

ISSN 0389-4010  
UDC 621. 45. 01  
629. 7. 036  
629. 7. 036. 22

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1041

## スクラムジェット・エンジン特性の検討

苅田丈士・升谷五郎・若松義男

鎮西信夫・冠昭夫

1989年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目	次
1. まえがき .....	2
2. 数値計算による性能解析 .....	3
2.1 仮定および計算方法 .....	3
2.1.1 機体およびエンジン形状 .....	3
2.1.2 エンジン・サイクル・スキマティック .....	3
2.1.3 物性値および状態量 .....	4
2.1.4 サイクル・バランス .....	4
2.1.5 熱伝達および圧力損失 .....	5
2.1.6 エンジン正味推力および比推力 .....	6
2.2 計算結果および考察 .....	6
2.2.1 サイクル水素流量 .....	6
(a) 飛行マッハ数との関係 .....	6
(b) 壁温との関係 .....	7
(c) 飛行動圧との関係 .....	7
(d) エンジン・サイズとの関係 .....	8
2.2.2 比推力およびエンジン正味推力 .....	9
3. 解析的手法による性能解析 .....	10
3.1 サイクル水素流量 .....	10
3.1.1 飛行マッハ数との関係, 壁温との関係 .....	11
3.1.2 飛行動圧との関係 .....	12
3.1.3 エンジン・サイズとの関係 .....	12
3.2 比推力およびエンジン推力 .....	13
4. 結論 .....	14
付録A 機体冷却を独立に行う場合 .....	16
付録B 流入空気断面積の飛行マッハ数による変化について .....	18
付録C Becker の方法 .....	19

# スクラムジェット・エンジン特性の検討\*

苅田丈士\*\* 升谷五郎\*\* 若松義男\*\*  
鎮西信夫\*\* 冠昭夫\*\*

## Analysis of Scramjet Engine Characteristics

Takeshi KANDA, Goro MASUYA, Yoshio WAKAMATSU,  
Nobuo CHINZEI, Akio KANMURI

### ABSTRACT

In a previous report, we compared scramjet engine characteristics of different propellant feed cycles, and discussed engine performances. In this study, we examined a hydrogen fueled airframe-integrated scramjet, considered the cooling of the airframe as well as the engine, and analyzed how engine characteristics depend on such parameters as flight Mach number, flight dynamic pressure, engine wall temperature, and engine scale. We found that the coolant required for the airframe is about 20% of the total coolant. We derived simple equations which correlate fuel flow rate, engine overall thrust and specific impulse with those parameters.

As for the airframe cooling, we proposed a new cycle in which the airframe cooling system has its own coolant feed system and does not depend on the engine operating conditions.

記号	G.G.: ガス・ジェネレータ
$A$ : 断面積	$m^2$
$a$ : 音速	$m \cdot s^{-1}$
$A.F.$ : 機体	
$B$ : Blasius の公式中の定数	
$b$ : Blasius の公式中の定数	
$C_D$ : 抵抗係数	—
$C_f$ : 推力係数 = $F/(q_\infty \cdot A_{inlet})$	—
$C_p$ : 定圧比熱	$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$
$D$ : 抗力	N
$d$ : 直径	m
$E.$ : エンジン	
$F$ : 推力	N
	H : 飛行高度
	$h$ : 热伝達係数
	空気取入口高さ
	$I_{sp}$ : 比推力
	$l$ : 代表寸法
	$M$ : マッハ数
	$\dot{m}$ : 質量流量
	P : 圧力
	$Q$ : 単位質量あたりの発熱量
	$q$ : 動圧
	$\dot{q}$ : 単位時間あたりの熱伝達量
	R : 気体常数
	$Re$ : Reynolds 数
	St : Stanton 数
	st. : 量論混合比

\* 平成元年 6月 2日受理

\*\* 角田支所

$T$	: 温度	K
$u$	: 速度	$m \cdot s^{-1}$
$V$	: 機体速度	$m \cdot s^{-1}$
$W$	: 仕事率	W
$r$	: 比熱比	-
$\delta$	: 機体迎角	-
$\Delta T$	: 壁温と総温との差	K
$\Delta T_r$	: 化学反応による温度上昇	K
$\eta$	: 効率	-
$\lambda$	: 管摩擦係数	-
$\rho$	: 密度	$kg \cdot m^{-3}$
<b>添 字</b>		
$a$	: 加速, 空気	
$A.F.$	: 機体	
$c$	: 燃焼器	
$cl$	: 冷却剤	
$cp$	: 捕獲	
$dnm$	: ダンプ・ノズル・マニホールド	
$e$	: 排気	
$E.$	: エンジン	
$f$	: 摩擦, 燃料	
$fp$	: 燃料ポンプ	
$H_2$	: 水素	
$inj$	: 燃焼器インジェクター	
$o$	: 酸化剤	
$p$	: ポンプ	
$pe$	: ポンプ出口	
$st$	: 量論混合比	
$t$	: タービン	
$w$	: 壁面	
$0$	: 激み点	
$1$	: 入口, 空気取入口の入口	
$2$	: 出口	
$\infty$	: 自由流	

## 1. まえがき

先にスクラムジェットのサイクル性能について報告した<sup>1)</sup>。そこでは、宇宙往還機の飛行経路として考えられる飛行動圧一定経路<sup>2)</sup>のうち飛行動圧100kPaの場合について、機体組み込み型エンジンを想定し、エンジン本体の再生冷却に必要な

燃料流量、燃料供給系を含むエンジン・サイクル等について検討を行った。

しかしながら、前報<sup>1)</sup>では冷却及びエンジン・サイクルの成立性を示すことに重点を置いたため、それ以外の問題点については、検討がなされていない。その主なものは、

- 1) 機体を含む冷却に必要な燃料流量
- 2) 飛行動圧、マッハ数等主要パラメーターの効果
- 3) 各種エンジン・サイクルの比較

である。本報では、これらのうち1)及び2)に関する検討結果について報告する。3)については別途報告する予定である。

スクラムジェットで推進される宇宙往還機は長時間にわたり強い空力加熱を受けること<sup>2)</sup>、機体組み込み型スクラムジェットは機体下面を空気取入口やノズルの一部として使用すること、多大な空力加熱を除去する冷媒は最終的には燃料として搭載されている液体水素以外に考えられないこと、等から機体冷却をエンジンと合せて考えることは重要である。このような事情にも拘らず、これまでのスクラムジェットの冷却については、前報<sup>1)</sup>も含めて、エンジン本体のみを対象とする報告がいくつかあるが<sup>3-5)</sup>、機体冷却まで考慮した報告は極めて稀である<sup>6)</sup>。

また、このような機体冷却を含むスクラムジェットのサイクル性能に対して、飛行動圧をはじめとする各種パラメーターがどのように影響することを明らかにすることは、今後のエンジンの研究/開発、あるいは宇宙往還機の形状や飛行経路選定に関するトレードオフ等に重要である。本報では、飛行動圧、飛行マッハ数、エンジン寸法、及び使用材料の壁面温度が冷却特性及びエンジン性能に及ぼす影響を調べる。エンジンや機体に関する各種のトレードオフを行う際には、これらパラメーターの影響ができるだけ簡潔な形にまとめられることが望ましい。

以下、2節では機体冷却を含むエンジン特性とそれに対する各種パラメーターの影響を数値計算によって求める。機体冷却をエンジン系と切り離して独立に行う場合については付録Aで取扱う。

3節では解析的手法によって各種パラメーターの影響を陽に表す関係式を導出し、数値計算結果と比較してその有効性を確かめる。その際に用いられる流入空気の機体前部による圧縮については付録Bで取扱う。また、本報とはやや異なった解析的手法を用いている Becker の方法<sup>6)</sup>との比較検討を付録Cに示す。

## 2. 数値計算による性能解析

飛行動圧 25~150 kPa、飛行マッハ数 6~12 を検討範囲にとった。これはスクラムジェットの典型的な作動範囲と考えられている。検討にあたっての基準飛行动圧を 100 kPa とした。エンジン内部および機体表面の高温ガス側壁温の効果については 700 K~2500 K の範囲で検討を加えた。上限温度 2500 K は、現在研究が進められている耐熱新素材の目標値<sup>7)</sup>である。飛行高度と飛行マッハ数との関係を図 1 に示す。

### 2.1 仮定および計算方法

計算にあたっての主な仮定、条件は先の報告<sup>1)</sup>とほぼ同じである。

#### 2.1.1 機体およびエンジン形状

検討に用いた機体の概観を図 2 に示す。全長 75 m、全幅 35 m (片翼幅 11 m) である。機体先端は半径 1 m の球面とした。

スクラムジェットは機体下面に 6 基組み込まれる。空気取入口正面面積は  $6 \text{m}^2/\text{基}$  を基準とした。エンジン形状を図 3 に示す。この形状は、NASA の Langley 研究所の模型を参考にしている<sup>3)</sup>。最外周を除いて内部ノズルに側壁はない。燃料噴射用ストラットはエンジン 1 基あたり 2 個である。

2.1.2 エンジン・サイクル・スキマティック  
プロペラント供給系サイクルはエキスパンダー・サイクル (Ex サイクル) とガス・ジェネレータ・サイクル (G.G. サイクル) について検討した。それぞれのサイクルのスキマティックを図 4(a), (b) に示す。両サイクル共に、ロケット・エンジンでは代表的なエンジン・サイクルである。G.G. サイクルのタービン・ガスは、ノズル開口比 10 : 1

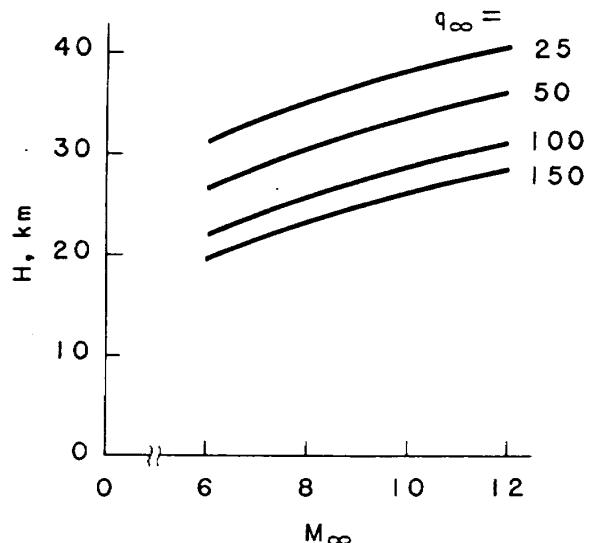


図 1 飛行高度

$M_{\infty}$  は飛行マッハ数を、  $H$  は飛行高度を表わす。

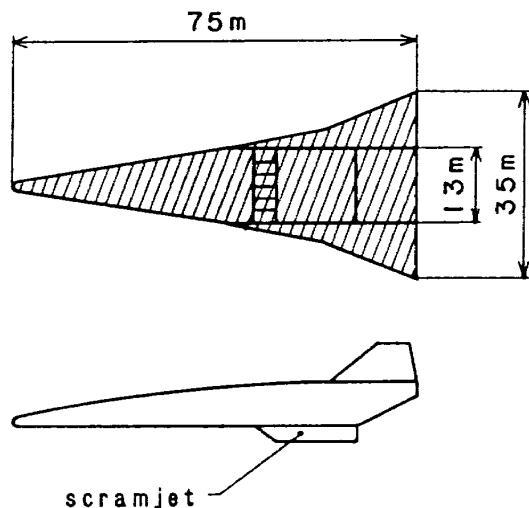


図 2 機体形状

のノズルから排気される。G.G. サイクルの場合のガス・ジェネレータでの酸化剤には、機体に搭載した液体酸素を用いるものとした。

燃料の水素を用いて、エンジンおよび機体の再生冷却を行った。冷却の対象はエンジン、機体先端および機体下面、翼下面である。機体再生冷却部を図 1 に斜線で示す。外部ノズルはエンジンとして扱った。冷却で用いた水素はすべて燃焼器へ噴射される。エンジン内の当量比は原則として 1 に保つが、冷却流量が量論比流量を上回る場合にはエンジン内の当量比は 1 を越える。

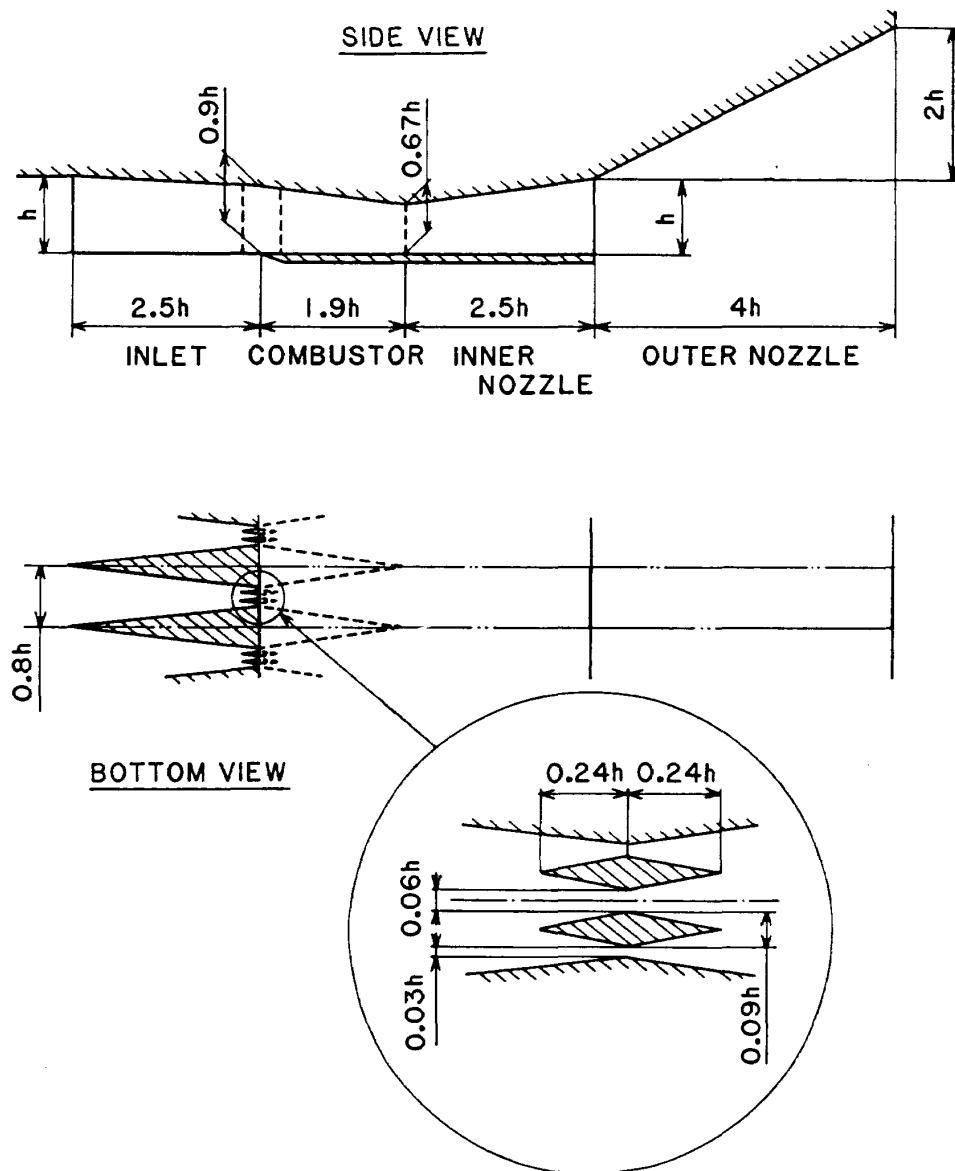


図 3 エンジン形状

### 2.1.3 物性値および状態量

水素、酸素およびその燃焼ガスの物性値は計算コード TROY<sup>8)</sup>を用いて計算した。空気は窒素と酸素からなるものとして、モル分率は 4:1とした。エンジンに流入する空気および燃焼ガスの温度、圧力、速度およびマッハ数は準一次元的な解析法<sup>9)</sup>に拠った。機体周りの空気の温度、速度等には機体先端の衝撃波通過後の空気の値を用いた。粘性係数は Sutherland の公式を用いて計算した。

### 2.1.4 サイクル・バランス

ポンプおよびタービンの仕事率は下記の式に基づいて計算した。両者の仕事率が等しくなるときが、供給系サイクルのパワー・バランスが成立す

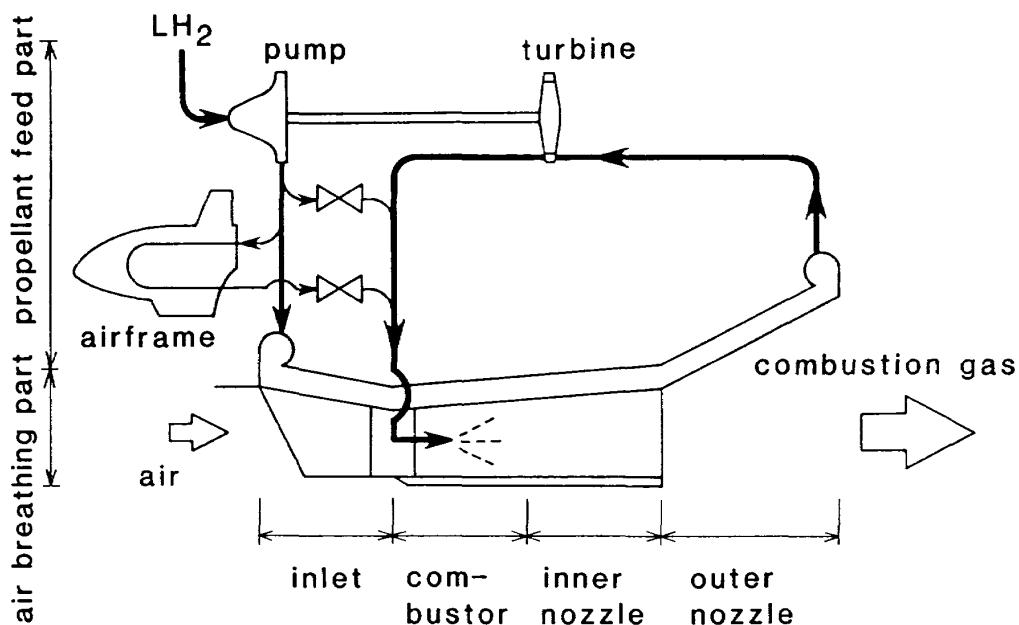
るときである。

$$W_p = \dot{m}_p \cdot \frac{P_2 - P_1}{\eta_p \cdot \rho_p} \quad (1)$$

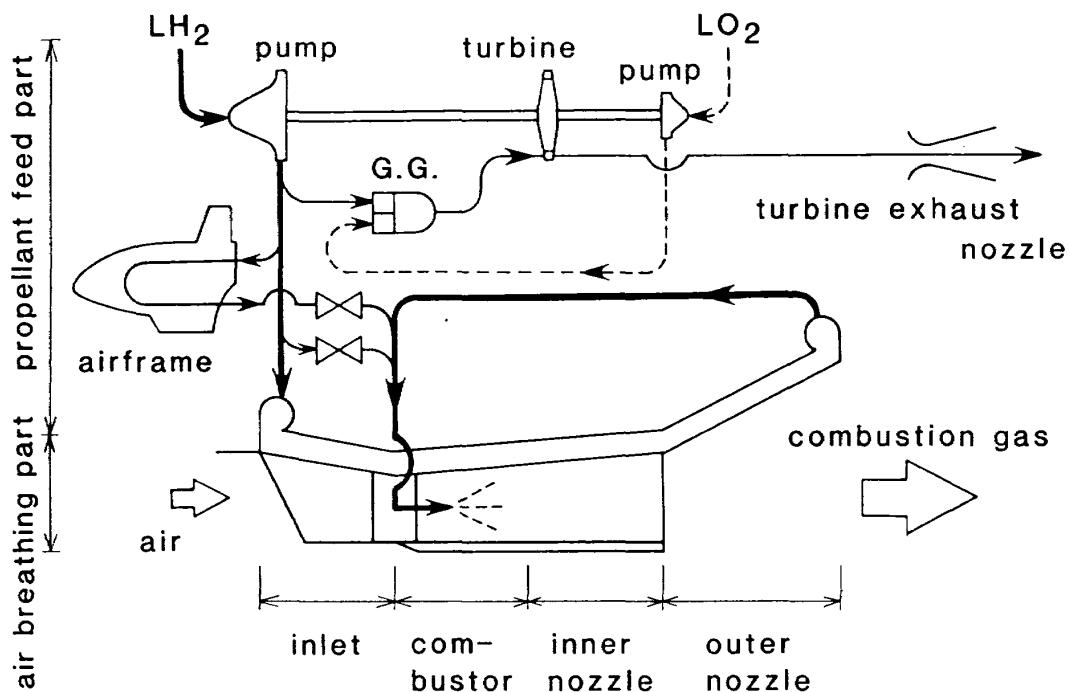
$$W_t = \eta_t \cdot \dot{m}_t \cdot Cp \cdot T_{t1} \cdot \left\{ 1 - \left( \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \right)^{\frac{T-1}{T}} \right\} \quad (2)$$

従来のロケット用ターボポンプを参考にして<sup>10)</sup>、水素ポンプ効率は 60%，酸素ポンプ効率は 40% とした。タービン効率は Ex サイクルの場合 60%，G.G. サイクルの場合 30% とした。ポンプ入口圧力は水素側を 0.2 MPa、酸素側を 0.3 MPa に設定した。

G.G. サイクルの場合、タービン排気ノズル内で剥離が起きないように、ノズル出口でのガス静圧



(a) エキスパンダー・サイクル(Exサイクル)



(b) ガス・ジェネレータ・サイクル(G.G.サイクル)

図4 エンジン・サイクル・スキマティック

が機体周りの静圧よりも高くなるように、飛行動圧ごとにタービン排気ノズル・マニホールドの圧力を設定した。G.G.サイクルのタービン入口でのガス温度は850Kに設定した。

スクラムジェットでは超音速の空気流を横切って燃料を噴射しなければならないために高い噴射動圧が必要となる。先の報告<sup>1)</sup>と同様、従来の実

験結果<sup>11)</sup>を参考にして燃料/空気噴射動圧比が1となるように燃料噴射器マニホールド内の圧力を設定した。

### 2.1.5 热伝達および圧力損失

空気取入口や燃料噴射ストラット前縁等の局所的な高熱流束領域は狭く、そこで熱交換量は全交換量の1%程度であり、サイクルの成立や必要

冷却剤流量に対してはほとんど影響しないので、先の報告<sup>1)</sup>と同様、これらの領域の寄与については考慮していない。

熱伝達を計算する際の温度境界層は、エンジンについては空気取入口の入口から発達するものとした。機体冷却の計算の場合には、境界層は機体先端から発達するものとした。

熱伝達係数は Mayer の式<sup>12)</sup>を用いて計算した。エンジンの空気流側の壁は 1000K の等温壁を仮定した。エンジン壁材にはニッケル合金を想定している。機体側の壁温も 1000K に一様に固定した。この壁温 1000K を基準壁温とした。エンジン再生冷却ジャケット出口での水素温度は 700K とした。機体冷却流路出口での水素温度は、機体内部が高温にならないように 300K とした。

エンジン周りの再生冷却はコンポーネントごとに、すなわち空気取入口、ストラット、燃焼器、内部ノズル、外部ノズルを別々に行つた。機体冷却用に機体表面の内側にエンジン同様、再生冷却管を配した。内径 10mm の管を 500 本用いた。再生冷却管内での圧力降下の計算には次の式を用いた。

$$\Delta P_f = \frac{1}{4} \cdot \lambda \cdot \frac{l}{d_{cl}} \cdot \left( \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{\rho_2} \right) \cdot \left( \frac{\dot{m}_{cl}}{A_{cl}} \right)^2 \quad (3)$$

$$\Delta P_a = \left( \frac{\dot{m}_{cl}}{A_{cl}} \right)^2 \cdot \left( \frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2} \right) \quad (4)$$

(3)式は摩擦による圧力損失<sup>13)</sup>を、(4)式は加熱された水素の膨張加速による圧力損失<sup>14)</sup>を表わす。(3)式の管摩擦係数  $\lambda$  には板谷の式<sup>15)</sup>を用いた。

その他に圧力損失を考慮した箇所は、先の報告<sup>1)</sup>と同様、再生冷却ジャケット入口および出口マニホールド、燃料噴射器流路である。更に Ex サイクルの場合にはタービン出口マニホールド、G.G. サイクルの場合にはガス・ジェネレータの水素および酸素の噴射器マニホールド、タービン入口マニホールドおよびタービン・ガス排気マニホールドでの圧力損失も考慮した。これらの箇所での圧力損失は、燃料噴射器マニホールド内部圧力およびガス・ジェネレータ圧力を基にした、無次元圧力損失係数を用いて表し<sup>1)</sup>、それらの値はロケット・エンジン

での値<sup>10)</sup>を参考にして決定した。

### 2.1.6 エンジン正味推力および比推力

エンジン正味推力は、Ex サイクルの場合には主エンジンの正味推力のみであり、G.G. サイクルの場合には、これにタービン排気の推力が加えられる。タービン排気ノズル内の流れは準一次元を仮定し、ノズル効率は 100% とした。正味推力を飛行動圧および空気取入口の正面面積で除した推力係数  $C_f$ 、エンジン正味推力をプロペラント流量で除した比推力  $Isp$  の形でもエンジン性能を表示した。

$$C_f = \frac{F}{q_\infty \cdot A_1}$$

$$Isp = \frac{F}{\dot{m}_f + \dot{m}_0}$$

なお、量論混合比でエンジン・モジュール 6 基を作動させた時に発生する推力を基準推力とし、このときの比推力を基準比推力とした。

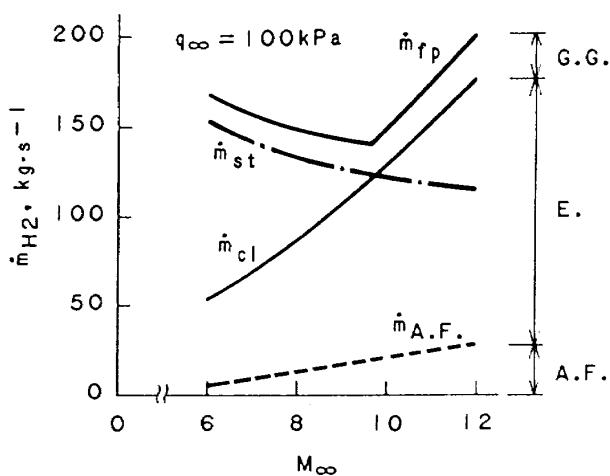
## 2.2 計算結果および考察

### 2.2.1 サイクル水素流量

#### (a) 飛行マッハ数との関係

図 5(a)に G.G. サイクルにおける飛行マッハ数と、冷却用水素流量および化学量論比での水素流量との関係を示す。水素流量はエンジン・モジュール 6 基分の総流量である。機体冷却流量を破線で、量論比流量を一点鎖線で示す。このときの飛行動圧は 100kPa である。機体冷却流量はエンジン冷却流量の約 20% である。冷却流量は飛行マッハ数 9 ~ 10あたりで量論比流量を上回り、飛行マッハ数 12 では量論比流量の約 1.5 倍となる。Ex サイクルの水素流量は、冷却流量および化学量論比での燃焼に必要な流量共に G.G. サイクルと同じである。水素ポンプ流量は、ガス・ジェネレータ噴射流量分だけ G.G. サイクルのほうが Ex サイクルよりも多い。

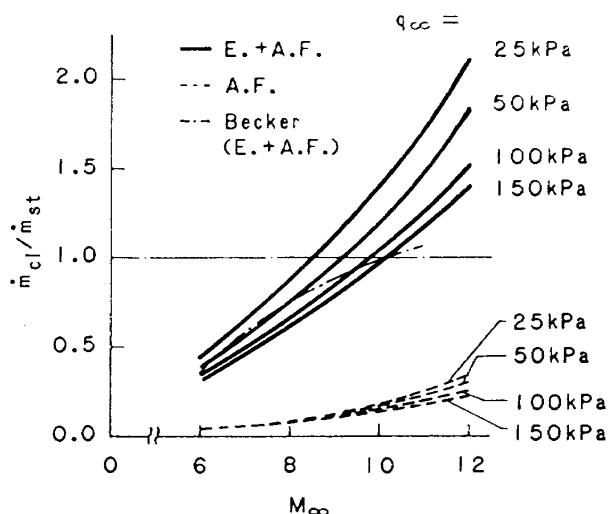
冷却流量比 ((冷却流量) / (量論比流量)) と飛行マッハ数との関係を図 5(b)に示す。冷却流量は Ex サイクルにおいても G.G. サイクルにおいても同じなので、図 5(b)は両サイクルに共通の結果である。飛行マッハ数の増加と共に冷却流量比



(a) 飛行マッハ数と水素流量との関係

(G.G. サイクル)

図中  $\dot{m}_{fp}$  は水素ポンプ流量を、 $\dot{m}_{st}$  は量論比水素流量を、 $\dot{m}_{ci}$  はエンジンおよび機体冷却に要する水素流量を、 $\dot{m}_{A.F.}$  は機体冷却に要する水素流量を表わす。



(b) 飛行マッハ数と冷却流量比との関係

図 5

が増大するのは、図 5(a)で示したように飛行マッハ数が増加するに従って冷却流量は増加するが量論比流量が減少するためである。冷却流量比の増加は飛行動圧が低いほど著しい。これはBuchmannらの報告<sup>3)</sup>とも合致する。そのため飛行動圧の低い飛行条件ではエンジンを量論比燃焼させることができる範囲は狭い。

Becker は 1971 年に機体の冷却について報告している<sup>6)</sup>。図 5(b)に Becker による結果を併せて示す。但し Becker は揚力/抗力比を一定に保つ飛行経路

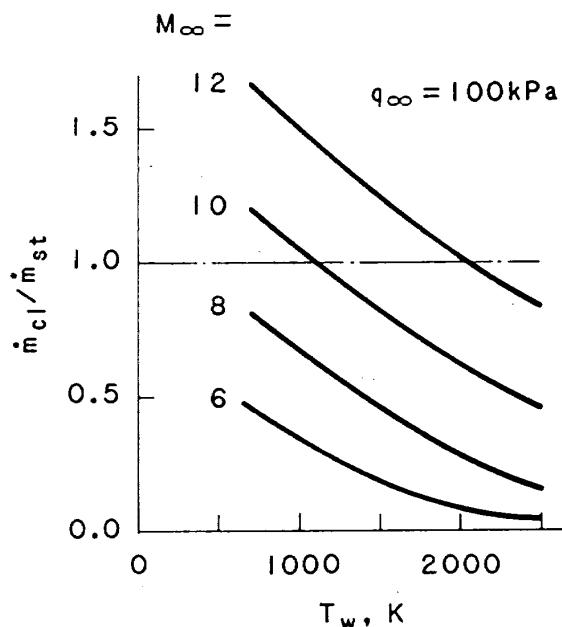


図 6 壁温と冷却流量比との関係

に沿って検討を加えているが、本報告では飛行動圧一定となる飛行経路に沿って検討した。極超音速域では機体の抗力係数はほぼ一定となるから、これは抗力一定の経路に相当する。さらに図 5(b)に示した Becker の結果は当量比が 0.75 のときのものである。そのためここで示した結果と Becker の示した結果とを同列に比較はできないが、定性的な傾向は一致しているようである。Becker の用いた計算方法は本報告で用いたものと基本的には同じであった。詳しくは付録 C に示す。

## (b) 壁温との関係

図 6 に冷却流量比とエンジン内部および機体表面の高温ガス側の壁温との関係を示す。飛行動圧は 100 kPa である。高い壁温での検討は、熱伝導係数の小さな耐熱性新素材を用いることを想定している。冷却流量比は壁温の増加と共に減少している。

## (c) 飛行動圧との関係

図 7(a), (b) に、それぞれ飛行マッハ数  $M_{\infty}=6$  と  $M_{\infty}=12$  における水素流量と飛行動圧との関係を示す。2.1.2 で述べたように、量論比流量 ( $\dot{m}_{st}$ ) と冷却流量 ( $\dot{m}_{ci}$ ) のうち、多いほうの流量がエンジン噴射流量である。飛行動圧の増加に伴い、冷却用水素流量と量論比水素流量は共に増加している。冷却用水素流量はエンジン内圧の上昇によっ

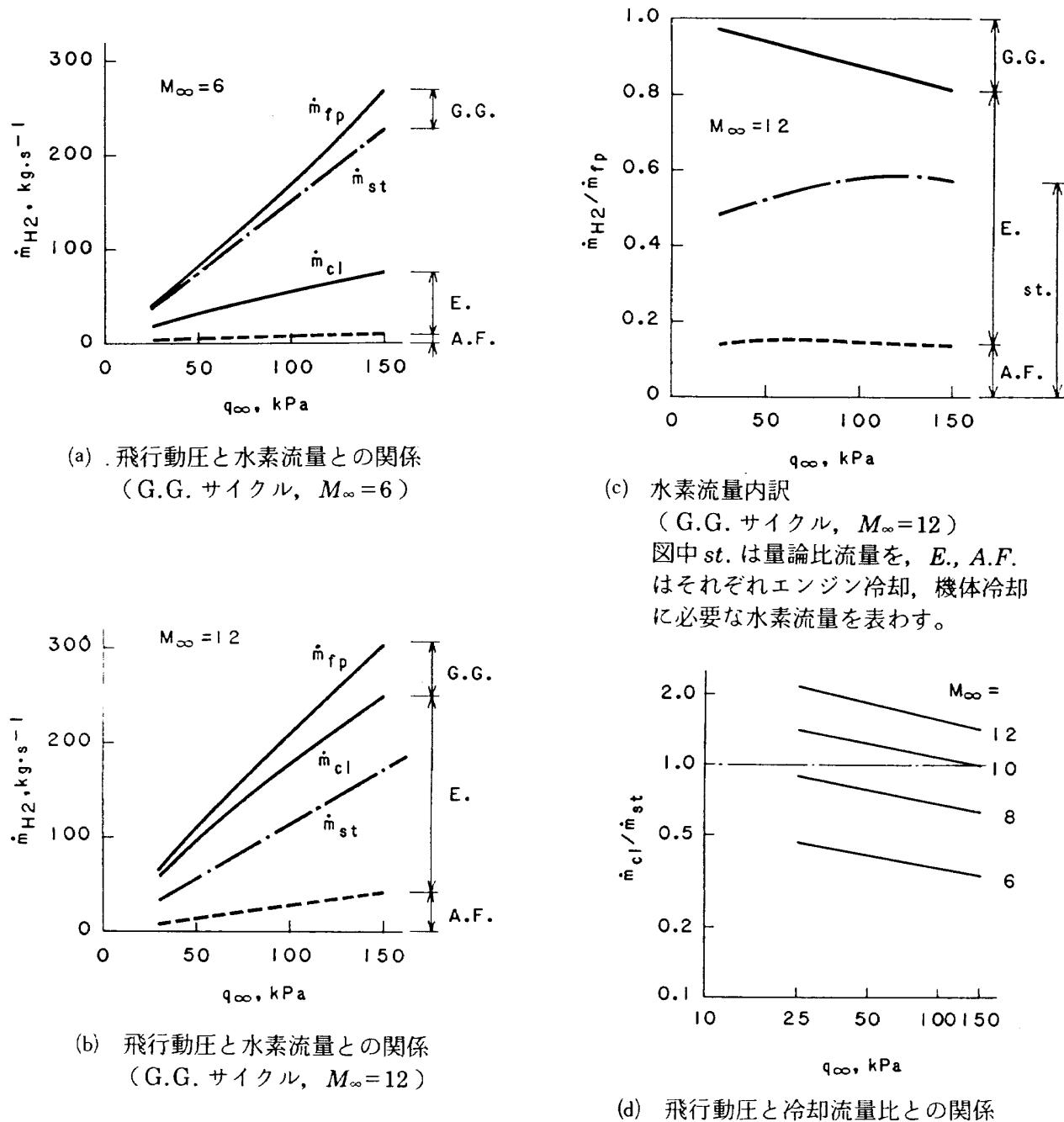


図 7

て、量論比流量は流入空気流量の増大によって増加する。

図 7(c)に飛行マッハ数12での水素流量割合の内訳を示す。機体冷却に要する流量は冷却流量全体の約20%である。飛行動圧の増加に伴い、全水素流量中に占めるガス・ジェネレータ噴射水素流量の割合も増加する。飛行動圧25kPaでは約3%に過ぎないが150kPaでは約15%になる。これは以下の理由に拠る。ここでは燃料/空気噴射動圧比を一定にして検討しているために、飛行動圧の上昇に伴い燃料噴射マニホールド内部の圧力も上昇する。

そのためにポンプ出口圧力は高くなり、ポンプ所要動力も増加し、タービン発生動力も増加する。よって飛行動圧の増加に伴いガス・ジェネレータ噴射水素流量が増加する。これらの増加傾向と割合とは、他の飛行マッハ数でもほぼ同じである。

冷却流量比を図 7(d)に示す。冷却流量比は飛行動圧を増加するにつれて減少している。

#### (d) エンジン・サイズとの関係

幾何学的に相似な形状のエンジンを用いた場合のエンジン・サイズと冷却流量比との関係を図8に示す。この場合、エンジン冷却のみを対象とし、

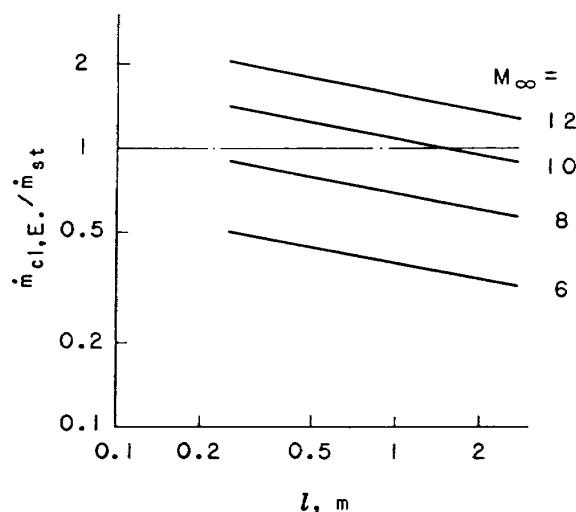
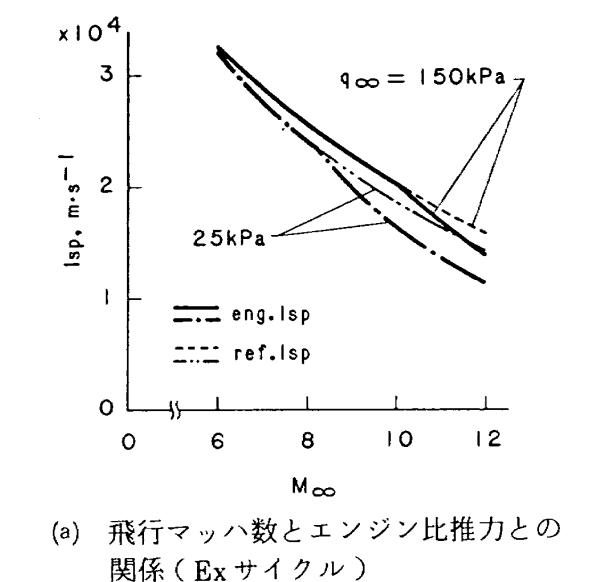


図 8 エンジン・サイズと冷却流量比との関係  
 $l$  は代表寸法を表わす。ここでは空気取入口の高さを用いている。

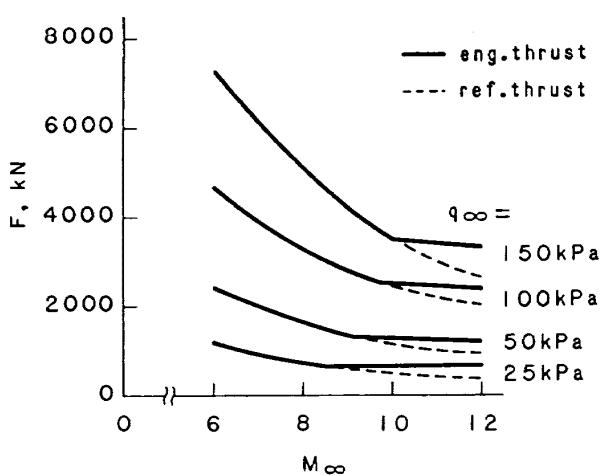
機体冷却は考慮していない。代表寸法  $l$  には空気取入口の高さを用いた。飛行動圧は 100kPa とした。エンジン・サイズが大きくなるにつれ、冷却流量比は減少することがわかる。

### 2.2.2 比推力およびエンジン正味推力

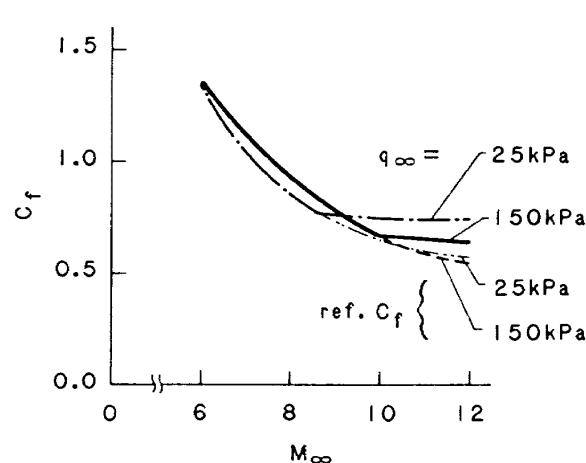
図 9(a), (b) に Ex サイクルの比推力と飛行マッハ数との関係、推力と飛行マッハ数との関係を示す。破線および二点鎖線は図 9(a) では基準比推力、図 9(b) では基準推力を示す。低マッハ数領域で冷却流量が量論比流量を上回らないあいだは、Ex サイクルの推力は基準推力と一致する。飛行動圧が低い程、推力増加の効果の現われ始める飛行マッハ数が低マッハ数側へ移動していることがわかる。これは図 5(b) に示す冷却流量比が 1 を越えるマッ



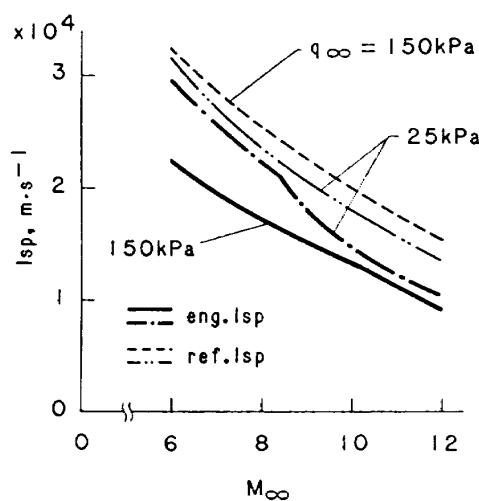
(a) 飛行マッハ数とエンジン比推力との関係 (Ex サイクル)



(b) 飛行マッハ数と正味推力との関係 (Ex サイクル)



(c) 飛行マッハ数と推力係数との関係 (Ex サイクル)



(d) 飛行マッハ数とエンジン比推力との関係 (G.G. サイクル)

図 9

ハ数が、飛行動圧が低い程、低くなることの反映である。

図 9(c)には、2.1.6 で示した定義に基づく Ex サイクルの場合の推力係数を示す。基準推力の推力係数に対する飛行动圧の影響は小さいが、正味推力の推力係数に対する飛行动圧の影響は大きい。低マッハ数領域における推力係数の若干の違いは、主に入口条件の違いに拠る。

G.G. サイクルの比推力と飛行マッハ数との関係を図 9(d)に示す。G.G. サイクルの場合も Ex サイクルの場合と同様、飛行マッハ数の増加に伴い比推力は減少する。比推力レベルは Ex サイクルの場合に比べて全般的に低い。これは主にガス・ジェネレータで機体搭載酸素を使用するためである。また G.G. サイクルでは飛行动圧が増加するほど比推力は低下する。これは 2.2.1(c) で述べたように、飛行动圧が高い程、ガス・ジェネレータでの使用プロペラント流量が増加するためである。

### 3. 解析的手法による性能解析

水素流量と比推力、推力について解析的な検討を行い、各パラメーターすなわち飛行マッハ数、飛行动圧、高温ガス側壁温、エンジン寸法との関係を簡単な式で表し、得られた関係と先に示した計算結果との比較を行った。

#### 3.1 サイクル水素流量

材料許容温度の観点から冷却流路出口での水素温度を一定に保つ場合、冷却流量は伝熱量に比例する。

$$\dot{m}_{cl} \propto \dot{q} \\ \propto h \cdot \Delta T \cdot l^2 \quad (5)$$

$l^2$  は伝熱面積を代表する項であり、 $l$  は代表寸法である。高温ガス側の熱伝達係数  $h$  には、Blasius の公式と Reynolds アナロジーを用いて検討を進める。このふたつは 2.1.5 で述べた Mayer の式の基礎にもなっている。平板での表面摩擦係数  $\lambda$  は Blasius の経験式<sup>16)</sup> から次のように導くことができる。

$$\frac{\lambda}{2} = B \cdot Re^{-b} = B \cdot \left( \frac{\rho \cdot u \cdot l}{\mu} \right)^{-b} \quad (6)$$

乱流の場合、 $b=0.2$  である<sup>12)</sup>。一方、Reynolds アナロジーは次のように書き直すことができる。

$$St = \frac{h}{\rho \cdot u \cdot Cp} = \frac{\lambda}{2} \quad (7)$$

上記のふたつの式からわかるように、熱伝達係数  $h$  は密度と速度との積の 0.8 乗に比例する。ところで当量比を一定とすると燃焼ガス流量は流入空気流量に比例する。

$$h \propto (\rho \cdot u)^{0.8} \\ = \left\{ \eta_{cp} \cdot \rho_{\infty} \cdot u_{\infty} \cdot \left( \frac{A_{\infty}}{A} \right) \right\}^{0.8} \quad (8)$$

$A$  はエンジン内部の断面積、 $A_{\infty}$  は流入空気断面積を表す。 $\eta_{cp}$  は捕獲面積比を表す。この捕獲面積比は飛行マッハ数の関数である<sup>17, 18)</sup>。これらの様子を図 10 に示す。 $A_1$  は空気取入口の入口での断面積である。以下の検討ではこの空気取入口の入口での断面積をエンジン内部の断面積の代表値として用いることにする。 $A_{\infty}/A_1$  は飛行マッハ数 6 から 12 の範囲ではほぼ 1 から 2 の間の値をとる。付録 B に詳細を示す。

更に(6), (7)式から、熱伝達係数は代表寸法の -0.2 乗に比例することがわかる。

$$h \propto l^{-0.2} \quad (9)$$

従って、(8)式と(9)式とから熱伝達係数  $h$  は次のように表わすことができる。

$$h \propto \left\{ \eta_{cp} \cdot \rho_{\infty} \cdot u_{\infty} \cdot \left( \frac{A_{\infty}}{A_1} \right) \right\}^{0.8} \cdot l^{-0.2} \quad (10)$$

次に(5)式に  $\Delta T$  で示される温度差について検討する。熱伝達量の計算にはガス温度  $T_g$  として断熱壁温を用いるが、断熱壁温は総温にほぼ等しい。以下の熱伝達量の解析には、簡単のために総温を用いることにする。燃焼ガス総温は化学反応によ

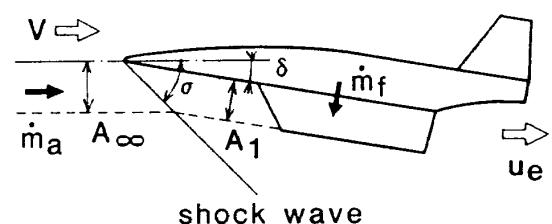


図 10 機体と速度、推力との関係  
(機体固定座標系)

る発熱(燃焼)と流入空気総温によって決まる。燃焼ガス総温  $T_{g0}$  を、飛行マッハ数に支配される項と化学反応による温度上昇を表わす項  $\Delta T_r$  とに分けると、おおよそ次のように表わすことができる。

$$T_{g0} \propto T_\infty \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right) + \Delta T_r \quad (11)$$

未燃ガスでは化学反応による項  $\Delta T_r$  は零である。機体冷却に関して言えば断熱壁温は機体周りの空気の総温にはほぼ等しい。これらのことからガス-壁間の温度差は次のように書くことができる。

$$\begin{aligned} \Delta T &= T_{g0} - T_w \\ &\propto T_\infty \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \right\} \quad (12) \end{aligned}$$

今回検討したエンジン作動環境は高度にして約20kmから40kmであり、この領域では一様流の静温  $T_\infty$  は、約220Kに一定している。そのため、飛行マッハ数  $M_\infty$  は飛行速度  $u_\infty$  に比例する。以上のことをまとめると、冷却流量は次のように書き表わすことができる。

$$\begin{aligned} \dot{m}_{cl} &\propto \left\{ \eta_{cp} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{0.8} \right\}^{0.8} \cdot l^{-0.2} \\ &\cdot T_\infty \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \right\} \cdot l^2 \\ &\propto \left( \eta_{cp} \cdot \frac{\rho_\infty \cdot u_\infty^2}{u_\infty} \right)^{0.8} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{0.8} \cdot l^{1.8} \\ &\cdot \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \right\} \end{aligned}$$

よって

$$\begin{aligned} \dot{m}_{cl} &\propto \eta_{cp}^{0.8} \cdot q_\infty^{0.8} \cdot l^{1.8} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{0.8} \\ &\cdot \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^{1.2} + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \cdot M_\infty^{-0.8} \right\} \quad (13) \end{aligned}$$

となる。

次に化学量論比流量についてであるが、量論比流量は流入空気流量に比例する。

$$\begin{aligned} \dot{m}_{st} &\propto \eta_{cp} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right) \cdot l^2 \\ &= \eta_{cp} \cdot \frac{\rho_\infty \cdot u_\infty^2}{u_\infty} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right) \cdot l^2 \end{aligned}$$

よって

$$\dot{m}_{st} \propto \eta_{cp} \cdot q_\infty \cdot M_\infty^{-1} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right) \cdot l^2 \quad (14)$$

となる。あるいは冷却流量比の形で示すと

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} &\propto \eta_{cp}^{-0.2} \cdot q_\infty^{-0.2} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{-0.2} \cdot l^{-0.2} \\ &\cdot \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^{2.2} + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \cdot M_\infty^{0.2} \right\} \quad (15) \end{aligned}$$

となる。次に個々のパラメーターとの関係を示す。

### 3.1.1 飛行マッハ数および壁温との関係

飛行マッハ数および壁温と冷却流量比との関係について示す。飛行動圧、壁温、エンジン寸法がそれぞれ一定の場合には、冷却流量および量論比流量は(13)および(14)式からそれぞれ次のように導かれる。

$$\begin{aligned} \dot{m}_{cl} &\propto \eta_{cp}^{0.8} \cdot M_\infty^{-0.8} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{0.8} \\ &\cdot \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \right\} \quad (16) \end{aligned}$$

$$\dot{m}_{st} \propto \eta_{cp} \cdot M_\infty^{-1} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right) \quad (17)$$

また、冷却流量比は次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} &\propto \eta_{cp}^{-0.2} \cdot M_\infty^{0.2} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{-0.2} \\ &\cdot \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 + \left( 1 + \frac{\Delta T_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) \right\} \quad (18) \end{aligned}$$

捕獲面積比は我々が行った実験では約0.7であった<sup>19)</sup>。一方、他の実験では飛行マッハ数6で捕獲面積比0.9が報告されている<sup>17), 18)</sup>。よって、捕獲面積比は飛行マッハ数の関数ではあるが(18式中の  $\eta_{cp}^{-0.2}$  はほぼ1になり、その寄与は無視することができます。また、流入空気断面積比( $A_\infty/A_1$ )は、今回の検討範囲では付録Bに示すように1のオーダーであるが-0.2乗されていることもあり、飛行マッハ数によってほとんど変わらない。

飛行マッハ数の冷却流量比への影響は、(18式中の  $(\gamma-1)/2 \cdot M_\infty^2$  と  $(1 + \Delta T_r/T_\infty - T_w/T_\infty)$  の大小に左右される。ところで、空気取入口の冷却および機体の冷却等の未燃ガスとの熱交換を行う場合、(18式中の化学反応に関する項  $\Delta T_r$  は零となる。こ

の未燃部分の冷却に要する水素流量は今回の検討では全冷却流量の約40%に達した。この2項を比較すると、壁温を1000Kに設定する場合、 $(r-1)/2 \cdot M_\infty^2$  の項が  $(1 + 4T_r/T_\infty - T_w/T_\infty)$  よりも大きく、冷却流量比は飛行マッハ数の2.2乗にはほぼ比例する。

$$\frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} \propto M_\infty^{2.2} \quad (19)$$

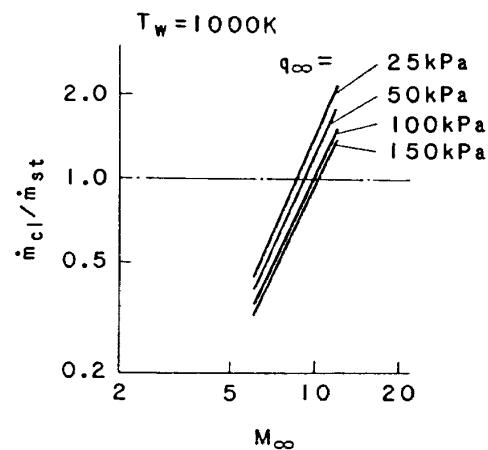
先に図5(b)で示した壁温1000Kの場合の冷却流量比の計算結果を対数グラフの形で図11(a)に改めて示す。解析結果はこの計算結果とよく一致している。

飛行マッハ数が低い場合、耐高温性新素材を用いて壁温を高められる場合、あるいは燃焼ガスとエンジンとの接触面積が非常に広い場合には  $(1 + 4T_r/T_\infty - T_w/T_\infty)$  は  $(r-1)/2 \cdot M_\infty^2$  と同程度の大きさとなり、冷却流量比はもはや飛行マッハ数の2.2乗に比例するとは言えなくなる。図11(b)に壁温を2500Kとした場合の計算結果を対数面上で示す。上述の飛行マッハ数の2.2乗に比例するという関係が成り立たなくなっていることがわかる。壁温が高くなつたので、冷却流量比が全体的に低下していることもわかる。

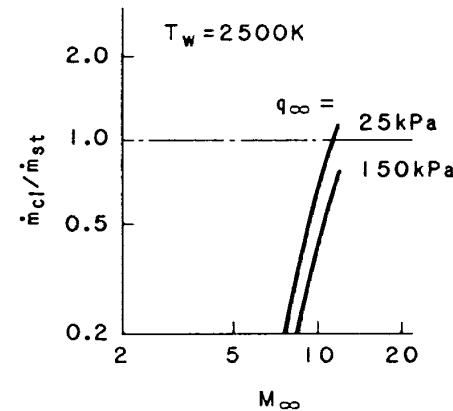
高温ガス側壁温と冷却流量比との関係は既に図6に示した。壁温を高く設定した場合は、高温強度が高く熱伝導率の低い材料を壁材として用いることを想定している。エンジン冷却ジャケット出口および機体側冷却流路出口での水素の温度設定は2.1.5で述べた条件と同一である。飛行マッハ数をパラメーターにとっているので、(18式中の壁温に関する項以外は定数項と見做すことができる。このとき冷却流量比は壁温の向上に伴って減少する。

$$\frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} \propto C - T_w \quad (20)$$

Cは定数項である。図11(b)の計算結果と比較すると、壁温の高い条件で上記の関係が成り立たなくなっているが、これは断熱壁温の高い場所があり、壁温が高くなつても冷却流量が零にならないためである。



(a) 飛行マッハ数と冷却流量比との関係  
(壁温1000K)



(b) 飛行マッハ数と冷却流量比との関係  
(壁温2500K)

図11

### 3.1.2 飛行動圧との関係

飛行マッハ数一定の条件では機体周りおよびエンジン内部の温度、速度は、飛行動圧によってあまり変わらない。よって飛行マッハ数一定、エンジン・サイズ一定、壁温一定の場合、冷却流量と量論比流量とは(13式、(14式より、

$$\dot{m}_{cl} \propto q_\infty^{0.8} \quad (21)$$

$$\dot{m}_{st} \propto q_\infty \quad (22)$$

となる。冷却流量比は次のように導かれる。

$$\frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} \propto q_\infty^{-0.2} \quad (23)$$

これは図7(d)に示した計算結果とよく一致している。

### 3.1.3 エンジン・サイズとの関係

飛行マッハ数一定、飛行動圧一定、壁温一定の

条件での冷却流量および量論比流量は、(13)式、(14)式より次のように導かれる。

$$\dot{m}_{cl} \propto l^{1.8} \quad (24)$$

$$\dot{m}_{st} \propto l^2 \quad (25)$$

冷却流量比は次のとおりである。

$$\frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} \propto l^{-0.2} \quad (26)$$

冷却流量比は代表寸法  $l$  の-0.2乗に比例する。これは図8に示した計算結果とよく一致する。

ここでは冷却流量に機体冷却分を含んでいないが、機体とエンジンの大きさの比が一定の場合には、機体冷却を含む冷却流量比についても上記の関係が成り立つ。

### 3.2 比推力およびエンジン推力

今、図10に示すように速度、流量を考え、量論比燃焼の場合すなわち基準比推力について考察する。エネルギーの保存の式を地上固定座標系で考えると、

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \dot{m}_f V^2 + Q \cdot \dot{m}_f &= F \cdot V \\ + \frac{1}{2} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) (u_e - V)^2 & \end{aligned} \quad (27)$$

となる。ここで  $u_e$  はエンジンに対する排気速度、  $V$  は飛翔体の対地速度、  $F$  は正味推力、  $Q$  は単位燃料流量あたりの発熱量である。左辺第1項は飛翔体に積まれた対地速度  $V$  を持つ燃料が、エンジン内に噴射されることを表わす。なお、(27)式中の正味推力  $F$  は、付加抗力およびプルーム抗力等を無視すれば次のように表わされる。

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) \cdot u_e - \dot{m}_a \cdot V$$

右辺第2項はラム抗力を示す。一方、機体に搭載した酸化剤を用いない場合の比推力の定義は、

$$Isp = \frac{F}{\dot{m}_f} \quad (28)$$

である。(28)式を(27)式に代入し、比推力について解くと次のようになる。

$$\begin{aligned} Isp &= \frac{Q}{V} - \frac{1}{2} V \left\{ \left( \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} + 1 \right) \cdot \left( \frac{u_e}{V} - 1 \right)^2 - 1 \right\} \\ &= \frac{Q}{M_\infty a_\infty} - \frac{M_\infty a_\infty}{2} \left\{ \left( \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} + 1 \right) \left( 1 - \frac{u_e}{V} \right)^2 - 1 \right\} \end{aligned} \quad (29)$$

(29)式から比推力は飛行動圧とはほぼ無関係であることがわかる。排気速度  $u_e$  が飛行動圧に影響を受けることが考えられるが、今回の検討範囲では飛行動圧によらず飛行マッハ数ごとにほぼ同じ値であった。

水素の標準状態での発熱量は  $572 \times 10^6 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1}$  である。また量論比では  $\dot{m}_a / \dot{m}_f$  は約36、  $(1 - u_e/V)^2$  は0.1のオーダーであり、飛行マッハ数の増加と共に減少する。従って(29)式の第1項は第2項よりも大きく、比推力は飛行マッハ数にはほぼ反比例することがわかる。図9(a)に示した  $E_x$  サイクルの比推力の計算結果を対数面上で改めて図12(a)として示す。計算で求めた比推力が飛行マッハ数に正確には反比例していない。(29)式を基に判断すると、(29)式の第2項で表わされる効果があるためと考えられる。

次に推力についての式を導く。量論比燃焼の場合の推力、すなわち基準推力について検討を行う。定義式より、

$$\begin{aligned} F &= Isp \cdot \dot{m}_f \\ &= \frac{Q}{M_\infty a_\infty} \dot{m}_f - \frac{\dot{m}_f M_\infty a_\infty}{2} \\ &\quad \cdot \left\{ \left( \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} + 1 \right) \left( \frac{u_e}{V} - 1 \right)^2 - 1 \right\} \end{aligned}$$

となる。よって次のように書くことができる。

$$\begin{aligned} F &= \frac{2Q}{\dot{m}_a / \dot{m}_f} q_\infty \frac{1}{M_\infty^2 a_\infty^2} A_\infty - \frac{q_\infty}{\dot{m}_a / \dot{m}_f} A_\infty \\ &\quad \cdot \left\{ \left( \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} + 1 \right) \left( \frac{u_e}{V} - 1 \right)^2 - 1 \right\} \end{aligned} \quad (30)$$

付録Bに示すように流入空気断面積  $A_\infty$  が飛行マッハ数の約0.8乗に比例するために、右辺第1項は飛行マッハ数の-1乗から-2乗の間で変化する。なお、第1項に比べ第2項は小さいので、推力の変化にはあまり影響を及ぼさない。

図12(b)に図9(b)の  $E_x$  サイクルの推力の計算結果を対数面上で改めて示す。このグラフの傾きは約-1.6である。飛行マッハ数が大きくなると基準推力のグラフの傾きがゆるやかになっている。(30)式を用いて考えると、飛行マッハ数が大きくなるにつれて(30)式の第2項は第1項に対し相対的に大

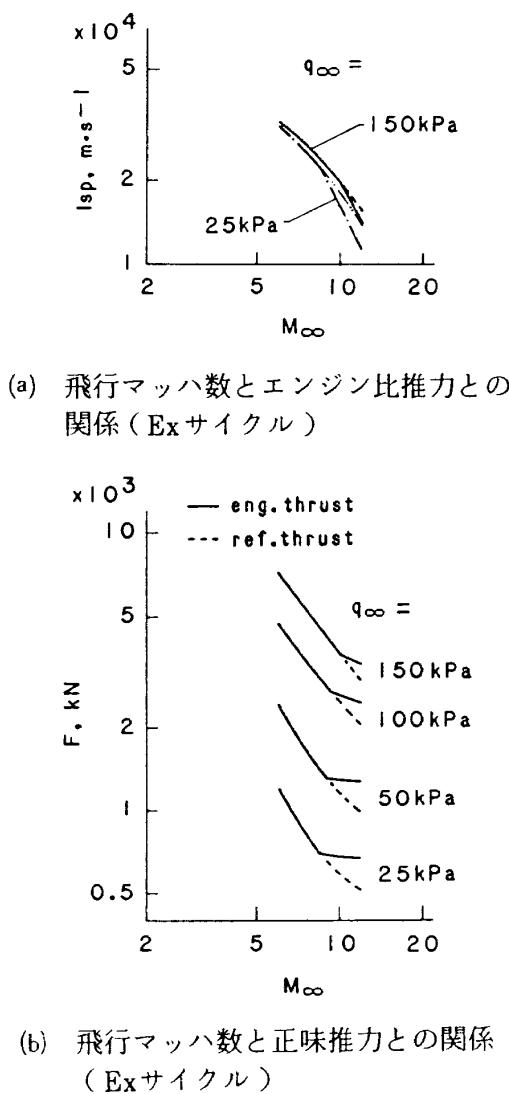


図12

きくなるが、この効果に拠ると考えられる。

量論比燃焼の場合の推力、すなわち基準推力を推力係数の形に書き直すと、下記のようになる。

$$C_f = \frac{F}{q_\infty A_1} = \frac{2Q}{\dot{m}_a / \dot{m}_f} \frac{1}{M_\infty^2 a_\infty^2} \frac{A_\infty}{A_1} - \frac{1}{\dot{m}_a / \dot{m}_f} \frac{A_\infty}{A_1} \left\{ \left( \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} + 1 \right) \left( \frac{u_e}{V} - 1 \right)^2 - 1 \right\}$$

(31)

基準推力の推力係数は、飛行動圧にかかわらず飛行マッハ数ごとにほぼ一定の値を取ることがわかる。

#### 4. 結 論

以上の検討から次のことが明らかとなった。

- (1) 機体冷却に要する水素流量は、全冷却流量の約20%であった。

- (2) 水素流量や比推力といったエンジン性能に及ぼす飛行マッハ数などの各種パラメーターの影響を計算により明らかにした。
- (3) 冷却流量、量論比噴射流量と飛行マッハ数、飛行動圧、壁温およびエンジン・サイズとの関係式を導いた。それにより各パラメーターの影響が解析的に明らかにされた。

$$\frac{\dot{m}_{cl}}{\dot{m}_{st}} \propto \eta_{cp}^{-0.2} \cdot q_\infty^{-0.2} \cdot \left( \frac{A_\infty}{A_1} \right)^{-0.2} \cdot l^{-0.2} \cdot \left\{ \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^{2.2} + \left( 1 + \frac{AT_r}{T_\infty} - \frac{T_w}{T_\infty} \right) M_\infty^{0.2} \right\}$$

- (4) ガス・ジェネレータの流量は飛行動圧の増加と共に増加する。そのためG.G.サイクルの比推力は飛行動圧の増加と共に低下する。
- (5) 比推力、推力と飛行マッハ数および飛行動圧との関係式を導き、各種パラメーターの影響を示すことができた。

$$Isp = \frac{Q}{M_\infty a_\infty} - \frac{M_\infty a_\infty}{2} \cdot \left\{ \left( \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} + 1 \right) \left( 1 - \frac{u_e}{V} \right)^2 - 1 \right\}$$

本報告書作成にあたり、角田支所 宮島博研究調整官、ラムジェット性能研究室 谷香一郎技官に資料提供、助言を受けた。

#### 参 考 文 献

- 1) 荏田丈士、升谷五郎、若松義男；スクラムジェット・エンジンのサイクル計算、航技研報告 TR-1002 (1988).
- 2) 白水正男；宇宙往還機の重量評価と感度解析（その1）SSTO 第1報、航技研資料 TM-598 (1989).
- 3) Buchmann, O. A. ; Thermal-Structural Design Study of an Airframe-Integrated Scramjet, NASA CR-3141 (1979).
- 4) Roberts, W. E. ; Thermal Analysis of Scramjet Propulsion Systems, Proceedings of 1986 JANNAF Propulsion Meeting Vol.1 (1986/8), pp.167-174.
- 5) 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).
- 6) Becker, J. V. ; Prospects for Actively Cooled Hypersonic Transports, *Astronautics & Aeronautics*, Vol.9, (1971), pp.32-39.
- 7) Niino, M. ; Recent Development of the 'Functional Gradient Materials', *Proceedings of the New Material 88 Japan* (1988/10), pp.237-249.
- 8) 若松義男, 荻田丈士, 冠 昭夫 ; 液水 / 液酸 ロケットの推進剤および燃焼ガスの物性値高速計算用プログラム, *航技研資料 TM-564* (1987).
- 9) 升谷五郎, 若松義男 ; スクラムジェットの性能計算, *航技研報告 TR-987* (1988).
- 10) Wakamatsu, Y., Kanmuri, A., and Toki, K. ; Partial Bleed Expander Cycle for Low Thrust LOX/LH<sub>2</sub> Rocket Engine, *NAL TR-837T* (1984).
- 11) Anderson, G. Y., Eggers, J. M., Waltrup, P. J., and Orth, R. C. ; Investigations of Step Fuel Injectors for an Integrated Modular Scramjet Engine, *Proceeding of 13th JANNAF Combustion Meeting* (1976/9).
- 12) Mayer, E. ; Analysis of Convective Heat Transfer in Rocket Nozzles, *ARS Journal*, Vol.31, No.7 (1961), pp.911-917.
- 13) Sutton, G. P., and Ross, D. M. ; *Rocket Propulsion Elements*, 4th ed., (1976), pp.282, John Wiley & Sons.
- 14) Sutton, G. P., and Ross, D. M. ; *Rocket Propulsion Elements*, 4th ed., (1976), pp.82, John Wiley & Sons.
- 15) 久保沢稔, 小宮山香苗, 手塚俊一, 相原 守編 ; *配管技術ハンドブック* (1970), pp.36, 誠文堂新光社.
- 16) Schlichting, H. ; *Boundary-Layer Theory*, 7th ed., McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering, (1979), pp.597, McGraw-Hill.
- 17) Trexler, C. A. ; Inlet Performance of the Integrated Langley Scramjet Module, *AIAA Paper 75-1212* (1975).
- 18) Waltrup, P. J., Anderson, G. Y., and Stull, F. D. ; Supersonic Combustion Ramjet (Scramjet) Engine Development in the United States, *Proceedings of the 3rd International Symposium of Air Breathing Engines*, Munich, DGLR-Fachbuch Nr.6 (1976), pp.836-862.
- 19) Kanda, T., Komuro, T., Masuya, G., Kudo, K., Murakami, A., Tani, K., Wakamatsu, Y., and Chinzei, N. ; Mach 4 Testing of Scramjet Inlet Models, *AIAA Paper 89-2680* (1989).
- 20) Pinckney, S. Z. ; Internal Performance Predictions for Langley Scramjet Engine Module, *NASA TM X-74038* (1978).
- 21) Shapiro, A.H. ; *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow* (1953), pp.651-657, Ronald.

## 付録A 機体冷却を独立に行う場合

### A. 1 まえがき

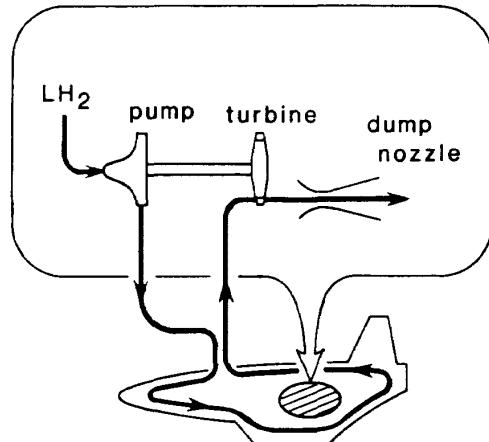
今回は機体冷却の検討をスクラムジェット作動時に限ったが、帰還時あるいはロケットやエア・ターボ・ラムジェットなどの他のエンジン作動時についても機体冷却が必要となる可能性がある。また、噴射動圧比を大きく採る必要がある場合、例えば燃料マニホールド内部は高圧となるため、機体冷却システムはエンジン冷却システムと切り放すか、あるいはダンプ冷却の形態を採るほうが有利となる。そこでエンジン冷却とは独立に機体冷却サイクルを構成することを検討した。

機体の冷却によってかなりの量の熱交換が生じることを本文中に示した。ここでは特別なエネルギー源を設けず、この機体冷却によって得られる熱を用いて機体冷却用のサイクルを駆動することを検討した。以下、このサイクルを独立サイクルと呼び、これに対し本文中のエンジン・サイクルと機体冷却サイクルとを統合したサイクルを統合サイクルと呼ぶこととする。

冷却に用いたガスにより推力が得られる。機体冷却によって得られた熱は、主に空力加熱によって失っていたエネルギーを回収したものであり、冷却剤のもともと持っていたエンタルピーとは無関係である。この機体冷却による熱は推進系から見ればエネルギーの利得となり、回収できたエネルギーに見合う推力の増加が期待できる。この推力増加は、機体を冷却し熱を回収する限りにおいて、機体冷却サイクルがどのような構成をとるかにかかわらず必ず実現される。以下、独立サイクルの検討結果を示す。

### A. 2 仮定および計算条件

図A-1に今回検討した独立サイクルのエンジン・サイクル・スキマティックを示す。今回はエキスパンダー・サイクルで構成した。ポンプで昇圧された冷却剤は機体を冷却し、高温ガスとなる。この高温ガスを用いてタービンを駆動し、その後ノズル開口比20:1のダンプ・ノズルを通して排気する。冷却剤が推進剤を兼ねる。



図A-1 独立サイクル・エンジン・スキマティック

今回、冷却剤には水素を用いた。水素は宇宙往還機用燃料に考えられており、この水素を機体冷却用サイクル（独立サイクル）に用いれば、機体冷却剤用タンクを別置する必要がない。また水素は冷却特性に優れ、その分子量が小さいことから比推力も大きい。

冷却の対象は機体先端および機体下面、翼下面である。検討に用いた機体の寸法、熱伝達および圧力損失の計算方法等、機体冷却に関する仮定は本文と同じである。独立サイクル用ターボポンプのポンプ効率、タービン効率は共に60%を仮定した。ダンプ・ノズル・マニホールド圧力は、ノズル出口での水素ガスの静圧が機体周りの静圧よりも若干高くなるように、飛行動圧ごとに設定した。

### A. 3 結果および考察

図A-2に飛行動圧とサイクル水素流量との関係を示す。独立サイクルに用いる水素の量は、本文中に示した機体冷却に要する量と同じである。本文中でも触れたように飛行動圧の上昇に伴い、冷却に要する水素流量が増加する。

図A-3にポンプ出口圧力とダンプ・ノズル・マニホールド圧力を示す。飛行動圧の増加に伴いダンプ・ノズル・マニホールド圧を高くしたために、ポンプ出口圧力も飛行動圧と共に上昇している。また図A-2に示したように飛行動圧の増加に伴い水素流量が増加し、冷却管内での圧力損失が増大することもポンプ出口圧力の上昇に寄与している。

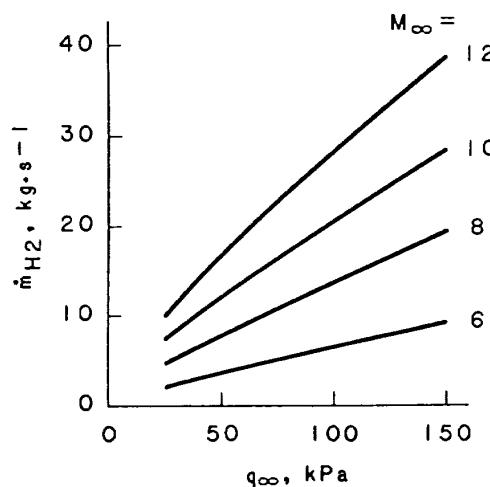


図 A-2 飛行動圧と水素流量との関係

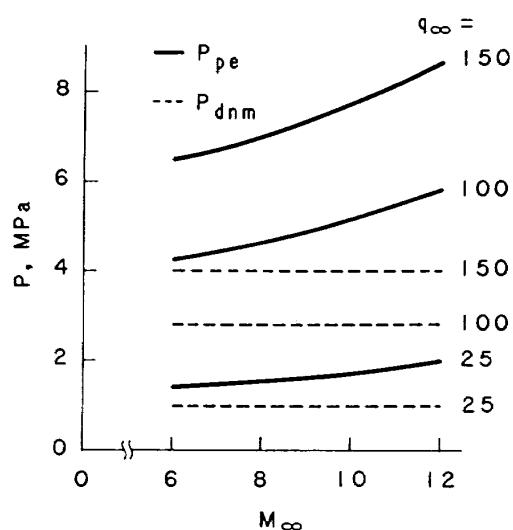


図 A-4 飛行マッハ数と各部圧力との関係

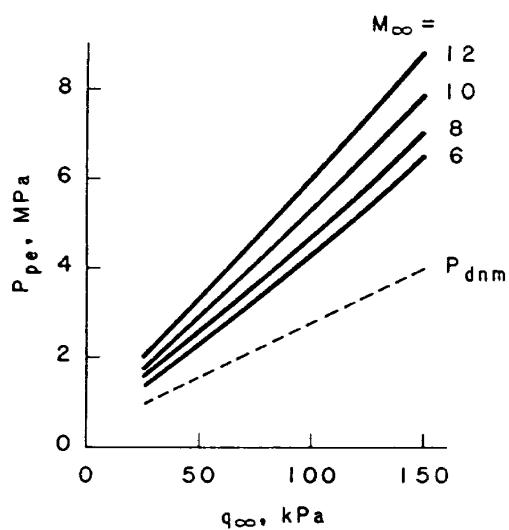


図 A-3 飛行動圧と各部圧力との関係  
図中、破線 ( $P_{dnm}$ ) はダンプ・ノズル・マニホールド圧力を表わす。

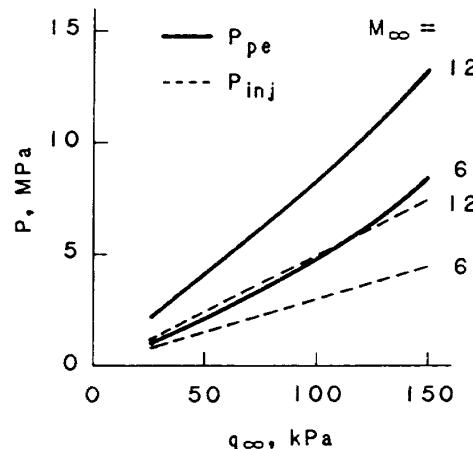


図 A-5 統合 Ex サイクルのポンプ出口圧力

図 A-4 に飛行マッハ数とポンプ出口圧力およびダンプ・ノズル・マニホールド圧力との関係を示す。飛行マッハ数の増加に伴いポンプ出口圧力が上昇しているが、これは飛行マッハ数の増加と共に機体冷却流量が増加し、そのために冷却管内での圧力損失が増加するためである。独立サイクルのポンプ出口圧力は、燃料 / 空気噴射動圧比を 1 にした場合の Ex サイクルで構成した統合サイクルのポンプ出口圧力よりも低い(図 A-5)。

比推力はどの場合においても約  $2700 m \cdot s^{-1}$  ではほぼ一定している。これは機体冷却後の水素温度を  $300 K$  に設定し、またダンプ・ノズルの開口比を固定しているためである。

図 A-6 に推力を示す。ノズル排気速度が一定しているために、図 A-2 に示したサイクル流量の増加に比例して推力も増加している。推力は飛行动圧によってかなり違うが、本文中に触れたエンジン推力のほぼ 5% である。エンジンだけを冷却する場合と統合サイクルの場合それを Ex サイクルで構成した場合のエンジン正味推力を図 A-7 に示す。図中、 $E + A.F.$  は統合サイクルの推力、 $E$  はエンジンだけを再生冷却した場合の推力である。統合サイクルでは飛行マッハ数 12、飛行动圧  $100 kPa$  の条件で機体を冷却することにより約  $200 kN$  の推力増加が達成された(図中、 $E + A.F.$  と  $E$  との差)。一方、独立サイクルの場合の推力は図 A-6 に示すように約  $70 kN$  に留まる。この違いは、

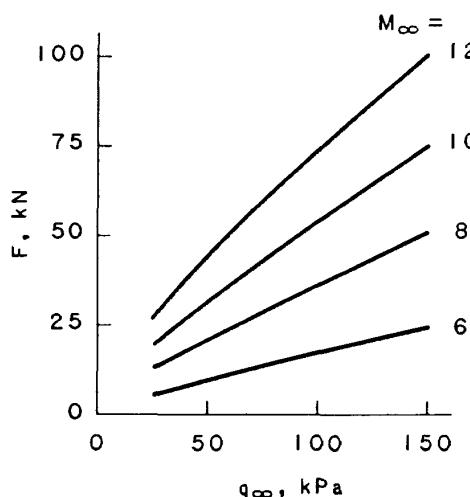


図 A-6 飛行動圧と推力との関係

先の報告<sup>1)</sup>でも述べたように、エンジン流量の増加に伴う燃焼ガス排気速度の増加による。

#### A.4 結論

以上の検討から次のことが明かとなった。

- (1) 機体冷却で得られた熱を用いて、機体冷却用サイクルを構成することができる。
- (2) ポンプ出口圧力は噴射動圧比 1 の場合の統合 Ex サイクルのそれよりも低い。
- (3) 発生推力はスクラムジェット推力の約 5% である。主推進系の推力増加には期待できないが、補助推進系としての利用が考えられる。

#### A.5 あとがき

今回は検討をエキスパンダー・サイクルに限ったが、ガス・ジェネレータ・サイクル等、他のサイクルを用いて機体冷却を行うことももちろん可能である。他のサイクルを用いる場合も、回収した熱が推力増加につながることに変わりはない。

宇宙往還機で他のエンジンを作動する時には、スクラムジェット作動時ほど飛行动圧は高くないので、冷却必要流量もスクラムジェット作動時ほどは必要ないと予想されるが、ペイロード計算等に影響が及ぶであろう。帰還時には往路より空力加熱の少ない経路をとることになるであろうが、機体が能動冷却構造となっているため、帰路にも機体冷却が必要となることが十分に予想される。帰還時に必要な冷却剤量がペイロードに影響を与

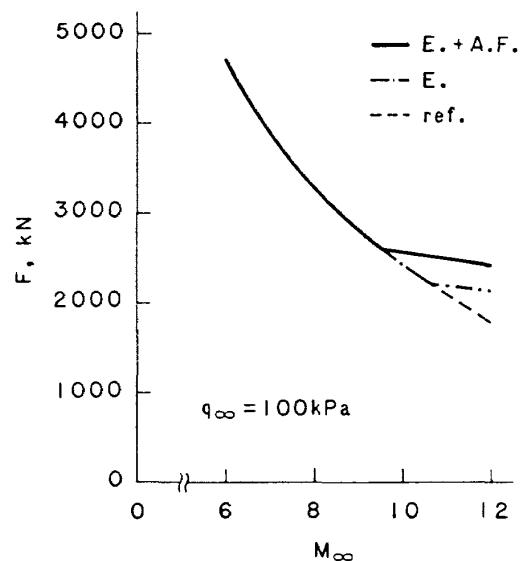


図 A-7 統合 Ex サイクルの正味推力と飛行マッハ数との関係

図中、E.+A.F. は統合サイクルの推力を、E. はエンジンのみを冷却する場合の推力を表わす。

えるのは勿論であるが、更に、冷却後の冷却剤の処理が問題となる。逆噴射するのか、高温環境下での逆噴射が可能なのか、ほぼ空になっているタンクに戻すのか等、様々な方法が考えられ、かつ検討を要する。

#### 付録B 流入空気断面積の飛行マッハ数による変化について

本文中で述べたように、エンジン入口投影断面積が一定の場合、流入空気断面積は飛行マッハ数によって変わる。ここでは、本文中で示した式の中に流入空気断面積とエンジン入口投影断面積との比の項、 $A_{\infty}/A_1$ がある場合、飛行マッハ数の影響をどの程度考慮しなければならないかを示す。

本報告書で用いたスクラムジェットの性能計算方法<sup>9)</sup>では機体前部の流れを、機体先端を頂点とする、迎角のない、円錐周りの流れに置き換えており、具体的には自由流方向（飛行方向）と機体下面の成す角度  $\delta$  を半頂角とする円錐周りの非粘性流れで近似し<sup>20)</sup>、Taylor and MacCollの方法<sup>21)</sup>で計算している。円錐周りの流れは機体表面からの距離によって流れの状態が変わるが、エンジン入口が機首からかなり下流にありエンジンまでの距離に対してエンジン入口の高さが低いので、エ

ンジンに流入する空気は機首下面に沿った値で代表される一様流を仮定している。

以下の考察には上記の円錐周りの流れの結果を用いる。図10に示すように記号をとると、流入空気断面積  $A_\infty$  は次のように表わすことができる。

$$\frac{A_\infty}{A_1} = \frac{\cos \delta}{1 - \frac{\sin^2 \delta}{\sin^2 \sigma \cdot \cos^2(\sigma - \delta)}}$$

図B-1に円錐周りの衝撃波角  $\sigma$  を、図B-2に流入空気断面積とエンジン入口投影断面積との比、 $A_\infty/A_1$  を示す。半頂角（機体迎角） $\delta$  によって断面積比と飛行マッハ数との関係が変わることがわかる。今回の検討の範囲、すなわち半頂角  $\delta$  が  $5^\circ$ 、自由流マッハ数（飛行マッハ数）が  $6 \sim 12$  の範囲では面積比  $A_\infty/A_1$  は飛行マッハ数の約0.5乗に比例することがわかる。

### 付録C Becker の方法

J. V. Becker は1971年に既に超音速機の機体のアクティブ・クーリングについて次のような考察を行っている<sup>6)</sup>。ただし以下で使用する幾つかの記号は Becker の原文とは異なっている。

機体に伝達される熱量は、

$$\dot{q}_{AE} = h \cdot S \cdot (T_r - T_w) \quad (C-1)$$

である。ここで  $h$  は熱伝達率を、  $S$  は伝熱面面積を、  $T_r$  は回復温度を表わす。Stanton数の定義を用いると熱伝達率  $h$  は次のように表わすことができる。

$$h = St \cdot Cp_\infty \cdot \rho_\infty \cdot V \quad (C-2)$$

$Cp_\infty$  は一様流空気の定圧比熱を、  $V$  は機体速度を表わす。これを (C-1) 式に代入すると次のようになる。

$$\dot{q}_{AE} = St \cdot Cp_\infty \cdot \rho_\infty \cdot V \cdot S \cdot (T_r - T_w) \quad (C-3)$$

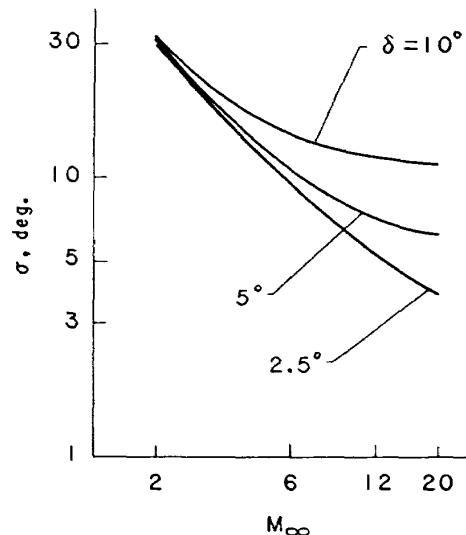
次に量論比流量での燃料の熱容量であるが、これは、

$$\dot{q}_f = \dot{m}_f \cdot Cp_f \cdot \Delta T \quad (C-4)$$

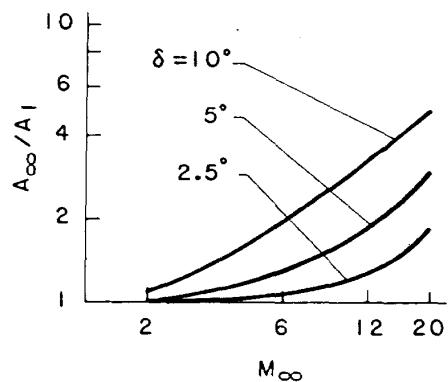
と書くことができる。ここで  $Cp_f$  は燃料（水素）の定圧比熱、  $\Delta T$  は燃料の温度上昇を表わす。巡航状態を考えると、正味推力  $F$  と機体抗力  $D$  とは釣合っているので、

$$F = D$$

となる。一方、機体抗力は次のように定義される。



図B-1 円錐を通過する流れの衝撃波角  
(迎角 =  $0^\circ$ )



図B-2 流入空気断面積/エンジン入口投影  
断面積

$$D = C_D \cdot q_\infty \cdot S_{AE}$$

$$= C_D \cdot \frac{1}{2} \rho_\infty V^2 \cdot S_{AE} \quad (C-5)$$

$S_{AE}$  は抗力係数を算出する際の基準面積を表わす。一方、比推力は定義より、

$$Isp = \frac{F}{\dot{m}_f} \quad (C-6)$$

となる。(C-5)式、(C-6)式を用いると(C-4)式は次のように変形することができる。

$$\dot{q}_f = \frac{F}{Isp} \cdot Cp_f \cdot \Delta T$$

$$= \frac{C_D \cdot \frac{1}{2} \rho_\infty V^2 \cdot S_{AE}}{Isp} \cdot Cp_f \cdot \Delta T \quad (C-7)$$

伝熱面面積を抗力を受ける部分の面積と等しいとすると、機体の受熱量と燃料の熱容量との比は

(C-3) 式および (C-7) 式を用いると次のように書き表わせる。

$$\frac{\dot{q}_{A,F.}}{\dot{q}_f} = \frac{St \cdot Isp \cdot V \cdot (T_r - T_w)}{C_D \cdot \Delta T \cdot V^2} \cdot \frac{Cp_\infty}{Cp_f} \cdot 2 \quad (C-8)$$

ここで回復温度  $T_r$  を総温  $T_0$  に等しいとし、一様流中での音速を  $a_\infty$ 、空気の気体定数を  $R$  とすると、壁温  $T_w$  との差は次のように表わされる。

$$\begin{aligned} T_r - T_w &= T_\infty \left( 1 + \frac{r-1}{2} M_\infty^2 \right) - T_w \\ &= T_\infty \left( 1 + \frac{r-1}{2} \cdot \frac{V^2}{a_\infty^2} \right) - T_w \\ &= T_\infty \frac{r-1}{2} \cdot \frac{V^2}{a_\infty^2} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{\frac{r-1}{2r} \cdot V^2} \right) \\ &= \frac{V^2(r-1)}{2rR} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{\frac{r-1}{2r} \cdot V^2} \right) \end{aligned} \quad (C-9)$$

これを (C-8) 式に代入すると次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{\dot{q}_{A,F.}}{\dot{q}_f} &= \frac{St}{C_D} \cdot \frac{V \cdot Isp}{\Delta T} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{\frac{r-1}{2r} V^2} \right) \frac{r-1}{2rR} \\ &\cdot \frac{Cp_\infty}{Cp_f} \cdot 2 \end{aligned} \quad (C-10)$$

ここで  $Cp_\infty / Cp_f$  は  $300^\circ C$  ではほぼ  $1/14$  である。比熱比を  $1.4$  とすると、

$$\frac{r-1}{2rR} \approx 5.0 \times 10^{-4} \quad K \cdot m^{-2} \cdot s^2$$

である。よって (C-10) 式は

$$\begin{aligned} \frac{\dot{q}_{A,F.}}{\dot{q}_f} &= \frac{St}{C_D} \cdot \frac{V \cdot Isp}{\Delta T} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{5.0 \times 10^{-4} V^2} \right) \\ &\times 7.1 \times 10^{-5} \end{aligned} \quad (C-11)$$

となる。工学単位系を用いて記述すると (C-3) 式は、

$$q_{A,F.} = St \cdot Cp_\infty \cdot \rho_\infty \cdot g \cdot V \cdot S \cdot (T_r - T_w) \quad (C-3')$$

となる。工学単位系での密度  $\rho$  の単位は  $kgf \cdot s^2 \cdot m^{-4}$  である。一方 (C-7) 式は次のようになる。

$$q_f = \frac{C_D \cdot \frac{1}{2} \rho_\infty g \cdot V^2 \cdot S_{A,F.}}{Isp \cdot g} \cdot Cp_f \cdot \Delta T \quad (C-7')$$

(C-7') 式では重力加速度  $g$  は、分子、分母で打ち消しあう。工学単位系での比推力の単位は  $s$  である。最終的には、

$$\begin{aligned} \frac{\dot{q}_{A,F.}}{\dot{q}_f} &= \frac{St}{C_D} \cdot \frac{V \cdot Isp}{\Delta T} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{5.0 \times 10^{-4} V^2} \right) \\ &\times 7.0 \times 10^{-4} \end{aligned} \quad (C-11')$$

となる。更にフィート、ポンド単位系へ変換すると、(C-11') は、

$$\begin{aligned} \frac{\dot{q}_{A,F.}}{\dot{q}_f} &= \frac{St}{C_D} \cdot \frac{V \cdot Isp}{\Delta T} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{8.4 \times 10^{-5} V^2} \right) \\ &\times 3.8 \times 10^{-4} \end{aligned} \quad (C-11'')$$

となる。重力加速度  $g$  は  $32 ft \cdot s^{-2}$  である。

Becker は工学単位系を用いており、(C-3) 式の代わりに (C-3') 式を用いている。また、Becker は (C-2) 式中の  $St$  を平均熱伝達係数と記述しているが、Becker 自身による式の展開、Reynolds アナロジーについての記述からみて、 $St$  は Stanton 数である。

最終的に Becker が示した式は、

$$\begin{aligned} \frac{\dot{q}_{A,F.}}{\dot{q}_f} &= \frac{St}{C_D} \cdot \frac{V \cdot Isp}{\Delta T} \left( 1 - \frac{T_w - T_\infty}{7 \times 10^{-5} V^2} \right) \\ &\times 3.1 \times 10^{-4} \end{aligned} \quad (C-12)$$

であり、定数に若干の違いが認められるだけである。例えば比熱比を  $1.3$  にとると  $8.4 \times 10^{-5}$  は  $6.8 \times 10^{-5}$  になる。

Becker の採用した方法と本報告で用いている方法とは基本的には同じである。本報告の方法と Becker の方法との相違点は次のとおりである。

- (1) 計算に際して、本報告の方法は機体形状、飛行状態を必要とするが、抗力係数、比推力を必要としない。
- (2) Becker の方法では巡航状態を仮定しているのに対して、本報告書で採用した方法では巡航、加速の状態を問わない。
- (3) 本報告の方法では、熱伝達係数を各部で計算している。

上記(1)に関連することであるが、G.G. サイクル・エンジン等の機体に搭載した酸化剤を消費するエンジンでは、比推力と燃料の吸収熱容量とは、(C-4) 式および (C-6) 式に示すようには対応しな

い。Becker式をこのようなエンジンに適用する場合には注意が必要である。また、Beckerの式からは、機体の冷却流量比についての情報は得られるが、エンジンを含む全体の冷却流量比については別途、計算しなければならない。

(2)は、宇宙往還機のような加速ミッションには、Beckerの方法は適さないことを示している。

(3)は、本報告の方法が、熱伝達係数を一点で代表させている Becker の方法よりも正確な値を得ることができることを示している。逆に、概数を得る場合には Becker の方法が手軽である、とみることもできる。

---

## 航空宇宙技術研究所報告1041号

平成元年11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 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

Printed in Japan