \cdot \frac{d\delta}{dx}} \quad (6)$$

境界層領域

Wieghardt あるいは Hartnett 等は、スロットの十分下流では、冷却剤を取り込んだ乱流境界層が発達していると考え、亜音速のフィルム冷却の効果を考察し、図2のA点以降の冷却の効果は $(x/h\lambda)^{-0.8}$ に比例することを示した^{13, 14)}。非圧縮性と圧縮性の境界層を関連づける変換においても距離 x は変換を受けないことから¹⁹⁾、超音速流れ場においても冷却の効果が $x^{-0.8}$ に比例することが予想される。そこで図2のA点での冷却効率を1とし、A点以降の断熱壁温が $x^{-0.8}$ に比例するものとし、ある許容壁温 $T_{aw,1}$ にまで気流の断熱壁温が上昇するまでの距離 x_1 を求めると、

$$x_1 = x_A \left(\frac{T_{0\infty} - T_{0c}}{T_{0\infty} - T_{aw,1}} \right)^{5/4} \quad (7)$$

(6)式を用いて、

$$x_1 = \frac{h}{\frac{1}{2} \cdot \frac{d\delta}{dx}} \left(\frac{T_{0\infty} - T_{0c}}{T_{0\infty} - T_{aw,1}} \right)^{5/4} \quad (8)$$

となる。

モデルの妥当性

前述したように、従来のフィルム冷却モデルではスロット出口から x_A 点までの距離の予測が困難であった^{9, 11)}。図3に今回のモデルを用いて混合層領域長さ x_A について実験値^{7-9, 12, 20, 21)}と計算値との比較を行った結果を示す。図中の二本の破線は勾配が各々、2.0と0.5を表している。実験は対流マッハ数が0~1.4の範囲で行われたものである。塗りつぶした数点を除けば、ほとんどの実験点が二本の破線の範囲内にある。塗りつぶした実験点は主流と冷却剤との速度差が主流速度のおおよそ10%以下の条件で得られたもので、速度差以外の要因が混合層の発達を促してい

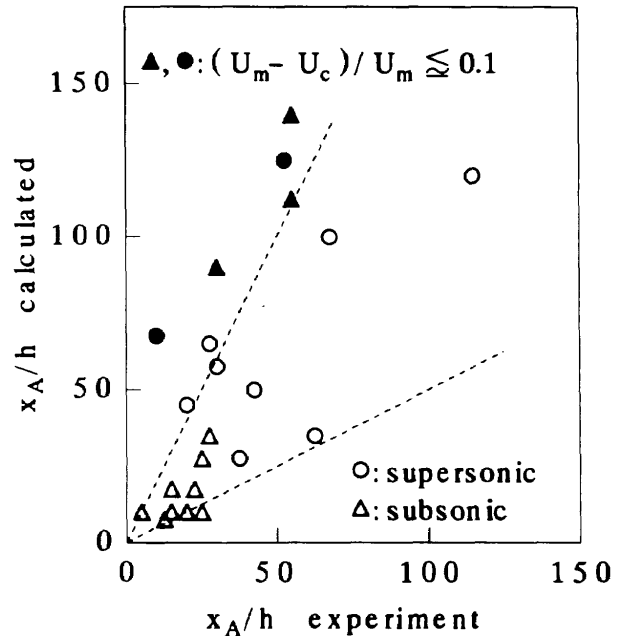


図3 実験とフィルム冷却モデルとの比較(1)
—混合層領域長さ—

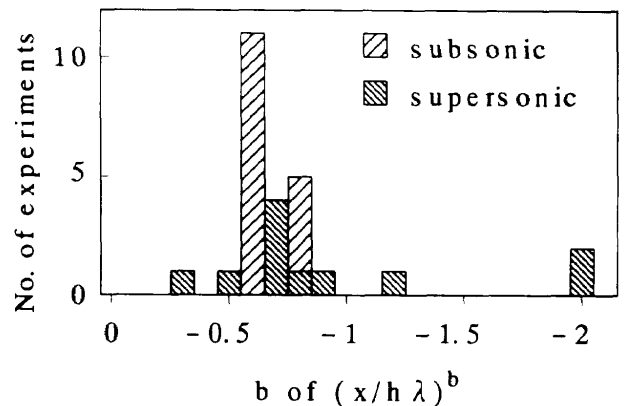


図4 実験とフィルム冷却モデルとの比較(2)
—フィルム冷却効率の減衰率—

る可能性があり、(5)式の適用には無理があると考えられる。

境界層領域での距離 x の指数部について、実験結果^{8-12, 20, 21)}を図4に示す。速度分布を1/6~1/9乗のいずれに仮定するかでこの値は若干変わってくる。数例を除き、-0.8乗に近い値を示しており、ここでは1/7乗の速度分布に基づく-0.8乗を採用する。以上の検証からこのフィルム冷却モデルを用いることにより、フィルム冷却性能の予測がある程度可能であると期待される。

本フィルム冷却モデルの問題点

混合領域に渦構造が見られないこと、あるいは主流境界層が厚いこと等を挙げて、フィルム冷却に自由剪断層の考えを持ち込むこと自体に反対する意見もある⁷⁾。また、非常に単純化したためにこのモデルに含まれていない主な影響因子としては下記の事柄が考えられる。

(1) 衝撃波が剪断層に及ぼす影響。冷却能力を損なって

しまうのか否か、はっきりした見解は得られていない^{10,11,12)}。

- (2) 冷却剤側の壁面が剪断層の発達率に及ぼす影響。壁面効果によって、自由剪断層の発達率は大きくなるという報告がある²³⁾。
- (3) 冷却剤噴射までに発達している主流境界層の影響。スロット噴射による剪断層が自由剪断層の性質を持つのは、主流境界層厚さの約25倍以上下流からという報告がある⁷⁾。
- (4) 流れ方向の静圧勾配。剪断層の発達率に影響を与えるという報告がある²⁴⁾。
- (5) スロット出口での主流静圧との釣り合い。実機では、静圧が一致しない場合の方が多いと予想される。

3. エンジンシミュレーション

この章では、前章で導いたフィルム冷却モデルをエンジンシミュレーションプログラム²⁾に組み込んでスクラムジェットの性能計算を行い、フィルム冷却がエンジン諸特性に及ぼす影響について具体的な検討を行った。また、実際のエンジンでは燃料あるいは冷却剤の供給システムが必要となることから、これがエンジン性能におよぼす影響を調べることは重要である。そこで、エンジンシミュレーションプログラムにガスジェネレータ (G.G.) サイクル方式の燃料供給システムを追加したシミュレーションも行い、その影響も検討した。この際、燃料供給システムから発生するタービン排気ガスをフィルム冷却剤に利用することを新たに提案し、この場合のエンジン性能についても検討した。

3.1 エンジンスキマティック

三種類の冷却システム、すなわち、(a)フィルム冷却だけを使用、(b)再生冷却だけを使用、(c)フィルム冷却と再生冷却とを併用、を想定し、これらの冷却システムを用いた場合のエンジンの冷却特性ならびに性能について検討した。図5に検討した三種類のエンジンスキマティックを示す。これらのエンジンの冷却剤には燃料用水素を用いた。冷却過程で数百Kの高温になった燃料は燃焼器で空気流と平行に噴射される。

フィルム冷却の場合には、エンジンは低温の水素によって冷却され、同時に、流入空気に対して化学量論混合比に相当する低温の燃料用水素が燃焼器内に噴射される。再生冷却の場合には、エンジンは低温の燃料用水素によって冷却され、燃料流量と冷却剤流量とは等しい。燃料の最低流量は化学量論混合比流量とした。フィルム冷却と再生冷却とを併用する場合には、低温の水素によってエンジンを再生冷却し、高温になった水素の一部を用いてフィルム冷却を行い、残りを燃焼器内に噴射する。この場合、燃焼器には化学量論混合比相当の燃料を噴射する。また、フィルム

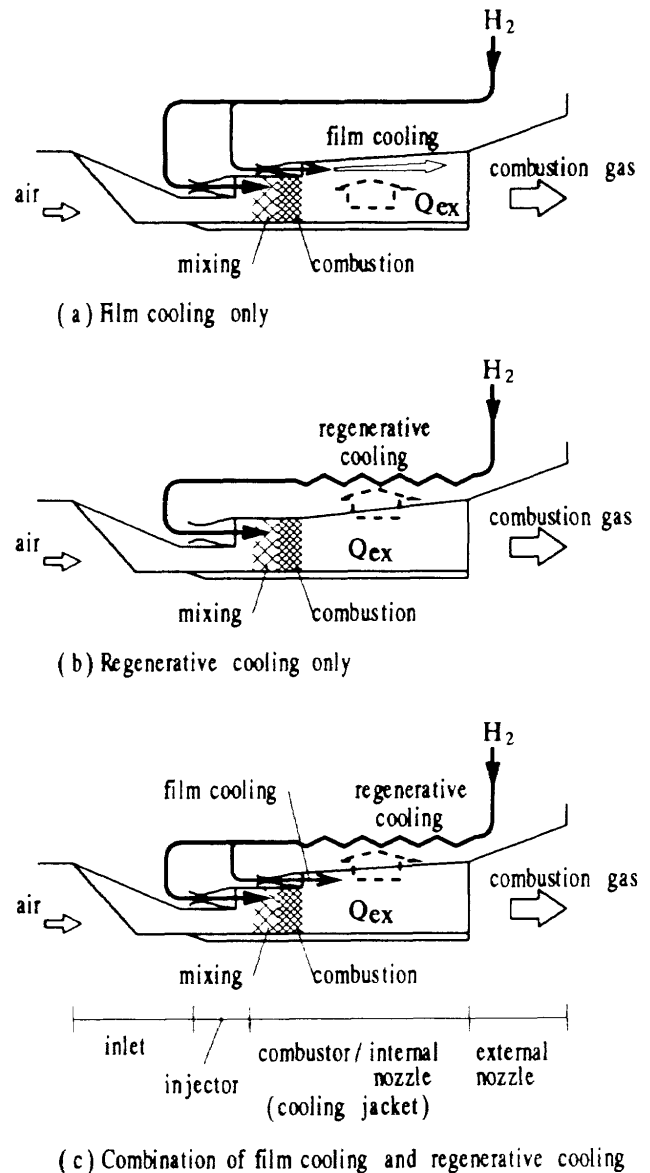


図5 スクラムジェットエンジンのスキマティック

冷却剤の最低流量は化学量論比燃料流量の1%とした。

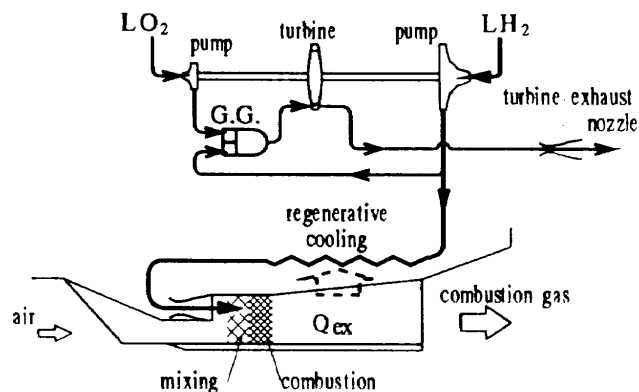
フィルム冷却エンジンおよびフィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンでは、効率の良いフィルム冷却効果を期待して、フィルム冷却剤の噴射スロットを燃焼器入口部と燃焼器/内部ノズルの中央部との二ヶ所に設けた。燃焼器入口部は熱負荷が最も高くなることから、この領域を重点的にフィルム冷却することにし、燃焼器入口部のスロットからフィルム冷却剤の95%を、残りの5%を中央部のスロットから噴射する流量配分とした。

シミュレーションを簡単にするため、エンジンをインレット部、燃料噴射部、燃焼器/内部ノズル部、燃焼器/内部ノズル部壁内に設けた冷却剤流路いわゆる冷却ジャケット部、および外部ノズル部に分けた。このうち、外部ノズル部は宇宙往還機の機体表面の一部によって構成されるものとした。

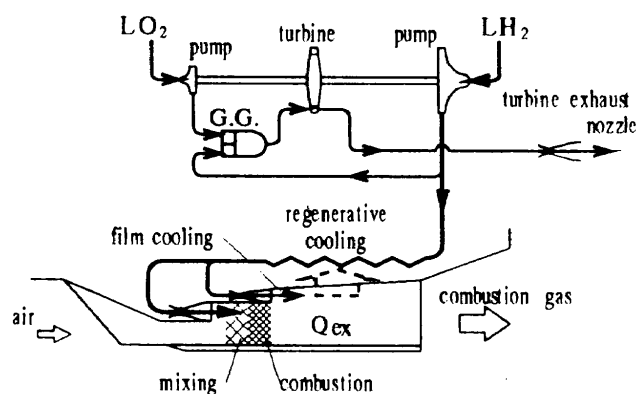
再生冷却エンジンの燃料噴射器は飛行マッハ数14、燃料

供給圧力10 MPaを設計点とした。この供給圧力はほぼ燃料ポンプ出口圧力と同じである。燃料はすべてのエンジンで燃焼器内に音速で噴射されるものとした。

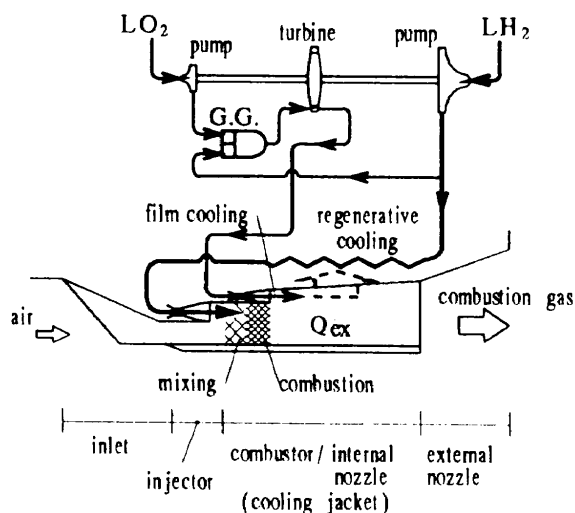
図6にG.G. サイクル方式燃料供給システムを装着したエンジンのスキマティックを示す。すなわち、(a)再生冷却エンジン、(b)フィルム冷却と再生冷却を併用しフィルム冷



(a) Regenerative cooling only



(b) Combination of film cooling and regenerative cooling (heated H₂ used for film coolant)



(c) Combination of film cooling and regenerative cooling (turbine exhaust gas used for film coolant)

図6 G.G. サイクルエンジンのスキマティック

却剤として再生冷却後の水素を用いるエンジン、および(c) フィルム冷却と再生冷却を併用しフィルム冷却剤として燃料供給システムから発生するタービン排ガスを用いるエンジンである。(a)および(b)のケースではタービン排ガスは専用のダンプノズルを通して放出する。

3.2 エンジン形状

シミュレーションに用いたエンジンの形状を図7に示す。これは既報²⁾で用いたものと同じである。インレット部の入口断面積は燃焼器/内部ノズル部の出口断面積に等しい6 m²とした。外部ノズル部出口での投影断面積は燃焼器/内部ノズル部出口面積の二倍とした。外部ノズル部の壁の開き角 θ は10°, インレット部の収縮比は5とした。燃焼器/内部ノズル部の壁の厚さは1 mm, 冷却剤流路の直径は10 mmとした。

3.3 仮定および計算方法

本報で用いるシミュレーション方法の大部分は既報²⁾で用いたものと同じである。今回はこれに前述したフィルム冷却モデルを新たに加えた。本シミュレーション法の主な特徴と新たに加えた手順について以下に述べる。

エンジン要素および作動流体

エンジン内部の流れは準一次元的に取り扱う。外部ノズルでの燃焼ガス流れはPlandtl-Meyer膨張を仮定した。インレットにおける運動エネルギー効率 η は0.98とした。

エンジン内の流体、すなわち空気、水素、および燃焼生成物は熱量的に完全な気体とした。シミュレーション計算の簡単化のためにこれらの気体の解離は無いものとした。粘性流を仮定し、燃焼器/内部ノズル部および冷却流路では壁面の摩擦があるものとした。

エンジンの熱負荷は主として燃焼器/内部ノズル部で大きいので、今回のモデルではこの部分だけを冷却することにしてエンジンの冷却特性を検討した²⁵⁾。燃焼器/内部ノズル部は100要素に分割し、各要素は燃焼ガスが等エントロピー的に膨張する拡がりノズル部分と熱交換が行われる一定断面積部分とから成るものとした。熱伝達はReynoldsアナロジーによって計算し、Prandtl数は1とした。燃焼器/内部ノズル部の壁面摩擦係数はvan Driestの式²⁶⁾により、また、冷却剤流路の壁面摩擦係数はスムーズパイプに対する一般抵抗法則²⁷⁾によって計算した。

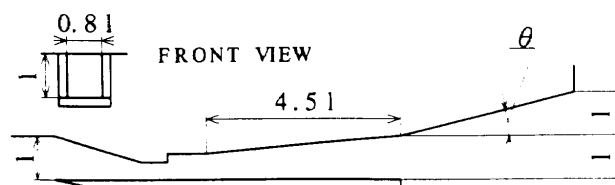


図7 エンジンのコンフィグレーション

表1 エンジン壁材料の特性

Material	Copper	Nickel Alloy	Zirconia
Maximum Temperature (K)	800	1000	2000
Thermal Conductivity ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	373	20	2.76

エンジン推力は壁面圧力を積分したものから摩擦抵抗を差し引いて求めた。

フィルム冷却

フィルム冷却剤はマッハ数1.2で噴射される。噴射スロット出口でのフィルム冷却剤の静圧は主流の静圧と等しいものとした。フィルム冷却の特性は主流と噴射スロット出口における冷却剤の物性から計算される。燃焼ガス流の平均物性は冷却剤と主流との混合物として計算した。単純化したフィルム冷却モデルを流れの計算に導入しているため、このエンジンシミュレーションによってフィルム冷却エンジンの定性的な傾向が得られる。

エンジン壁の材料

エンジンの壁材料として銅、ニッケル合金、およびジルコニアの三種類を取り上げた²⁸⁾。これらの材料の物性を表1に示す。以前に行った研究²⁾によれば、再生冷却スクラムジェットの材料には銅のような高熱伝導率の材料が適しているため、本研究でも再生冷却エンジンの材料は銅とした。一方、フィルム冷却エンジンの場合には最高許容温度の高い材料が適していることから、エンジン材料はジルコニアとした。また、フィルム冷却と再生冷却を併用する場合には、再生冷却を行うことおよび再生冷却だけの場合のエンジン性能との比較が容易に行えることから、エンジン材料は銅とした。

燃料供給システム

燃料供給システムについてはG.G.の動作混合比(O/F) 0.9、タービン圧力比10、タービン効率0.3、水素ポンプ効率0.6、および酸素ポンプ効率0.3を仮定した。なお、燃料供給システムを装着した場合のエンジン壁材料はニッケル合金とした。

3.4 シミュレーション結果

3.4.1 フィルム冷却の効果

図8に当量比の形で表した各エンジンの燃料流量を示す。また、図9に飛行マッハ数14での化学量論混合比燃料流量で無次元化した各エンジンの燃料流量を示す。図9には化学量論混合比流量も示すが、この流量は飛行マッハ数に逆比例している¹⁾。図に示したフィルム冷却エンジンの燃料流量は実際の1/10であり、他のエンジンと比べて非常に多い。フィルム冷却エンジンの場合には、スロット出口における静圧と熱負荷の関係から、流量は低い飛行マッハ数領域で一度減少し、それから増加している。再生冷却エンジン

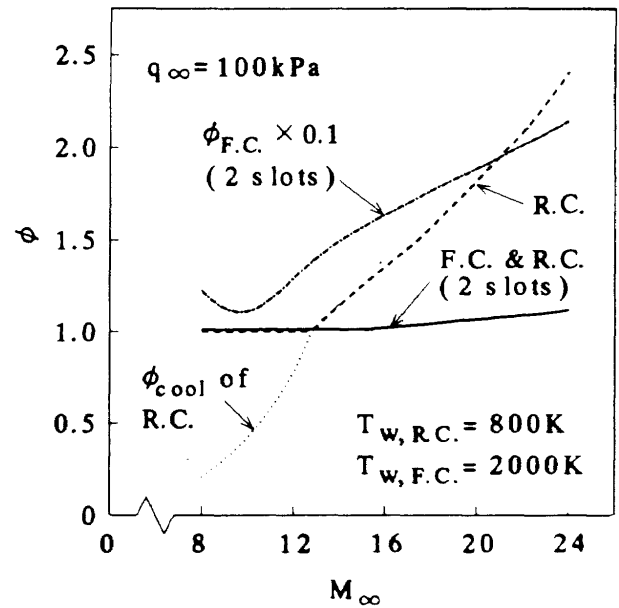


図8 エンジン燃料流量(当量比による表示)

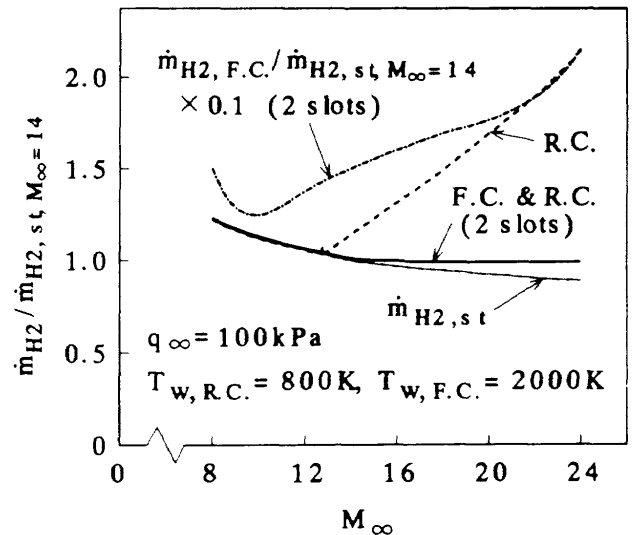


図9 エンジン燃料流量

ンの流量は、低い飛行マッハ数領域では化学量論混合比流量であるが、高い飛行マッハ数領域では飛行マッハ数と共に増加し、およそ飛行マッハ数の2.2乗に比例する¹⁾。図8の点線は低い飛行マッハ数領域における再生冷却エンジンの必要冷却剤流量を表している。フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンの燃料流量はほぼ化学量論混合比流量で間に合い、高飛行マッハ数領域においても化学量論混合比流量よりも僅かに大きいだけで済む。

図10は各冷却システムの燃料供給圧力を示す。燃料の圧力損失としては加熱によるものと冷却流路内の摩擦によるものを考慮し、マニホールド内およびベンドにおける圧力損失は考慮していない。再生冷却エンジンで必要となる燃料供給圧力は飛行マッハ数とともに高くなる。この理由は、飛行マッハ数が高くなるにつれて熱負荷が増し、図9

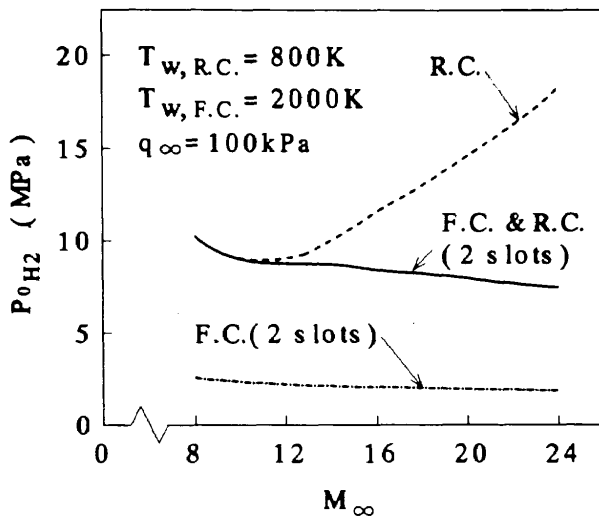


図10 燃料供給圧力

に示したように燃料流量が増すためである。低い飛行マッハ数領域において供給圧力が高いのは燃料流量が多いためである。一方、フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンの燃料供給圧力は飛行マッハ数とともに減少している。この理由は燃料流量が飛行マッハ数とともに減少するためである。

燃料供給系の圧力が高い場合には冷却流路等の強度を高める必要があり、エンジン重量の増加に結びつく。同時に、燃料を高い圧力で供給すると燃料ポンプを駆動するのに必要な動力が大きくなる。例えば、宇宙往還機の燃料供給システムとして最も現実的と思われるガスジェネレータサイクルを採用した場合には、大きな動力を得るためにはタービンを駆動するガスの流量を増す必要がある。通常、タービン作動ガスの排気速度は高くないため、エンジンの正味比推力は低下する⁴⁾。このため、フィルム冷却を再生冷却と併用すると、エンジンシステムの観点から見て、重量軽減等において有利であると考えられる。燃料供給システムの与える影響については3.4.4節に詳述する。

図11に各エンジンの正味の比推力を示す。この図には上で述べたタービン排気ガスによる影響は含まれていない。なお、タービン排気ガスがエンジン比推力におよぼす影響についても3.4.4節で述べる。フィルム冷却だけを用いた場合には、非常に多量の燃料流量を必要とすることから、エンジンの比推力はかなり低い。再生冷却エンジンの比推力は、図8および図9で示したように高飛行マッハ数領域において燃料流量の増加があるため、フィルム冷却と再生冷却を併用した場よりも低くなる。フィルム冷却と再生冷却を併用した場合のエンジン比推力は、化学量論混合比で動作する場合の比推力とはほぼ同じである。

摩擦の低下および推力の増加等のフィルム冷却による別の利点も今回のシミュレーションによって示されたが、比推力に現れるこれらの効果は、高い飛行マッハ数領域での

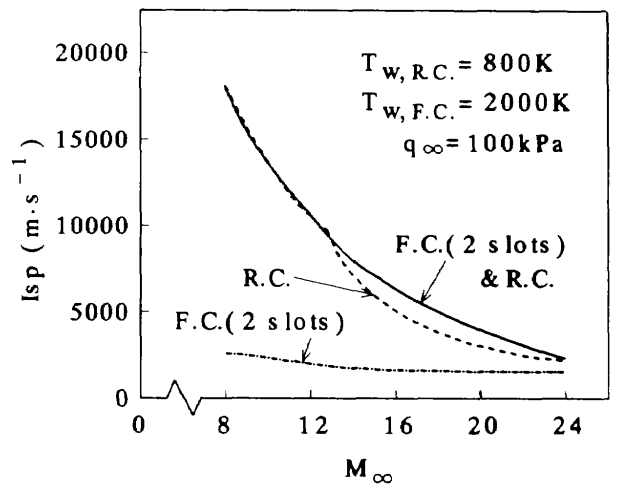


図11 エンジン比推力

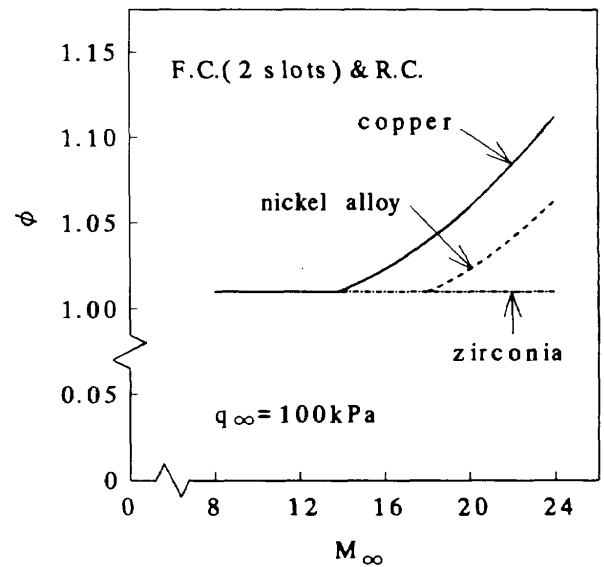


図12 エンジン材料が燃料流量におよぼす影響

過大な燃料流量を減らす効果に比べるとかなり小さい。

3.4.2 エンジン壁材料の影響

図12に、フィルム冷却と再生冷却を併用し、エンジン材料を銅、ニッケル合金、およびジルコニアとした場合の燃料流量を示す。これら三種類のエンジンの燃料流量はすべて化学量論混合比流量にかなり近く、ここでは示さないが比推力にも僅かな差しか見られない。これら三種類の中ではジルコニアを用いたエンジンが最も良い。

3.4.3 エンジンスケールの効果

スクラムジェットエンジンの開発においては、サブスケールモデルが最初にテストされるものと思われる。このため、エンジンスケールがエンジン特性におよぼす影響を調べることは重要である。フィルム冷却と再生冷却を併用したエンジンでエンジンスケールを変えた場合の燃料流量を図13に示す。この場合のエンジンコンフィグレーションはこれまでの検討に用いてきたインレット入口の断面積が6m²のエンジン(図中の添字 ref で表示)と相似である。

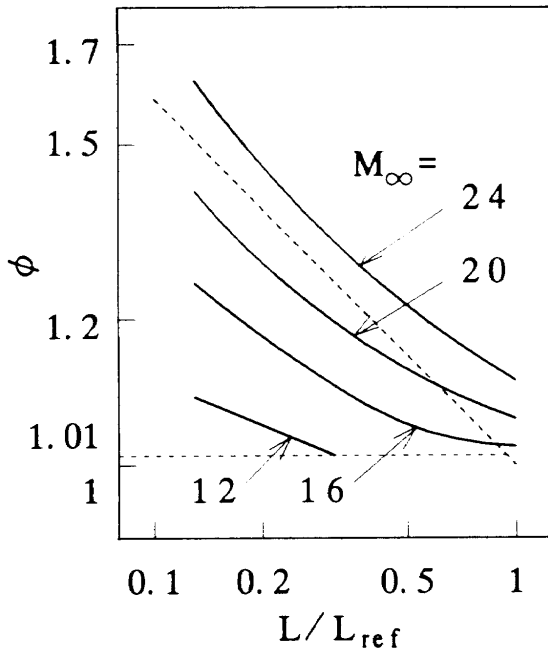
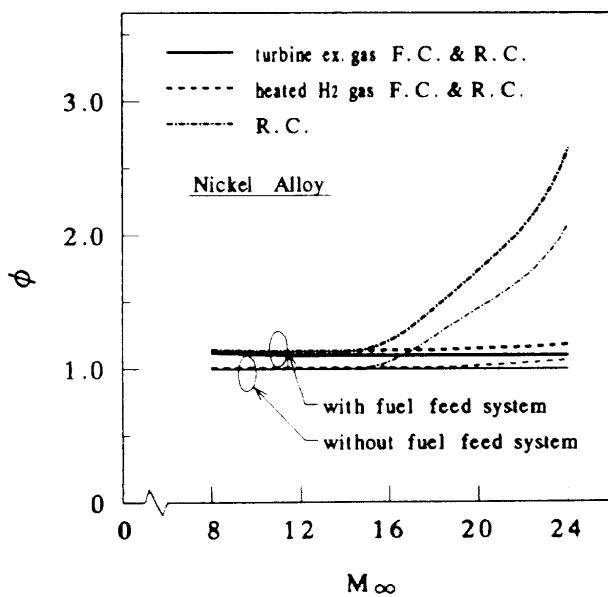


図13 エンジンスケールが燃料流量におよぼす影響


 図14 G.G. サイクルエンジンの燃料流量
(当量比による表示)

エンジンのスケールが小さくなるにつれて熱負荷は増大する¹⁾が、燃料流量は再生冷却エンジンの場合¹⁾と比較してまだ小さい。図中の破線は-0.2乗の勾配を表しているが、冷却剤流量は代表長さの-0.2乗におおよそ比例している。

3.4.4 燃料供給システムを含めた検討

図14に燃料供給システムの装着による燃料流量への影響を示す。図中、(1)実線はタービン排気ガスをフィルム冷却剤に用いた場合、(2)破線は再生冷却後の高温水素をフィルム冷却剤に用いた場合、(3)一点鎖線は再生冷却だけを用いた場合を示す。(1)と(2)はフィルム冷却と再生冷却を併用したシステムである。フィルム冷却と再生冷却を併用した場

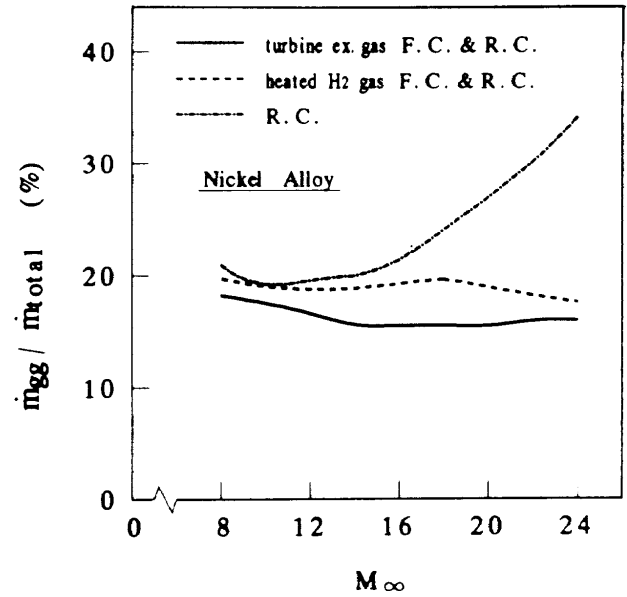


図15 ガスジェネレータ流量

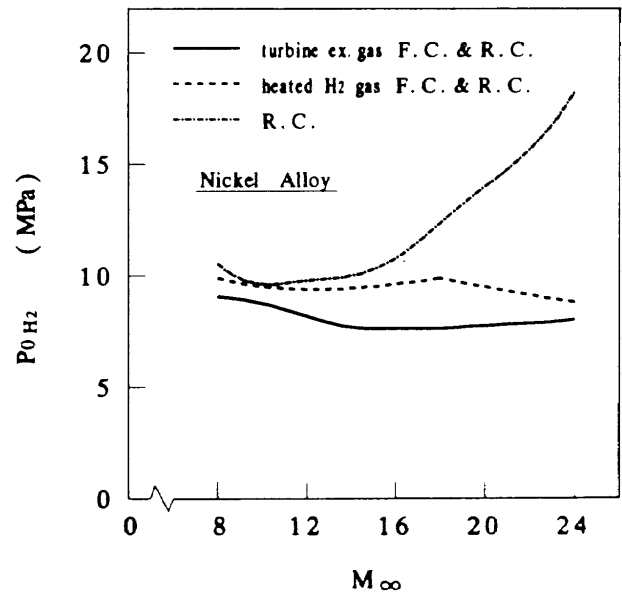


図16 G.G. サイクルエンジンの燃料供給圧力

合には燃料供給システムの装着による燃料流量の増加は全飛行マッハ数域にわたってほぼ一定である。再生冷却だけの場合には、高飛行マッハ数域で燃料供給システムの装着による影響が大きく、燃料流量が著しく増加する。

図15に全推進剤流量に占める G.G. 流量 (=タービン駆動ガス流量) を、図16に冷却剤入口圧を示す。ここではエンジン壁材にニッケル合金を使用し、さらに G.G. 用の推進剤流量が加わるために、図10に示す銅を用いた場合とは若干供給圧が異なっている。燃料供給システムを駆動するためには、少なくとも全推進剤の15%以上の流量が必要となる。再生冷却だけでは高飛行マッハ数領域において G.G. 流量が急激に増加する。一方、フィルム冷却と再生冷却を併用した場合には全飛行マッハ数域で G.G. 流量は大きく

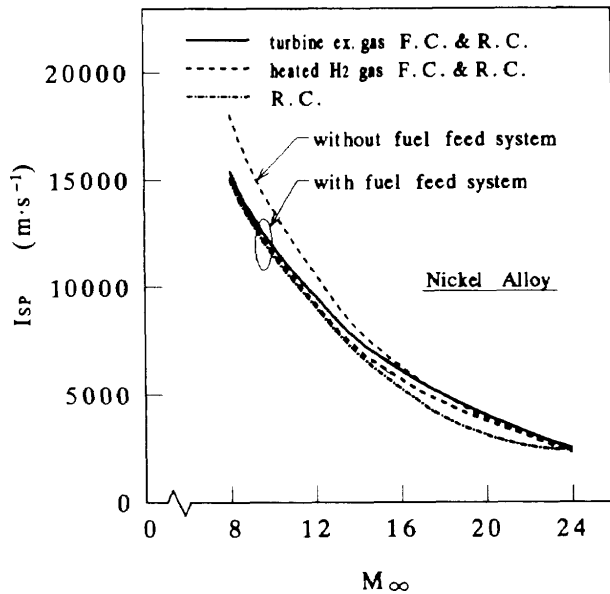


図17 G.G. サイクルエンジンの比推力性能

変化しない。また、フィルム冷却剤としてタービン排ガスを用いた方が再生冷却後の水素を用いるよりも G.G. 流量が少なく、冷却剤供給圧も低くて済む。

図17に燃料供給システムを装着した場合のエンジンの比推力 (I_{sp}) 性能を示す。フィルム冷却と再生冷却を併用した方が再生冷却だけの場合よりも I_{sp} で有利であり、タービン排ガスをフィルム冷却剤として用いた場合が最も高い I_{sp} を示した。また、燃料供給システムを装着したことによる I_{sp} の低下は飛行マッハ数の低い領域で大きく、高い領域では小さい。

4. 考察

4.1 冷却剤流量の減少

フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンのケースでは、必要となる冷却剤流量の減少が見られた。この節ではその理由について述べる。

冷却剤温度の影響

混合領域長さ x_A を基準にすると、断熱壁温が $T_{aw,1}$ 以下に保たれる冷却有効距離 x_1 は(8)式に示したとおりである。燃焼器の周りに沿って設けられた冷却スロットの周長を l 、冷却剤流量を \dot{m}_c とすると、冷却スロット高さ h は

$$h = \frac{\dot{m}_c}{l \cdot \rho_c \cdot u_c} \quad (9)$$

と表され、これを(8)式に代入して

$$x_1 = \frac{\dot{m}_c}{l \cdot \rho_c \cdot u_c \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{d\delta}{dx}} \left(\frac{T_{0\infty} - T_{0c}}{T_{0\infty} - T_{aw,1}} \right)^{5/4} \quad (10)$$

を得る。(10)式の冷却剤流量を書き直すと、下記のようなになる。

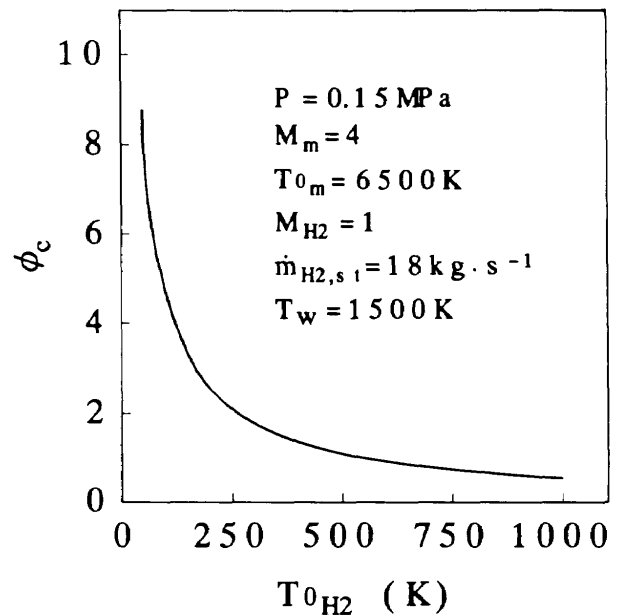


図18 水素総温と冷却剤必要流量との関係

$$\dot{m}_c = \underbrace{l \cdot x_1 \cdot \rho_c \cdot u_c}_{(a)} \cdot \underbrace{\frac{1}{2} \cdot \frac{d\delta}{dx} \left(\frac{T_{0\infty} - T_{aw,1}}{T_{0\infty} - T_{0c}} \right)^{5/4}}_{(b)} \quad (11)$$

$$= l \cdot x_1 \cdot P_c \cdot M_c \underbrace{\sqrt{1 + \frac{r_c - 1}{2} M_c^2}}_{(a)} \underbrace{\sqrt{\frac{r_c}{R_c T_{0c}}}}_{(b)}$$

$$\cdot \underbrace{\frac{1}{2} \cdot \frac{d\delta}{dx} \left(\frac{T_{0\infty} - T_{aw,1}}{T_{0\infty} - T_{0c}} \right)^{5/4}}_{(b)} \quad (11')$$

一例として、エンジンの内周長さ l が 3.5m、燃焼器/ノズル部長さ x_1 が 5m の円筒形状のエンジンを仮定し、フィルム冷却剤が燃焼ガスと平行に音速で噴射された場合のフィルム冷却剤必要流量とフィルム冷却剤総温の関係を図18に示す。この場合の動作条件はおおよそ飛行マッハ数14、飛行動圧100kPaに相当する。

フィルム冷却剤の必要流量はフィルム冷却剤の総温の上昇と共に減少している。フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンにおいてもフィルム冷却剤は加熱されて温度が高くなっている。フィルム冷却剤の総温の増加によって必要な冷却剤流量が減少する理由としては次の二つのメカニズムが挙げられる。

一つは(9)式で示したフィルム冷却剤噴射スロットの高さ h によるものである。スロット高さはフィルム冷却剤の体積流量の増加、すなわち質量流量一定の下では冷却剤総温の増加に伴って増大する。この効果は(11)式あるいは(11')式中の下線(a)で示した質量流束の項で表される。この $\rho_c u_c$ 項は水素総温の $-1/2$ 乗に比例して減少する。

残りの一つはフィルム冷却剤の噴射速度の増加によるものである。冷却剤の総温が高くなった場合には、噴射マッハ数一定の下では冷却剤の噴射速度は高くなる。このため、

主流と冷却剤流れとの間の速度差が小さくなる結果、(11)式中の下線(b)で示した混合層の発達率が小さくなる。圧縮性の効果に関しては、すべてのシミュレーションにおいて対流マッハ数が1以上であり、(1)式中の f の値は常に0.2程度であった。非圧縮性流れ場における混合層の発達率は(5')式から分かるようにフィルム冷却剤の総温の増加に伴って小さくなる。

このように、冷却剤の総温を高くすることは冷却剤の質量流量を低減するのに有効である。

以上に述べた二つのメカニズムによる質量流量低減効果は、図18に示した例では同程度であった。フィルム冷却を行う場合には、冷却剤の質量流量を少なくする観点から、可能な限り高温の冷却剤を用いるべきである。

高温の水素ガスをフィルム冷却剤として使用することには何の問題もないものと思われる。文献によれば、空気と水素を用いた実験では燃焼反応は剪断層内に限定され、反応レベルも低いと報告されている⁹⁾。一方、燃焼器に噴射される燃料は化学量論混合比流量またはそれ以上の流量であり、平均的に見れば燃焼ガス中にはもはや酸素は含まれていない。局所的に見れば、噴射された燃料の一部は混合の不完全さによって壁面付近に残っている。従って、高温のフィルム冷却剤は燃焼するおそれが無いものとする。

熱交換のメカニズム

フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンにおいては、上述した高温フィルム冷却剤の効果の他にも冷却剤を減少させるメカニズムがある。ひとつは再生冷却によるエンジン壁の適度な冷却、もう一つはフィルム冷却によってエンジン壁面を高温燃焼ガスから遮蔽する効果である。フィルム冷却だけを用いるエンジンでは、冷却剤噴射スロット近傍の壁温は液体水素温度近くまで下がるが、壁材料は液体水素温度のような低温まで冷却する必要はなく、数百K付近の温度で十分に使用できる。このため、低温のフィルム冷却剤を用いるのは効果的な方法ではない。フィルム冷却と再生冷却を併用した場合には、図19に示すようにフィルム冷却剤の噴射スロット出口近傍の壁温は再生冷却後の水素温度とはほぼ同様の数百Kとなる。

フィルム冷却エンジンでは、噴射スロット近傍のエンジン壁はフィルム冷却剤によって総温数千Kの高温ガスから遮蔽される。また、燃焼器入口付近においては相対的に静圧が高いことから、エンジンの中で最も熱負荷が大きい。従って、フィルム冷却と再生冷却を併用すればエンジン内で最も熱負荷が激しい領域を容易に冷却することが可能になる。また、再生冷却だけで冷却するエンジンに比べて、フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンでは再生冷却剤への熱伝達をより小さく抑えることができる。

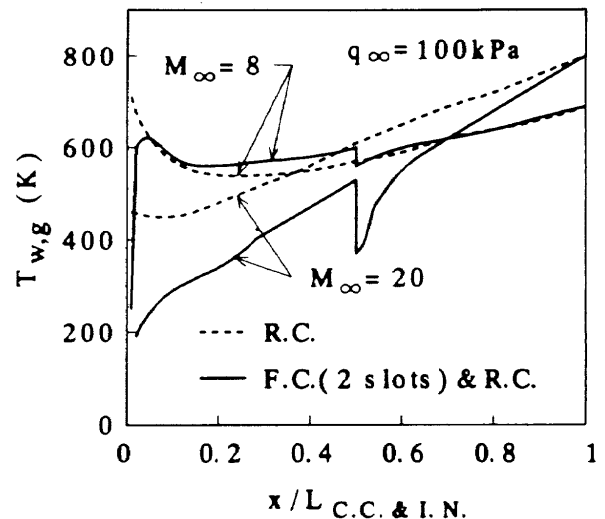


図19 燃焼ガス側壁温度

4.2 エンジン壁の材料

再生冷却されるスクラムジェットでは、燃焼ガスの断熱壁温が材料の最高許容温度よりも極めて高いために、壁材料は熱伝導率が高くなければならない²⁾。

フィルム冷却されるスクラムジェットの断熱壁温は再生冷却の場合に比べてかなり低く、材料の最高許容温度とおおよそ同じオーダーである。このため、最高許容温度の高い材料を用いれば、図11に示したように燃焼ガスから燃焼室壁への熱流束を低減することが可能となる。フィルム冷却スクラムジェットのエンジン壁材料を選択するにあたっては、材料の最高許容温度が重要な選択項目の一つになるものと思われる。

4.3 エンジンスケール

これは距離と冷却効率を対数スケールでプロットした図1から予想できることであるが、フィルム冷却と再生冷却を併用するエンジンではエンジン壁の大部分は再生冷却によって冷却される。従って、再生冷却エンジンの場合と同様に¹⁾、冷却剤流量は代表長さの -0.2 乗におおよそ比例する。

フィルム冷却の場合には、(9)式に示したように冷却剤流量は代表長さの二乗に比例し、また化学量論混合比燃料流量も長さの二乗に比例する。このため、フィルム冷却の場合にはスケール効果は現れない。フィルム冷却が支配的である領域は小さいため、フィルム冷却による影響は図13に示した線の勾配には現れない。当量比が1.01付近ではフィルム冷却の影響が現れ、図13中の線の勾配は緩やかになる。

4.4 燃料供給システム

飛行マッハ数12までを検討した既報⁴⁾では顕著ではなかったが、再生冷却のみでは飛行マッハ数の高い領域におい

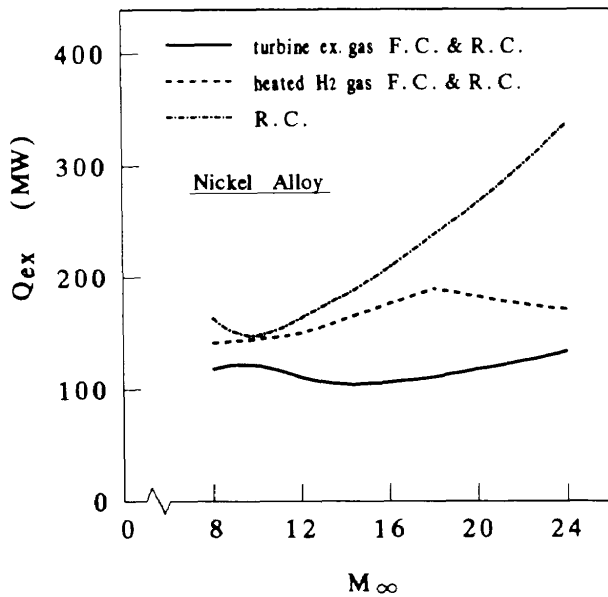


図20 G.G. サイクルエンジンの再生冷却剤総受熱量

て多量の冷却剤と高い冷却剤入口圧力が必要となり(図14, 図16), その結果 G.G. 流量が急激に増加する(図15)。一方, フィルム冷却と再生冷却を併用した場合には, 先述の高温フィルム冷却剤の遮熱効果により, ほぼ化学量論混合比相当の水素流量で高飛行マッハ数域までエンジン冷却が可能になるため G.G. 流量に大きな変化は現れない。また, フィルム冷却剤としてタービン排ガスをを用いた方が再生冷却後の水素を用いるよりも G.G. 流量が少なかった。これは図20に示すように再生冷却剤の総受熱量が少ないために冷却剤入口圧力が低くて済むためである。タービン排ガスをを用いた方が総受熱量が小さくなるのは次の理由による。すなわち, (10)式で示したフィルム冷却の有効距離は次のように書き直すことができる。

$$x_1 = \frac{Q_c}{l \cdot u_c \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{d\delta}{dx} \left(\frac{T_{0\infty} - T_{aw,1}}{T_{0\infty} - T_{0c}} \right)^{5/4}} \quad (12)$$

図21にフィルム冷却剤として再生冷却後の水素を用いた場合とタービン排ガスをを用いた場合の Q_c , u_c , $d\delta/dx$ および $(T_{0\infty} - T_{aw,1}) / (T_{0\infty} - T_{0c})$ の比較を示す。これより, フィルム冷却剤にタービン排ガスをを用いた方が体積流量が大きく, これによってフィルム冷却の遮熱効果がより大きくなったことが分かる。

図17に示したように燃料供給システムを装着してもフィルム冷却と再生冷却を併用した方が再生冷却だけの場合よりも I_{sp} が高い。併用冷却では図15に示したように G.G. 流量が少ない分再生冷却だけの場合よりも更に I_{sp} で有利である。タービン排ガスをフィルム冷却剤にした場合には燃料供給システムの負荷が最も小さくなるため, I_{sp} は最も高くなる。

燃料供給システムを装着したことによって起こる I_{sp} の

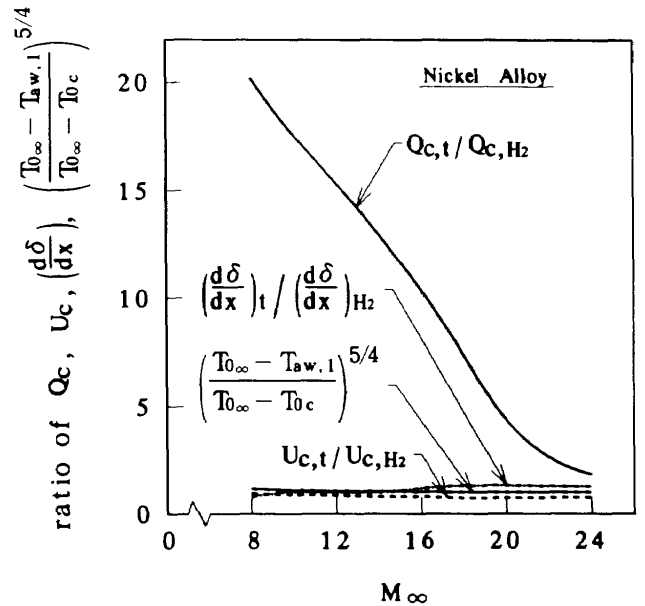


図21 フィルム冷却剤の体積流量, 噴射速度, 温度および混合層発達率

低下は図17に示したように飛行マッハ数の低い領域で大きく高い領域では小さい。これは飛行マッハ数の高い領域においてスクラムジェットの I_{sp} がタービン排ガスの噴射による I_{sp} と同程度になるためである。

5. 結 論

圧縮性混合層における実験結果および乱流境界層を用いた解析に基づいた新しいフィルム冷却モデルを導入し, このモデルをスクラムジェットエンジンの準一次元シミュレーションプログラムに組み込んで計算を行った。その結果, 次のことが明らかになった。

- (1) フィルム冷却と再生冷却を併用することによりスクラムジェットエンジンの冷却を効果的に行うことができる。
- (2) 併用冷却には冷却剤流量を減少させる四つのメカニズムがある。

- (a) 混合層の発達率の低下
- (b) 冷却剤の体積流量の増加
- (c) 液体水素温度に近い過剰冷却領域の除去
- (d) エンジン壁の高温ガスからの遮蔽

(a)と(b)はフィルム冷却剤の総温を上昇させることによって得られる。(c)と(d)はフィルム冷却と再生冷却を併用することによって得られる。

(3) 併用冷却エンジンでは上記(2)のメカニズムによって高飛行マッハ数域で過大な燃料流量を必要としないため, 再生冷却だけの場合よりも比推力が向上する。

(4) 上記(3)と同じ理由によってエンジンのシステム圧力を下げることが可能となり, エンジンの軽量化を図ることができる。同時に, 燃料昇圧に要する動力が小さくて済み, この分エンジン比推力が改善される。

(5) 併用冷却では再生冷却の場合と同様、必要冷却剤流量は代表長さの -0.2 乗にはほぼ比例する。

(6) 燃料供給システムから発生するタービン排ガスをフィルム冷却剤として用いることにより、更なるエンジンの効果的な冷却とエンジン比推力の向上が得られる。

今回用いたフィルム冷却モデルは更に改善が必要であり、今後、実験と数値シミュレーションの両面からモデルの精度を高めていく予定である。

本研究を行うにあたり、角田宇宙推進技術研究センターラムジェット推進研究部の鎮西信夫室長から助言を受けた。

参 考 文 献

- 1) Kanda, T., Masuya, G., Wakamatsu, Y., Chinzei, N., and Kanmuri, A. ; "Parametric Study of Airframe-Integrated Scramjet Cooling Requirement," J. of Propulsion and Power, Vol.17, No.3, pp.431-436, 1991.
- 2) Kanda, T., Masuya, G., and Moro, A. ; "Analytical Investigation of a Regeneratively Cooled Scramjet Engine," AIAA Paper 93-0739, 1993.
- 3) Scotti, S. J., Martin, C. J., and Lucas, S. H. ; "Active Cooling Design for Scramjet Engines Using Optimization Methods," AIAA Paper 88-2265, 1988.
- 4) Kanda, T., Masuya, G., Wakamatsu, Y., Chinzei, N., and Kanmuri, A. ; "A Comparison of Scramjet Engine Performances Among Various Cycles," AIAA Paper 89-2676, 1989.
- 5) Schetz, S. J., and van Overeem, J. ; "Skin Friction Reduction by Injection through Combinations of Slots and Porous Sections," AIAA J., Vol.13, No.8, pp.971-972, 1975.
- 6) Kamath, P., Baker, N., and McClinton, C. ; "A Computational Design Tool for Scramjet Combustor Film Cooling and Fuel Mixing Predictions," AIAA Paper 90-0645, 1990.
- 7) Kwok, F. T., Andrew, P. L., Ng, W. F., and Schetz, J. A. ; "Experimental Investigation of a Supersonic Shear Layer with Slot Injection of Helium," AIAA J., Vol.29, No.9, pp.1426-1435, 1991.
- 8) Goldstein, R. J., Eckert, E. R. G., Tsou, F. K., and Haji-Seikh, A. ; "Film Cooling with Air and Helium Injection through a Rearward-Facing Slot into a Supersonic Air Flow," AIAA J., Vol.4, No.6, pp.981-985, 1966.
- 9) Bass, R., Hardin, L., and Rodgers, R. ; "Supersonic Film Cooling," AIAA Paper 90-5239, 1990.
- 10) Olsen, G. C., Nowak, R. J., Holden, M. S., and Baker, N. R. ; "Experimental Results for Film Cooling in 2-D Supersonic Flow Including Coolant Delivery Pressure, Geometry, and Incident Shock Effects," AIAA Paper 90-0605, 1990.
- 11) Holden, M. S., Nowak, R. J., Olsen, C. G., and Rodriguez, K. M. ; "Experimental Studies of Shock Wave/Wall Jet Interaction in Hypersonic Flow," AIAA Paper 90-0607, 1990.
- 12) Parthasarathy, K., and Zakkay, V. ; "An Experimental Investigation of Turbulent Slot Injection at Mach 6," AIAA J., Vol.8, No.7, pp.1302-1307, 1970.
- 13) Hartnett, J. P., Birkebak, R. C., and Eckert, E. R. G. ; "Velocity Distributions, Temperature Distributions, Effectiveness and Heat Transfer for Air Injected Through a Tangential Slot into a Turbulent Boundary Layer," J. Heat Transfer, Trans. ASME, Vol.83, No.3, pp.293-306, 1961.
- 14) Stollery, J. L., and El-Ehwany, A. A. M. ; "A Note on The Use of a Boundary-Layer Model for Correlating Film-Cooling Data," Int. J. Heat & Mass Transfer, Vol.8, pp.55-65, 1965.
- 15) Hatch, J. E., and Papell, S. ; "Use of a Theoretical Flow Model to Correlate Data for Film Cooling or Heating an Adiabatic Wall by Tangential Injection of Gases of Different Fluid Properties," NASA TN D-130, November 1959.
- 16) Chinzei, N., Masuya, G., Komuro, T., Murakami, A., and Kudou, K. ; "Spreading of Two-Stream Supersonic Turbulent Mixing Layers," Phys. Fluids, Vol.29, No.5, pp.1345-1347, 1986.
- 17) Papamoschou, D., and Roshko, A. ; "The Compressible Turbulent Shear Layer : An Experimental Study," J. Fluid Mechanics, Vol.197, pp.453-477, 1988.
- 18) Dimotakis, P. ; "Turbulent Free Shear Layer Mixing and Combustion," Proc. of 9th ISABE, pp.58-79, 1989.
- 19) Culick, F. E. C., and Hill, J. A. ; "A Turbulent Analog of the Stewartson-illingworth Transformation," J. Aeronautical Sciences, Vol.25, No.4, pp.259-262, 1958.
- 20) Seban, R. A. ; "Heat Transfer and Effectiveness for a Turbulent Boundary Layer with Tangential Fluid Injection," J. Heat Transfer, Trans. ASME, Vol.82, No.4, pp.303-312, 1960.

- 21) Seban, R. A., and Back, L. H. ; "Velocity and Temperature Profiles in Turbulent Boundary Layers with Tangential Injection," J. Heat Transfer, Trans. ASME, Vol.84, No.1, pp.45-54, 1962.
- 22) Clark Jr., R. L., Ng, W. F., Walker, D. A., and Schetz, J. A. ; "Large-Scale Structure in a Supersonic Slot-Injected Flowfield," AIAA J., Vol.28, No.6, pp.1045-1051, 1990.
- 23) Zhuang, M., Kubota, T., and Dimotakis, P. ; "Instability of Inviscid, Compressible Free Shear Layers," AIAA J., Vol.28, No.10, pp.1728-1733, 1990.
- 24) Abe, T., Funabiki, K., Ariga, H., and Hiraoka, K. ; "Effect of Streamwise Pressure Gradient on the Supersonic Mixing Layer," AIAA J., Vol.30, No.10, pp.2564-2566, 1992.
- 25) Kanda, T., Masuya, G., and Wakamatsu, Y. ; "Propellant Feed System of a Regeneratively Cooled Scramjet," J. Propulsion and Power, Vol.7, No.3, pp.299-301, 1991.
- 26) White, F. M. ; "Viscous Fluid Flow," p.639, McGraw-Hill, New York, 1974.
- 27) Schlichting, H. ; "Boundary Layer Theory," 7th ed., p.610, McGraw-Hill, New York, 1979.
- 28) Sutton, G. P., and Ross, D. M. ; "Rocket Propulsion Elements," 4th ed., p.117, John Wiley & Sons, New York, 1976.

航空宇宙技術研究所報告1242号

平成6年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

Printed in Japan