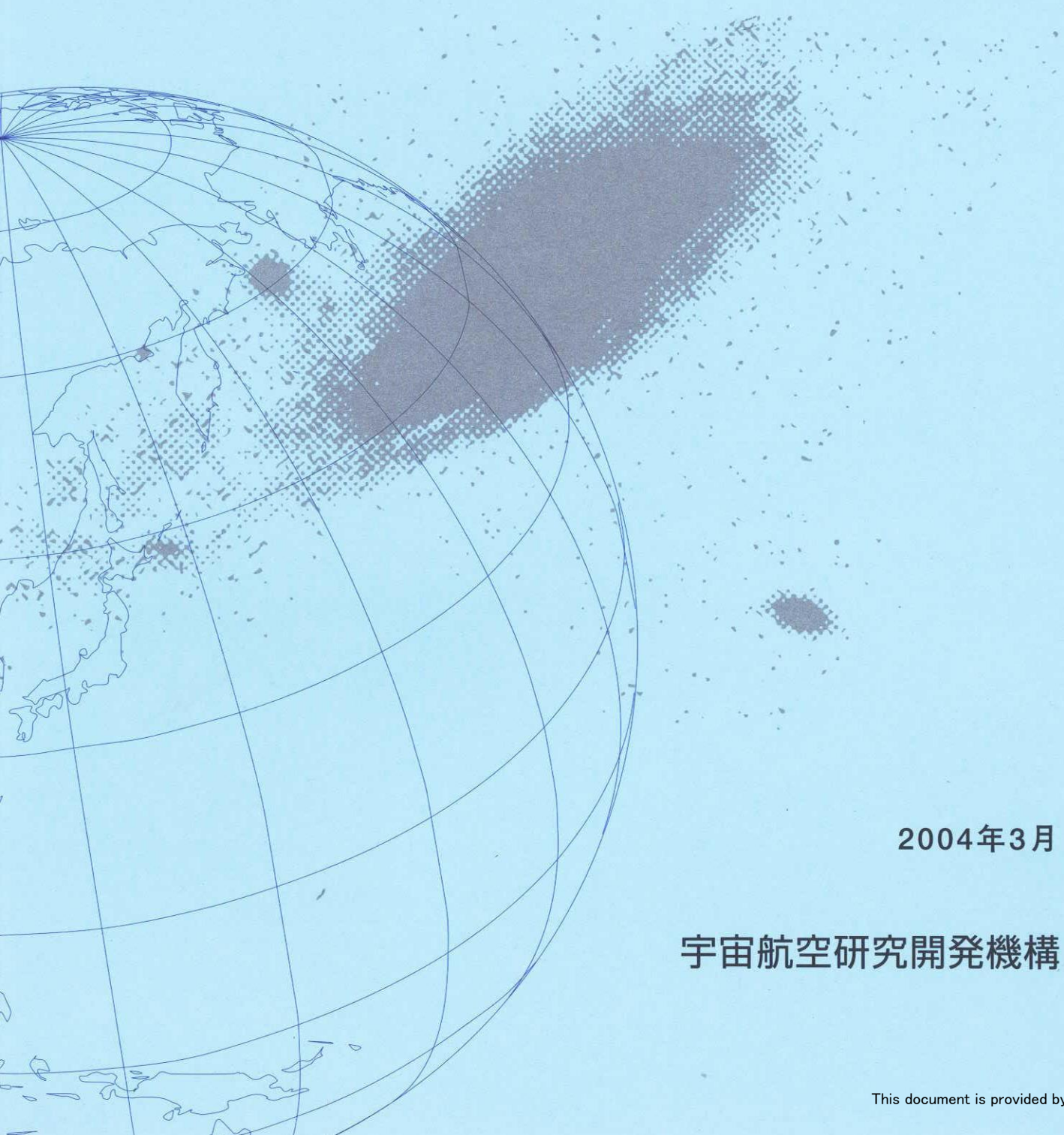


宇宙航空研究開発機構研究開発報告

# 抽気装置とそのスクラムジェット性能改善効果



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発報告  
JAXA Research and Development Report

抽気装置とそのスクラムジェット性能改善効果

Boundary Layer Bleeding in Scramjet Engines

櫻中 登<sup>\*1</sup>、泉川 宗男<sup>\*1</sup>、三谷 徹<sup>\*1</sup>、富岡 定毅<sup>\*1</sup>  
小林 完<sup>\*1</sup>、平岩 徹夫<sup>\*1</sup>、渡邊 修一<sup>\*2</sup>

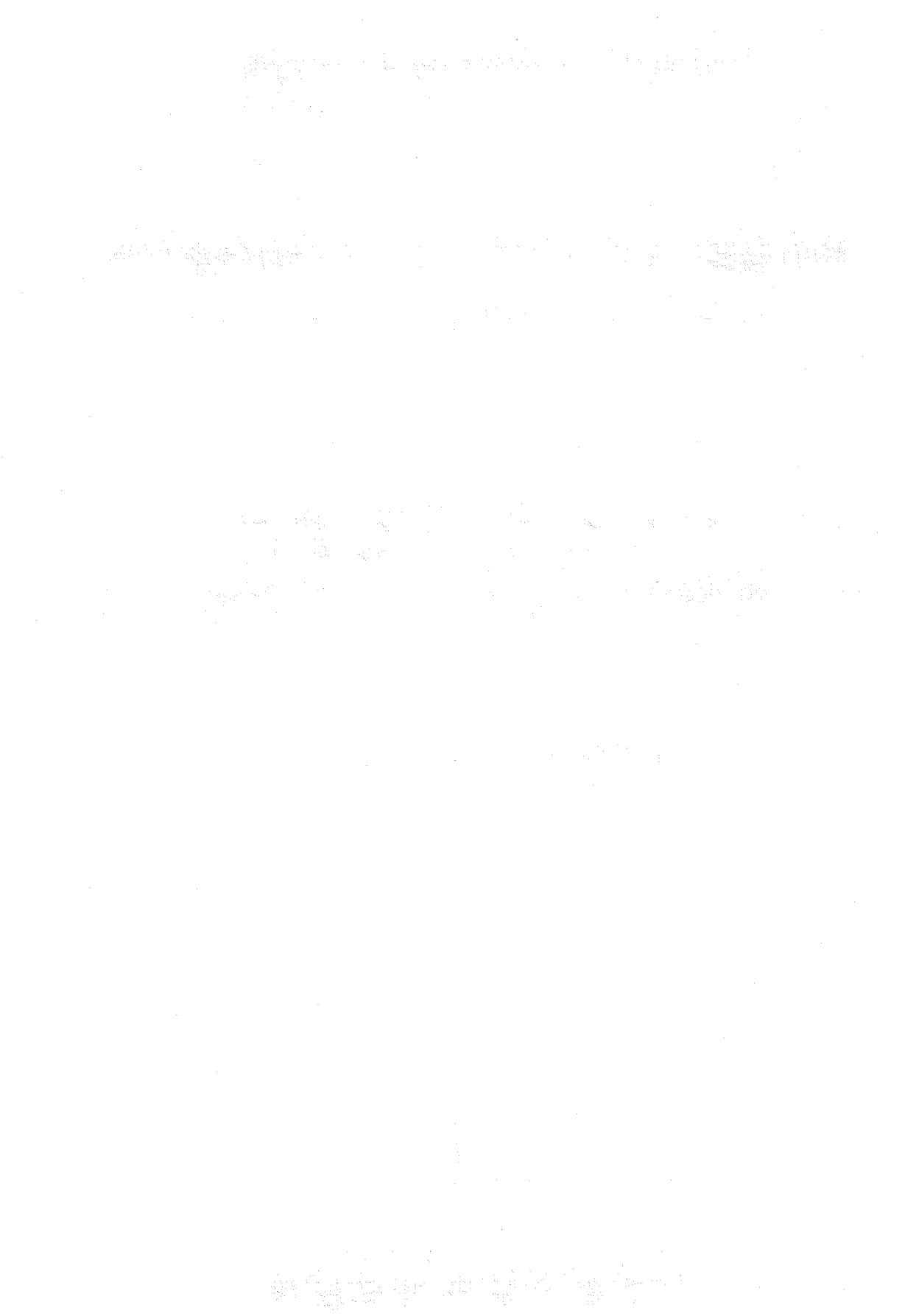
Noboru SAKURANAKA, Muneo IZUMIKAWA, Tohru MITANI, Sadatake TOMIOKA  
Kan KOBAYASHI, Tetsuo HIRAIWA, Syuuichi WATANABE

\*1: 総合技術研究本部 宇宙推進技術共同センター  
Space Propulsion Research Center  
Institute of Space Technology and Aeronautics

\*2: 航空宇宙技術振興財団  
Japan Aero Sapce Technology

2004年3月  
March 2004

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



# 抽気装置とそのスクラムジェット性能改善効果\*

櫻中登\*1、泉川宗男\*1、三谷徹\*1、富岡定毅\*1、  
小林完\*1、平岩徹夫\*1、渡邊修一\*2

## Boundary Layer Bleeding in Scramjet Engines\*

Noboru SAKURANAKA\*1, Muneo IZUMIKAWA\*1, Tohru MITANI\*1, Sadatake TOMIOKA\*1,  
Kan KOBAYASHI\*1, Tetsuo HIRAIWA\*1, and Syuuichi WATANABE\*2

### ABSTRACT

Airframe-integrated scramjet engines swallow the boundary layer developed on the airframe of spaceplanes. Therefore scramjet engines must be tested under conditions of boundary layer ingestion in ground testing. The ingestion promotes engine stall (or "engine unstart") in combustion tests. In order to prevent boundary layer separation in the inlets and extend the engine operating range, boundary layer bleeding was examined in our Mach 4 and Mach 6 engines in the RJTF. Bleeding of air inflow in the engine of about three percent extended the operation range of the equivalence ratio from 0.3 to 0.8 and doubled the net thrust. Details of designs of the bleeding device and the bleed air cooler are described and the characteristics observed in the engine tests are reviewed. Improvements in engine performance and the design of the Mach 6 bleeding device are discussed.

key words: scramjet, boundary layer bleed, engine testing

### 概 要

宇宙推進技術共同センターのラムジェットエンジン試験設備では、これまでマッハ（以下Mと略す）4、M6、M8条件のスクラムジェットエンジン試験を実施している。これまでの実験では、燃料流量を増加し、燃焼圧力が上がるに伴い、燃焼による昇圧域が境界層剥離を誘起し、エンジン不始動を起こした。そこでエンジン不始動を生じやすいM4とM6試験用に境界層抽気装置を製作し、抽気によるエンジン性能改善を試みた。エンジン試験の結果、M4ではエンジン内空気量の3%に相当する200g/sの抽気と2段燃焼法により、始動域と推力を従来の3倍に向上できた。またM6試験ではエンジン空気量の0.6%(30g/s)の抽気で始動範囲を当量比1まで改善、推力を倍増できた。ここでは、抽気装置とその空気冷却器の設計法、その流量や冷却特性についてまとめた。また抽気により得られたエンジン性能改善について報告し、より高いマッハ数域における抽気装置について検討する。最後に抽気装置用多孔板の設計に必要な超音速流における抽気孔の流量係数について述べる。

#### 1. はじめに

スクラムジェットエンジンは機体組み込みとなり、機体表面に発達した境界層を吸い込む。そのためエンジンの地上試験では、風洞ノズル内面の境界層によりその境界層吸い込みを模擬する必要がある。宇宙推進技術共同センターのラムジェットエンジン試験設備(RJTF)においても、境界層吸い込みを模擬するために風洞出口形状を51cm正方形とし、その出口端面とエンジン天板濡れ面

を一致させてエンジン試験を行ってきた。

境界層吸い込みによりインレットでの境界層剥離が促進され、エンジン不始動が誘起される。境界層を吸い込んだ場合と排除した場合を比較すると、マッハ（以下Mと略す）8条件におけるストラット付きエンジン試験では、吸い込み時では当量比0.4で不始動となるのに対し、境界層排除時では当量比2以上までエンジンは始動した<sup>1)</sup>。これまでのエンジン試験で最もエンジン不始動が早く生

\* 平成16年2月26日 受付 (received 26 February, 2004)

\*1 総合技術研究本部 宇宙推進技術共同センター

(Space Propulsion Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

\*2 航空宇宙技術振興財団 (Japan Aero Space Technology)



Table 1 Conditions of wind tunnel, boundary layer and bleeding in engines

flight Mach	PO	TO	M)eg	d99	d1	d2	M)bld	P2)air	P2)comb	Pamb
unit	Mpa	Kelvin	kg/s	mm	mm	mm	g/s	kPa	kPa	kPa
M4(w/o strut)	0.86	870	6.7	35	11.7	1.785	200	40	100	13.2
M6(1/5H-strut)	4.8	1500	5.8	47	19.7	2.67	30	30	130	5.9
M6(5/5H-strut)	4.8	1500	4.99	47	19.7	2.67	30	50	150	5.9

じたのは、マッハ数が低いM4試験であった。その場合限界当量比は0.3以下で、それ以上燃料流量を増加すると、燃焼による高圧域がインレットへ遡り、徐々に発生推力が減少した。またM6Sでは0.4が限界でそれ以上燃料を増やすと、剥離域が瞬時にインレット前縁まで移動し、推力は0となった。従って境界層剥離をいかに制御するかがスクラムジェットエンジンの始動範囲を決める重要課題となる。

表1に、RJTFのM4とM6試験条件における風洞の総圧と総温(P0 & T0)、エンジン空気流量(M)eg)と吸い込み境界層の99%厚さ(d99)と排除厚さ(d1)、運動量厚さ(d2)、抽気流量(M)bld)、分離部壁圧(P2: 非燃焼時と燃焼時)、そしてエンジン外部環境圧(試験室圧; Pamb)とまとめた。エンジンを流れる総空気量は、インレット断面積(幅0.2m、高さ0.25m)とその空気捕獲率から決まる。M4のストラットなし条件の空気捕獲率は0.7、M6条件でエンジン高さの1/5(50mm高)の短いストラット(以下1/5Hストラットと称する)を付けると捕獲率は0.88に、5/5Hストラットを付けると0.8に変化した。それに伴い、空気流量は6.7kg/s(M4)から、4.99kg/s(M6-5/5Hストラット付き)に変化した。

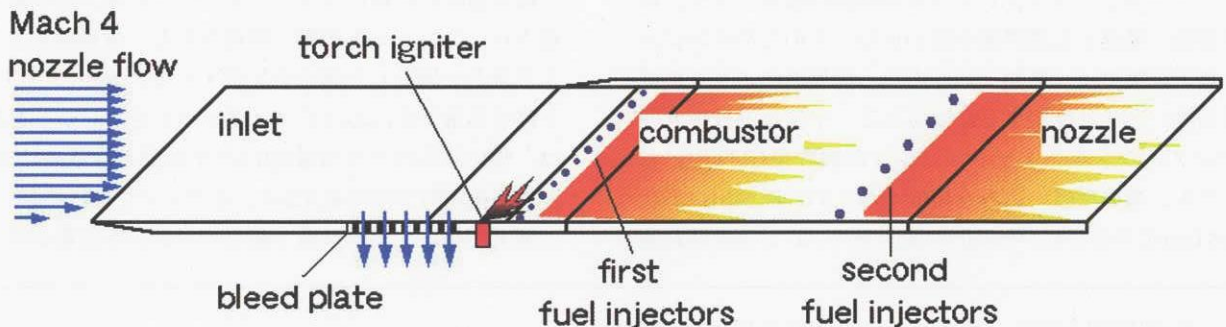
表中のd1はインレット入り口での吸い込み境界層の排除厚さで、M4風洞でエンジンが吸い込むノズル境界層は99%厚さで35mm、排除厚さ11.7mm(運動量厚さは1.8mm)である。表1には後述する抽気部の静圧(P2: 非燃焼時と燃焼時)、排出に必要な機体外部の環境圧も載せた。境界層内を流れる空気流量は排除厚さより、314g/sとな

る。同様に境界層内流量はM6で530g/sと見積もった。

今スペースプレーンのエンジン高さを1m、インレットまでの機体前部における境界層発達距離を30mと仮定する。その場合、境界層の99%厚さは約240mm(M4)から320mm(M8)で、エンジン高さの1/4から1/3を占める。このエンジン高さに占める境界層厚さに比べて、RJTFで模擬している境界層吸い込み量は60%(M4)から90%(M8)となり、RJTF試験における低マッハ数域での境界層吸い込み量は、実機に比べて小さい。このようにRJTFエンジン試験において、エンジンの境界層吸い込み効果を正しく評価しておかないと、実機においてより厳しいエンジン不始動に遭遇する可能性がある。

境界層を排除するために、ダイバータによりインレットを機体表面から浮かせて境界層を排除する方法が多く採られてきた。しかし、極超音速域ではダイバータは圧力抗力を作り、濡れ面積が増加するために摩擦抗力も増す。そして天板に新たな前縁を作れば、その冷却も必要となるため、スクラムジェットエンジンでは、ダイバータは実用的ではない。

インレットに多用される方法としては、境界層を抽気する方法<sup>2,4)</sup>がある。志村らは、スクラムジェットエンジンの1/5縮尺モデルのコールド流抽気実験を行っている。そこでは、エンジン内燃焼による昇圧を出口からプラグを押し込む方法で模擬し、抽気板の孔径を変えることにより抽気の効果調べている。その結果、抽気量を増やせば、エンジン不始動抑制効果が高くなることを示した<sup>5)</sup>。しかし、実際のエンジンにおいて必要な抽気量に關す

Fig. 1 Boundary layer ingestion, boundary layer bleed and two-staged injection of H<sub>2</sub> in the M4 engine

る定量的な考察はなされていない。

そこで実際のエンジン燃焼試験において、境界層抽気どこまで推力性能を改善できるかを調べる必要がある。図1にM4およびM6用供試エンジンの概略図を示す。図ではRJTF試験形態と同様にエンジンは上下反転させ、天板が下側に、カウルが上側に描いている。M4あるいはM6飛行条件に相当する空気流は左から流入する。その流入空気の下部には、設備ノズルで発達した境界層があり、抽気装置はその境界層を吸い出すことにより、インレットでの剥離を抑制する。抽気装置はインレット下流から、一定断面を有する分離部上流に掛けて装着される。

表1に示すように、分離部の圧力(P2)は非燃焼時には40kPa程度である。一方エンジン外部環境圧(Pamb)はM4で13kPa、M6では6kPaと低い。従って抽気には特別な減圧装置は不要で、抽気をダクトにより抽気を機外に導けば足りる。また抽気量は後述するようにM6で全空気量の0.6%と少なく、より高い飛行マッハ数域では壁面の液体水素冷却により必要抽気量はさらに減少する。そのため、抽気用冷媒源や抽気冷却装置の設計は容易である。第1段噴射孔のすぐ上流にはトーチイグナイタが装着され、燃料水素に点火する。

図1には、抽気装置に加え、多段燃焼を目的として設置した第2噴射孔列も描いてある。これは、燃料噴射位置を下流に移動することにより、燃焼により生成された高圧域を後退、その影響が上流に遡るのを遅らす方法である。そのために第1段噴射孔列の下流520mm(エンジン下流端から480mm)に第2噴射孔列を設け、2段燃焼を試みた。スクラムジェットエンジンの内部流速は1000m/sと大きく、第2段噴射孔からの燃料のエンジン内部での滞在時間は0.5ミリ秒と小さい。結果として、第2段燃料の燃焼効率が低下する可能性もある。

そのため実験においては、推力を稼ぎやすい第1段噴射孔列から不始動限界ぎりぎりの水素を噴射し、それ以上の水素を第2噴射孔列から噴射する方法を採用した。また第2噴射孔列の位置は、既存エンジンの改修可能範囲内との制約のもとで決定した。

本論文では、空気総温が870KのM4、および空気総温が1500KのM6用抽気装置の設計について説明する。そしてM4において抽気装置により発生推力を倍増できたこと、抽気と2段燃焼を併用すれば、正味推力をこれまでの3倍に増加できたことを報告する<sup>6)</sup>。M6においても、極少量の抽気により、エンジン始動域を2倍に拡大でき、推力を1.5倍に増強できた<sup>7)</sup>。これら推力性能の改善に加え、抽気装置の流量特性や冷却性能についても検討したので報告する。

## 2. 抽気装置の設計

### 2.1 剥離抑制に必要な抽気流量

抽気装置は、インレットでの昇圧や燃焼による圧力上昇が最も厳しい、インレット出口から分離部に設置される。そして、その抽気流量により、抽気板や抽気空気を冷やすための冷却器の設計が決まる。過大な抽気はそれらの設計を困難にし、抽気抗力を増大させるため、抽気量は必要最小限にとどめなければならない。

エンジン不始動は、最も高圧になる分離部での境界層剥離が原因である。そこで剥離を抑制するために必要な抽気量を、燃焼による逆圧(ΔP)値から算定する。図2にはM4からM8エンジン試験で観察された、不始動直前の昇圧限界圧力比と分離部におけるマッハ数の関係をまとめた。いずれも境界層吸い込み状態での限界圧である。なお、マッハ2の実験点は、1/5縮尺模型に6mm厚(RJTFエンジンの30mm厚相当)のストラットを入れて得られた実験点である。

図には3本の曲線をプロットした。最も上の破線は分離部の一定断面積ダクトにおける熱閉塞条件時の圧力比で、以下の式(1)で表される。

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{(1 + \gamma M^2)}{(1 + \gamma)} \quad (1)$$

ここでMは分離部マッハ数である。実験の不始動限界データはその限界線の下に分布し、不始動が熱閉塞以前に、境界層剥離により誘起されることを示している。式(2)で示される曲線は、Holdenら<sup>8)</sup>がランプや衝撃波入射により測定した、2次元境界層剥離限界である。

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + 60 \cdot c_f \cdot M^3 \quad \text{with } c_f = 0.002 \quad (2)$$

式中の $c_f$ は、剥離直前の壁面摩擦係数であり、超音速流を考慮して、 $c_f = 0.002$ を仮定した。式(2)の中の $M^3$ の強いマッハ数依存性により、高マッハ数域で限界圧力比は大きくなっている。これまでのエンジン試験で測定された限界圧力比データは

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + 0.25 \cdot M^2 \quad (3)$$

の曲線で近似される。Korkegi<sup>9)</sup>は2次元境界層の剥離に関して

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + 0.3 \cdot M^2 \quad (4)$$

を提案している。式(4)と比較して式(3)は、エンジン試験において境界層剥離がより容易に生じることを示してい

る。これは、エンジン分離部の境界層が3次元であり、さらにエンジンが厚い境界層を吸い込むためと考えられる。剥離限界は厳密には主流マッハ数に加えて、運動量境界層厚さで定義したレイノルズ数や壁温条件などにより、支配される。ここでは供試エンジンに関する不始動限界圧比として式(3)を用い、限界逆圧 $\Delta P = 0.25 \cdot M^2 \cdot P_1$ を得る。

境界層内では静圧は一定であり、境界層低層にもその逆圧が掛かる。動圧が低い低層の流れは減速、速度境界層分布に変曲点を作り、剥離を誘起する。したがって、剥離を予防するには、逆圧値より小さな動圧を有する低速部を抽気すればよい。

$$q^* = \frac{\gamma}{2} \cdot P_1 \cdot M^{*2} < 0.25 \cdot M^2 \cdot P_1 \quad (5)$$

$$M^* < \sqrt{\frac{2 \cdot 0.25}{\gamma}} \cdot M = 0.6 \cdot M$$

今1次元解析から供試エンジンの分離部マッハ数は2.49(M4)から2.54 (M6)であるので、M4およびM6エンジンでは局所マッハ数が1.5までの境界層低層部を抽気すれば良い。

エンジン分離部の境界層内速度分布の測定例はない。しかしエンジンが吸い込む境界層に関しては、風洞検定において測定しており、得られた速度分布から抽気量を計算すると、抽気量はM4エンジンで70g/s、M6エンジンでは80g/sとなった。そこで最大抽気流量を200g/sを目標として、抽気板と冷却器の設計を進めた。この必要抽気流量は、境界層内の速度分布に強く依存し、べき指数則のnが大きくなると急激に減少する。例えばn = 7の時に比べて、n = 10の速度分布を仮定すれば、必要抽気量は半減する。べき指数は一般にマッハ数やレイノルズ数が大きくなると増加傾向にある<sup>10)</sup>。これらのことは、高マッハ数域において、RJTFエンジンに比べて3から5倍大きい実機エンジンにおいて、必要抽気量が小さくできることを示唆している。

## 2.2 抽気用冷却器の設計

抽気流量が決まれば、その冷却器の設計ができる。表2に設計に用いた冷却計算表を示す。これにより、抽気条件を入力すれば、自動的に抽気装置からの排気温度が計算できる。計算では定常を仮定し、多孔板の個々の通路について1次元伝達問題として扱った。すなわち、流路に直交する断面での空気温度は一樣で、そのバルク空気温度は管壁との熱交換により、流れ方向に低下するとした。後述する車用ラジエータのフィン構造の熱交換器についても、流路断面積(A)と濡れ長(C)で定義される水力直径

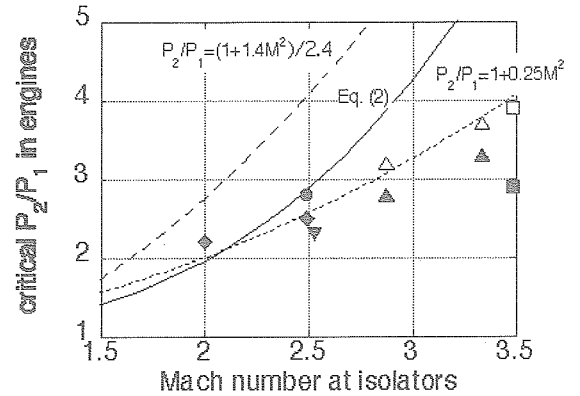


Fig. 2 Relations between critical adverse pressure ratios and Mach numbers in isolators

(5)を用いて、その冷却性能を見積もった。

$$d = 4A / C \quad (6)$$

この簡略化によれば、流路に沿ったバルク空気温度の変化は以下のように書ける。

$$c_p m \frac{dT}{dx} = -\pi \cdot d \cdot h_w (T - T_w) \quad (7)$$

これを管直径に関するレイノルズ数とヌッセルト数で書き直すと、以下のようにレイノルズ数とヌッセルト数の関数として、冷却特性長さが得られる。従って、この $x_c^*$ から、多孔板厚さや熱交換器の冷却長を選定すれば良い。

$$x_c^* = \frac{c_p m}{\pi Nu \lambda} \quad (8)$$

$$\frac{dT}{dx} = (T_w - T) / x_c^* \quad (9)$$

例えば、表のC列はM4条件下で直径3.5mmの533本の孔からなる多孔板から基準流量200g/sを抽気する場合の計算である。孔1個当たりの抽気流量は0.38g/sで、孔断面積は9.62mm<sup>2</sup>、多孔板厚さは20mmで、水力直径は3.5mmとなっている。抽気部壁圧を40kPa、抽気すべき空気の冷却管内平均温度を高め870Kと仮定すると、その密度や粘性係数から孔直径に関するレイノルズ数は22となり、そのヌッセルト数が27と求まる。得られた冷却特性長（初期温度差がe<sup>-1</sup>倍に減少するに要する長さ）は83mmで、多孔板厚さ20mmに比べて大きい。結果として多孔板により空気温度は孔入り口値の0.79まで低下、低下分は122Kとなる。

Table 2 Design of cooling performance

A	B	C	D	E	F	G	H
		M4(porous plate+ radiator)		M6(porous plate+ radiator)			
	unit	porous plate	M4-radiator	porous plate	2-staged M6-wat. heater	3-staged	reference wat. heater
tt1 bleed rate	g/s	$2.0 \times 10^2$	$2.0 \times 10^2$	$3.0 \times 10^1$	$3.0 \times 10^1$		7.0
bleed rate	kg/s/hole	$3.8 \times 10^{-4}$	$2.0 \times 10^{-1}$	$1.3 \times 10^{-4}$	$3.0 \times 10^{-2}$	$3.0 \times 10^{-2}$	$7.0 \times 10^{-3}$
area/hole	m <sup>2</sup> /hole	0.00000962	0.0135	0.0000126	0.0191	0.0191	0.0191
total flow area	m <sup>2</sup>	0.00513	0.0135	0.00301	0.0191	0.0191	0.0191
No. of holes	-	530	1	240	1	1	1
cooling length	m	$2.0 \times 10^{-2}$	$6.5 \times 10^{-2}$	$5.5 \times 10^{-2}$	$5.5 \times 10^{-2}$	$8.3 \times 10^{-2}$	$2.8 \times 10^{-2}$
hydro. Dia.	m	0.0035	0.00243	0.004	0.00607	0.00607	0.00607
pressure in hole	kPa	40	40	21	21	21	100
ave. Temp.	K	870	870	1100	600	600	1000
density	kg/m <sup>3</sup>	$1.60 \times 10^{-1}$	$1.60 \times 10^{-1}$	$6.65 \times 10^{-2}$	$1.22 \times 10^{-1}$	$1.22 \times 10^{-1}$	$3.48 \times 10^{-1}$
velocity	m/s	$2.44 \times 10^2$	$9.25 \times 10^1$	$1.50 \times 10^2$	$1.29 \times 10^1$	$1.29 \times 10^1$	1.05
viscosity	Pa·s	$3.87 \times 10^{-5}$	$3.87 \times 10^{-5}$	$4.46 \times 10^{-5}$	$3.05 \times 10^{-5}$	$3.05 \times 10^{-5}$	$4.21 \times 10^{-5}$
Re	-	$2.2 \times 10^1$	$9.3 \times 10^2$	$8.9 \times 10^2$	$3.1 \times 10^2$	$3.1 \times 10^2$	$5.3 \times 10^1$
RePr(d/x)	-				24.8	16.5	8.38
Nu	-	$2.7 \times 10^1$	8.3	8.0	5.0	4.7	4.4
chara. cooling x*	m	0.0831	0.0488	0.08	0.0687	0.072	0.0131
d(T) decay rate		0.79	0.26	0.5	0.45	0.32	0.12
entrance temp.	K	870	748	1100	702	702	1500
temp. decreased	K	122	330	398	194	240	1010
exh. Temperature	K	748	418	702	508	462	490

多孔板での温度低下122Kは不十分で、748Kの排気をもそのまま排気すれば、周りの計装品を焼損する可能性がある。そこで、M4でも下流に冷却器を設置した。その熱交換器の計算を第D列に示す。その熱交換器の冷却フィンについて、濡れ面積に等価な水力直径は2.43mmとなる。そのヌッセルト数8.3、 $x_c$ は48.8mmとなる。熱交換器の流れ方向長は65mmと、 $x_c$ に比べて大きいため、出口までの温度は入り口値の0.26倍まで低下する。結果として温度低下は330K、その排気温度は418Kまで低下すると計算した。

表2のE列には、M6エンジンのための冷却設計計算表を載せた。後述するが、M6用抽気板はその水冷配管や30mm厚ストラットのために、抽気面積が半減した。そのため総抽気量は30g/sと少ない。その抽気を直径4mmの240本からなる多孔板により行った。そのレイノルズ数は89、ヌッセルト数は8となり、特性冷却長は80mmとなった。多孔板厚さ55mmと比較すると、多孔板出口までの温度低下は398K、排気温度は702Kとなる。その下流に設置した家庭用湯沸かし器を2段にした熱交換器について同様な計算を行えば、ヌッセルト数5.0、冷却特性長68.7mmから熱交換器での温度降下は194K、排気温度508Kを得た。その隣には熱交換器を2段から3段にした場合の排気温度の変化を示す。3段にしても排気温度は508Kから462Kに低下するのみで、効果は小さい。

なお最右端には、湯沸かし器の熱交換性能を調べるために、湯沸かし状態での排気温度計算を実測値と比較した。表計算では排気温度490Kで、実測とほぼ一致した。湯沸かし状態で燃焼ガス温度を1000K以上上げる高い冷

却性能を示す理由は、燃焼ガス量（ここでは抽気流量に相当）が7g/sと少ないこと、そして流れ場圧力が1気圧と高いために流速が1.05m/sと抽気時の1/10と小さいことにある。結果としてヌッセルト数は1/3に、冷却特性長は24.8mmから8.38mmと1/3になり、熱交換性能は高くなっている。このように、湯沸かし器の熱交換性能についての表2の見積もりは妥当である。従ってそれを用いた2段熱交換器により、M6エンジンにおいて、排気温度を500K付近まで下げられると判断した。

無冷却エンジンを用いる試験における代表的な抽気時間はM4で20秒、M6ではたかだか10秒と短い。そのため抽気装置からの排気温度は、上の定常計算値よりかなり低くなる。また最も負荷が掛かるエンジン不始動時間は数秒以内に制限するため、抽気装置からの排気が周りの計装を焼損することはない。

### 3. M4およびM6用抽気装置

#### 3.1 M4抽気装置

図3に、M4用の抽気装置付きエンジンの概略図と、その右に抽気性能を監視するためのセンサの配置を示す。抽気流量は、エンジン内空気流量の3%(約200g/s)とした。この抽気量は、吸い込み境界層の排除厚さから見積もった境界層内流量(314g/s)の64%に相当している。境界層を、エンジンインレットの天板上後半部100mmと分離部の天板前半部90mmに配置した全長190mmの多孔板から抽気し、低圧室に排気した。多孔板を通過した空気は、抽気冷却のための水冷熱交換器・火災伝播防止のための金網と抽気流量計測用の薄刃オリフィス(内径60mm)、



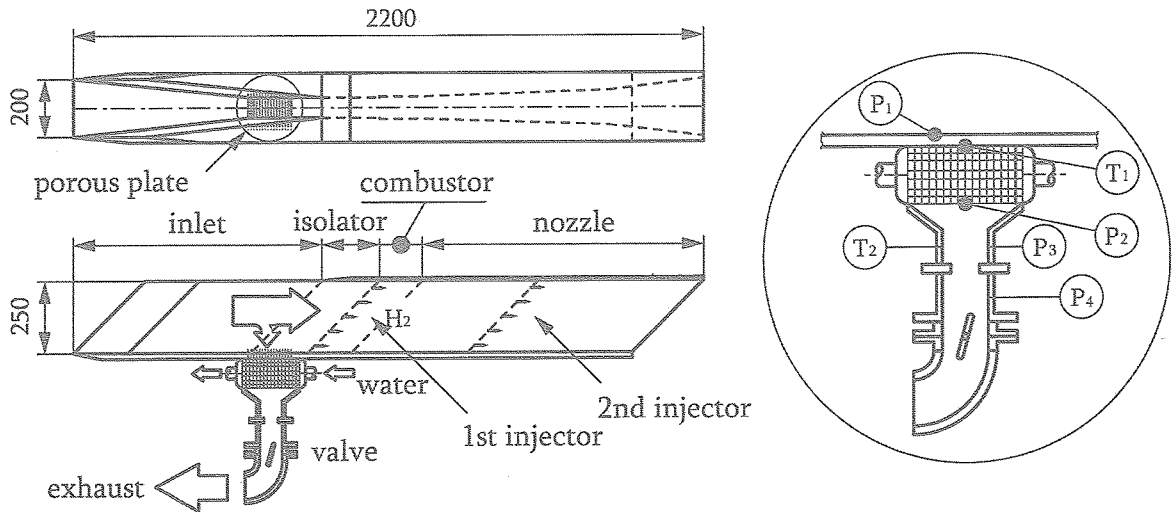


Fig. 3 Arrangement of boundary layer bleed device in the M4 engine without strut

窒素で駆動するバタフライ開閉弁を経て、エンジンフェアリング内に排出する。実際のエンジンにおいても、エンジン出口における静圧は燃焼時でも十分低いので、抽気空気を吸引排出できる。なお、実験ではエンジン下流側に熱電対等の計装があるため、抽気は上流に向けて排気している(図3参照)。

M4における境界層抽気量を200g/s(エンジン内総空気流量の3%)とする。ここで、吸い込み速度を多孔板総面積(70mm×190mm)と抽気体積流量で定義すれば、主流速度 $U_0$ に対する吸い込み速度( $v$ )の比として定義される境界層吸い込み係数<sup>11)</sup>は、 $v/U_0 = 5 \times 10^{-3}$ となる。抽気すべき分離部での静圧は気流時で40kPaであり、自立的に低圧室に抽気される(低圧室圧 $P_v = 12\text{kPa}$ )。燃焼時で観察された分離部圧の局所最高圧は120kPaである。従って不始動直前での抽気部圧はM4で100kPaになると予想し、その時の燃焼ガスを冷却できるように設計した。

燃焼によりエンジンが不始動となった場合、未燃焼の水素が抽気装置を経由して低圧室に漏れ出す可能性があ

る。そのため、熱交換器とオリフィスの間に#24金網(間隙0.85 mm)2枚を入れて、防爆構造とした。大気圧における水素の消炎距離は0.6mmと小さいが、消炎距離は圧力に反比例する。そして冷却器通路も消炎側に働くので、間隔0.85mm金網の2枚重ねで十分火炎伝播を阻止できると考えた。

図4に、M4(ストラットなし)とM6(30mm厚さストラット付き)時の、分離部周りの衝撃波構造と抽気多孔板の配置を示す。流れ方向距離( $x$ )の基点は、図の左端の天板前縁(ただし前縁にはR3の丸みが付いているため、くさび延長の仮想頂点を原点とする)としている。空気流は図の左から右に流れる。図の右端は燃焼器の後ろ向きステップ位置で、2個の○は点火用のトーチイグナイタを示す。図中の黒点は、壁圧測定孔位置である。M4ストラット無し形態において、天板で最も高圧となるのは、インレットくさび衝撃波の第2回中心入射位置( $x = 510\text{ mm}$ )から分離部入り口( $x = 617\text{ mm}$ )までである。この衝撃波計算により抽気多孔板の前縁を $x = 510\text{ mm}$ 位置に

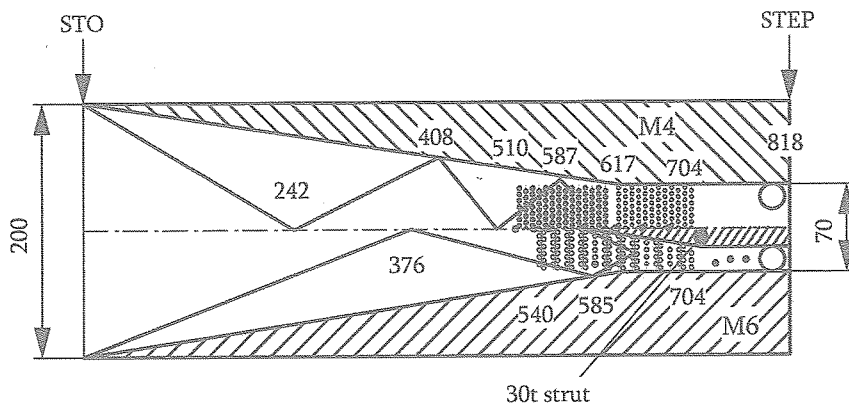


Fig. 4 Shock wave systems and porous plates in the M4 (upper) and the M6 (lower) inlets

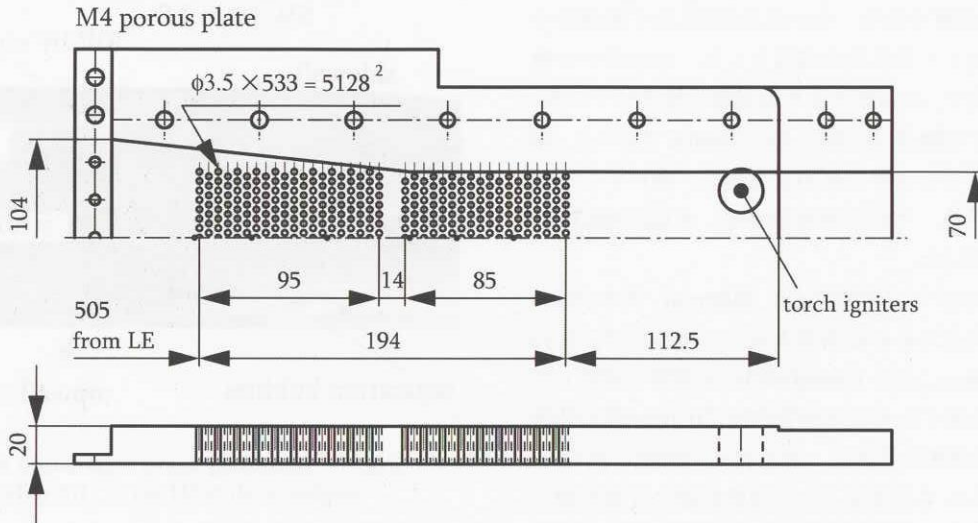


Fig. 5 The porous plates (without cooling) for the M4 engine

合わせて境界層剥離を抑制するようにした。また抽気板の後端は、燃焼による高圧から剥離の遡りを抑えるために、ステップ( $x=818\text{mm}$ )から114mm (トーチイグナイタより94mm上流)として、剥離がインレットに遡ることを防いだ。

図5にM4用多孔板の構造を示す。境界層を吸い出すための抽気多孔板は、内径3.5mmの抽気孔をインレット天板の下流部100mmに290個、分離部の天板上流部90mmに243個、計533個を千鳥に配置した。開口部の総面積は $5.13 \times 10^{-3} \text{m}^2$ である。Fukudaら<sup>12)</sup>は、M2.5インレットについて境界層内速度分布を測定して、抽気効果を試験している。かれらの1.59mm孔と3.18mm孔の比較によれば、多孔板孔径の剥離抑制効果への影響は小さい。Sybergら<sup>13)</sup>も同様な報告をしており、ここでは抽気流量と製作の容易さから孔径3.5 mmを選んだ。

Harloffら<sup>14)</sup>は超音速気流で多孔板から抽気を行ったときのCd値についてモデル式を提案している。彼らのモデル式からCd値は0.2程度を予想した。また、Chyuら<sup>15)</sup>の数値解析も超音速気流で抽気を行った時のCd値を0.2程度と報告している。これらの値と実測値との比較については、付録2を参照されたい。

図5に、M4用の厚さ20mmの多孔板の詳細を示す。孔のピッチは、開口面積を多孔板面積で除して定義する空隙率で与えられる。例えばYantaら<sup>16)</sup>は、M4ランプ型インレットに長さ96.5mm×幅381mmの抽気板を設けた実験を行った。その抽気板は0.42mm径の孔を0.67mmピッチ(空隙率31%)に配置し、抽気率1.5%の試験をしている。本実験に使用した図5に示す多孔板の総抽気孔断面積は $5.13 \times 10^{-3} \text{m}^2$ 、多孔板の空隙比は0.385である。

実験においては、抽気位置を変化させるために、抽気板の裏側に部分的に抽気孔を閉じる塞止板を各種用意し

た。これにより、実験毎に抽気位置と抽気量をプリセットにより調節できる。しかしながら2002年10月のM4エンジン試験では、試験スケジュールの制約で、抽気位置や抽気量の最適化の実験はできなかった。なお抽気板にはx方向に6ヶ所壁圧測定孔を配置し、燃焼実験中に剥離泡の遡り等が観察できるようにした。

### 3.2 M4用抽気冷却器と流量較正

M4の空気総温は870Kで、かつエンジンの境界層の下層は低温である。また厚さ20mmの抽気板により200K以上冷却されるため、エンジン始動時の抽気空気の冷却は不要である。しかし、エンジンが不始動に移行した場合2500Kの燃焼ガスが抽気装置に入り、その排気がエンジンの計装を焼損する可能性もある。そこでM4用抽気装置にも冷却器を内蔵した。

第2.2節で示した冷却計算によれば、冷却流路長100mm間で空気温度を400K低下させるには、流路の水

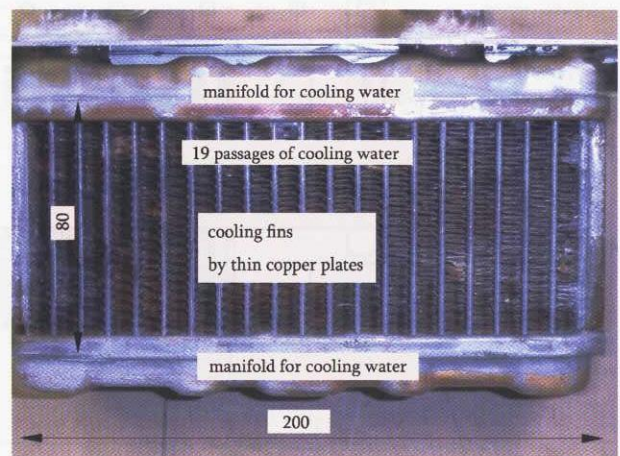


Fig. 6 Bleed cooler for the M4 engine



力直径3mmが必要である。そのため図6に示す車用のラジエータを改造して抽気用冷却器とした。なお用いた熱交換器は暖房用で、はんだにより冷却管を接合している。使用したはんだの融点は実測によれば600Kであった。車用ラジエータはその効率を高めるために、薄いチューブ構造となっている。そのため冷却水は、水頭圧50kPaの設備冷却水を用いた。

熱交換器の寸法はx方向200mm、幅80mm、高さ65mmである。上下に見えるのは冷却水のマニホールドで、その間を13本の幅3mm、高さ13mm(4段)の水流路で連結している。伝熱面を増すために水冷却管の間に0.1mm厚の波状(ピッチ1.3mm)銅板を圧入し、さらにその波板には1mm毎に切れ目を入れて空気流との乱流熱伝達の促進を図っている。その結果、総熱伝達面積は $10^4\text{mm}^2$ 、水力直径は2.5mmとなり、冷却空気の圧損を大きくすることなしに十分な冷却性能を得ている。

小型風洞を用いて熱交換器での圧力損失と、流量測定用薄刃オリフィスの流量係数を実測した。実試験を模擬するために、排気出口を空気エジェクターにより減圧し、オリフィス下流の圧力を3kPa程度に抑えた。測定項目を図3の右側に示す。抽気装置周りの圧力測定点は、熱交換器入口の圧力(p1)、オリフィス上流(p3)・下流(p4)の圧力である。この流量較正では熱交換器の出口に金網は設置しておらず、熱交換器出口圧力はオリフィス上流圧で代表した。熱電対で抽気空気温度を熱交換器入り口(T1)と、オリフィス入り口(T2)で測定した。

エンジン試験では、空気流量200g/sの時、p1/p3/p4の実測値は36/32/3kPaで流量測定オリフィスは閉塞しており、このときのオリフィスの流出係数と熱交換器の

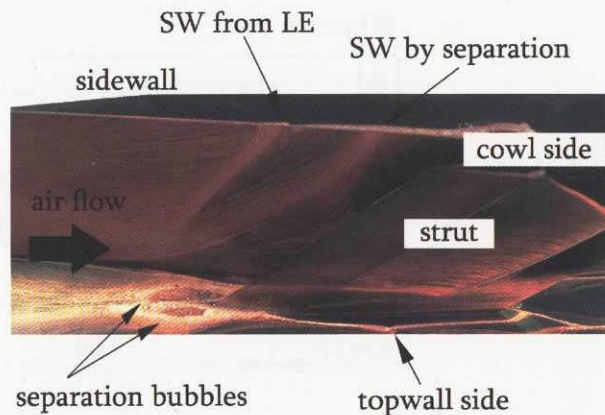


Fig. 7 Boundary layer separation observed on an engine with 5/5H-strut (1/5-subscale test)

圧力損失はそれぞれ0.93と4kPaとなった。多孔板の流量係数については、p1とp3の差圧と風洞総温から計算した。また予備試験において、熱交換器における冷却水流路抵抗を測定し、 $3.39 \times 10^{-3} \text{kg/s/Pa}^{1/2}$ の値を得た。これによって実試験中の冷却水流量を測定した。代表的な冷却水流量は0.7kg/秒であった。

### 3.3 M6用水冷多孔板

M6条件のこれまでの試験では、ストラットなしのエンジンは保炎できず、エンジン高さの1/5 (50mm)の短ストラット(以下1/5Hストラットと呼ぶ)を装着することにより保炎に成功した。そしてより大きな5/5Hストラットを採用することで、燃焼性能が改善された。ストラットを付けた場合、インレット流が最も剥離しやすいのはストラットくさびの先端基部である。図7に小型風洞で行った、

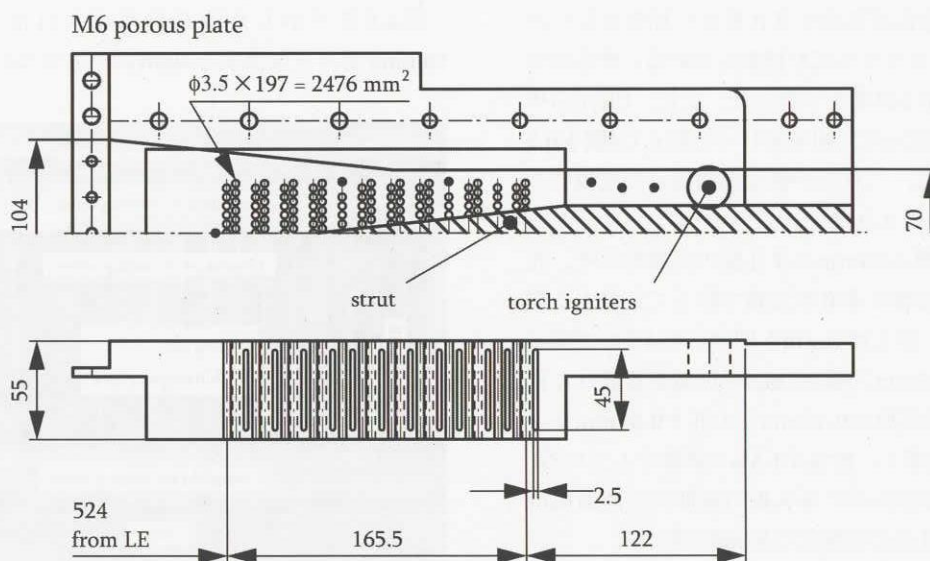


Fig. 8 Water-cooled porous plate for the M6 engine with the 30<sup>t</sup>-strut



M4条件におけるオイルフロー実験で得られた流線を示す。気流は図の左から右に流れ、写真中央にストラットが設置されている。側板中央部には、側板くさび前縁が作る衝撃波(図中でSWと記載)の入射(図4の $x=408\text{mm}$ 位置に相当)が流線の変化として写っている。そしてそのくさび前縁の直上流に対称の剥離渦が見える。その剥離渦により、本来は $x=554\text{mm}$ 位置に現れるストラット前縁衝撃波が、上流に移動している様子、また天板近くにはその上流にカウル側への流れができて見える。このように、インレット出口の高圧に起因する剥離の抑制には、ストラット前縁付近からの抽気が必要である。他方燃焼に伴う高圧域のインレットへの廻りを抑制するには、ステップ上流での剥離の抑制が必要である。

そこでM6用抽気板を、図4の下半分のように配置した。すなわち側板くさび前縁からの衝撃波は $x=376\text{mm}$ で反射し、そのM4.3流れ中でストラット前縁から衝撃波が作られる。従ってストラット前縁付近における圧力上昇率は大きく、剥離しやすい。そこで抽気開始点はストラット前縁( $x=475\text{mm}$ )になるべく近づけ、 $522\text{mm}$ とした。また抽気下流端は $x=696\text{mm}$ とした。これにより抽気板の総面積が $12200\text{mm}^2$ となる。この値はストラットなし時の面積で、M6エンジンでは天板にストラットを装着するため、抽気可能な面積はM4時に比べて半減した。

抽気孔を $1500\text{K}$ の抽気された空気が流れると、銅製の抽気板を加熱する。特に空隙率を大きくすると天板の熱容量が減少し、天板の過熱が懸念される。例えば抽気板の質量 $7\text{kg}$ から、その温度上昇を $100\text{K}$ とすれば、その熱容量は $250\text{kJ}$ 程度となる。他方 $100\text{g/s}$ の抽気空気の $500\text{K}$ 温度降下は、抽気板で $52\text{kJ/s}$ の吸熱に相当する。従って、抽気板のバルク温度は、抽気開始後5秒で $100\text{K}$ 上昇する。またその下流に配置する瞬間湯沸かし器の熱交換器は、M4用熱交換器に比べて冷却能力が劣るため、抽気多孔板内にも水冷を施して冷却器の機能も持たせることとした。

すなわち抽気天板の左右に冷却水マニホールドを設け、その間を11本の冷却通路で結んだ。抽気用には $4.0\text{mm}$ 径の孔を196個開けた。孔列の替わりに、スリットにより流路断面積を増すことも検討した。しかし冷却性能を高めるためには流路濡れ面積を大きくし、水力直径を小さくする必要があるのであるため、多孔板とした。

図8にM6用水冷多孔板の構造を示す。抽気部ユニット高さは $55\text{mm}$ で、抽気した高温空気はこの冷却長 $55\text{mm}$ 間で温度降下する。流路幅 $2.5\text{mm}$ 、高さ $45\text{mm}$ の冷却水通路を11本配置するために抽気断面積が制約され、結果として空隙率は $22\%$ 、総抽気孔断面積は $2460\text{mm}^2$ と、M4多孔板における断面積から半減した。結果として、M4時におけるインレット出口圧が、M6時には $20\text{kPa}$ と

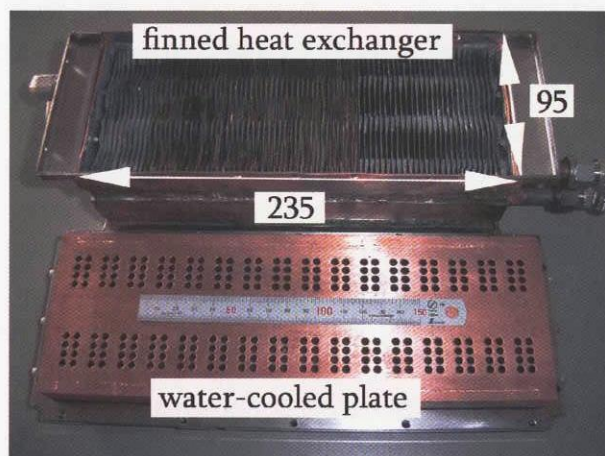


Fig. 9 The water-cooled porous plate and the heat-exchanger for the M6 engine

半減することを考慮すると、M6試験時の抽気流量は、エンジン内空気流量の $1\%$ ( $50\text{g/s}$ )以下と少なくなる。また抽気孔の $L/D$ はM4時の $5.7$ から $14.3$ ( $3.5$ の時)に増大し、実効 $C_d$ 値の低下を考えると、抽気流量はM4に比べてかなり減少することが予想された。

図9の下側に銅で製作した水冷多孔板、上側に瞬間湯沸かし器を利用したM6用熱交換器(次節参照)の写真を示す。

### 3.4 M6用熱交換器

M6用抽気装置を設計する段階では、最大抽気流量 $200\text{g/s}$ ( $4\%$ )抽気为目标とした、その時の冷却計算によれば、抽気板排気(冷却器上流)温度は $950\text{K}$ と高い。そのため、M4で採用した車用ラジエータは、はんだにより冷却管を接合しているため使用できない。オイル冷却器、家庭用瞬間湯沸かし器は、銀ろうを用いており、その融点は $1000\text{K}$ 以上である。そこでM6用熱交換器として、重量、冷却能力および大きさ等から瞬間湯沸かし器を採用した。

瞬間湯沸かし器の冷却器(図9の上側)は、幅が $235\text{mm}$ で奥行き $95\text{mm}$ である。伝熱面は、 $3\text{mm}$ 間隔の約70枚の厚さ $0.3\text{mm}$ のフィンからなっており、その平均水力直径は $6.1\text{mm}$ となる。この値は、M4用冷却器に比べて2倍以上大きく、伝熱面積が不足である。そして1段では流路長が $28\text{mm}$ と小さいので、直列2段にして冷却長を $55\text{mm}$ と大きくした。その結果、冷却器における抽気空気温度低下 $300\text{K}$ 、多孔板の冷却を加え、全温度低下を $850\text{K}$ 、抽気装置からの排気温度 $650\text{K}$ 、为目标とした。なお冷却器を2段から3段にしても、水力直径が大きいため温度降下分は $300\text{K}$ から $400\text{K}$ となるだけで、排気温度は $100\text{K}$ しか低下しない。

しかしエンジン不始動時に $2500\text{K}$ 以上の燃焼ガスが抽気装置に流入した場合、エンジン天板下の計装品を過熱



する可能性がある。そこで第1段熱交換器の下側と第2段熱交換器の上側にある伝熱フィン間に、0.5mm厚さの銅板（アコーディオン状に折り曲げて濡れ面積を増した）を多数挿入して伝熱面積を増した（図9参照）。それにより冷却器における温度低下分は300Kから400Kに増加、排気温度を550Kまで低下できると予測した。計装配線のビニール被覆は600K気流に30秒間晒されても、被覆が若干軟らかくなるだけである。RJTFにおけるM6エンジン試験は最長20秒であり、抽気時間は10秒程度と短い。また排気圧力は6kPaと低いため、排気流の熱容量も小さい。従って抽気装置からフェアリング内への排気温度として600Kまで冷却できれば、十分と考えて抽気冷却装置を設計した。

図10にM6用抽気装置の組み立て図を示す。上から55mm厚の水冷多孔板、その下に幅95mm、長さ235mm、高さが80mmの2段からなる熱交換器、その下流には内径82mm・長さ150mmの円筒部を経て流路径40mmの抽気流量測定用オリフィス、そして窒素駆動のバタフライ型の抽気弁からなっている。抽気効果と不始動検出には抽気板上面にエンジン壁圧を、熱交換器の上下流で静圧と総温を測定した、またオリフィスのチョーク条件を確認するための圧力センサを設置した。抽気装置への冷却水は、多孔板と熱交換器の2系に分け、冷却水タンクの水頭分で供給した。M6抽気装置の納入が遅れたため流路抵抗が測定できず、M6試験時の冷却水流量は測定できなかった。

表2のE列とF列に、エンジン試験で実測された抽気流量(30g/s)時の水冷多孔板と2段熱交換器の冷却性能をまとめた。実測値の抽気流量30g/s時の多孔板の各4mm直径流路当たりの抽気量は0.125g/sで、その上流圧力21kPaで代表温度が900Kの時には、流速150m/sの流れとなる。この時のレイノルズ数は890で、ヌッセルト数は8.0である。水力直径4mmの通路での冷却特性長さは80mmで、これと多孔板厚さ(55mm)から、空気温度は初期値の0.50倍まで低下する(流路壁温度は350Kを仮定)。この温度低下分は398Kと計算できた。この結果、多孔板から排出される空気温度は702Kとなる。

この702Kに低下した空気が2段熱交換器に流入する。レイノルズ数は300、ヌッセルト数は5.0となる。熱交換器の水力直径は68.7mmと大きいために、2段にしても冷却通路による熱交換距離55mmにおける温度低下分は194Kと小さい。結果として、熱交換器からの排気温度は508Kとなった。

抽気部の空気温度は、抽気される前にエンジン天板の境界層で冷却されている。従って抽気量が少ないほど、境界層の低温の低層部を専ら抽気するため、抽気温度は

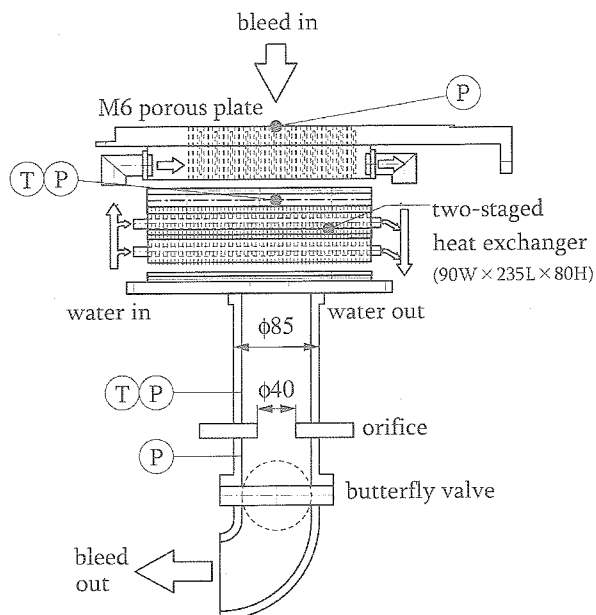


Fig. 10 Installation of bleed device for the M6 engine

低下する。さらに、試験時間が短いM6エンジン試験では、冷却装置が定常に達する前に試験が終わる。結果として定常を仮定して得られる冷却性能より高い性能が得られ、抽気装置からの排気温度は下がる。これらの影響は試験結果と合わせて考察する。

#### 4. M4エンジン試験

##### 4.1 M4における抽気装置内の圧力と温度変化

エンジン試験では、抽気装置の予備試験時に対して、多孔板（エンジン天板）と金網が加わっている。したがって較正時の測定項目に加えて、エンジン天板上の静圧( $p_1$ )と熱交換器の出口圧( $p_2$ , 金網の上流圧となる)を計測した。また高温気流(全温で870K)を抽気するために、熱交換器入口の温度( $T_1$ )も計測し、熱交換器下流の温度( $T_2$ )との差から熱交換器の性能を調べた。

図11に代表的な圧力( $p_1$ ,  $p_3$ ,  $p_4$ )と温度( $T_1$ ,  $T_2$ )の測定例を示す、図ではRJTFの起動時を $t=0$ 秒とし、時間 $t=47$ 秒から53秒の間に抽気装置が作動して高温空気を抽気している。抽気装置の作動前の内部圧力( $p_3$ ,  $p_4$ )はエンジン天板上の圧力( $p_1$ )と一致している。この時高温空気が流れ込むために、熱交換器入口の温度( $T_1$ )は上昇している。抽気を開始すると熱交換器出口の温度( $T_2$ )も上昇し、両者の差は抽気装置の作動停止直前には160Kになる。作動時の測定圧力はほぼ一定で、 $p_1=42$ kPa,  $p_3=24$ kPa,  $p_4=13$ kPaとなっている。天板の気流圧力( $p_1$ )は抽気によって数kPa程度低下している。オリフィスの前後で流れは閉塞していないので、差圧とオリフィスの流量係数0.93(予備試験における実測値)から抽気流量0.20kg/s

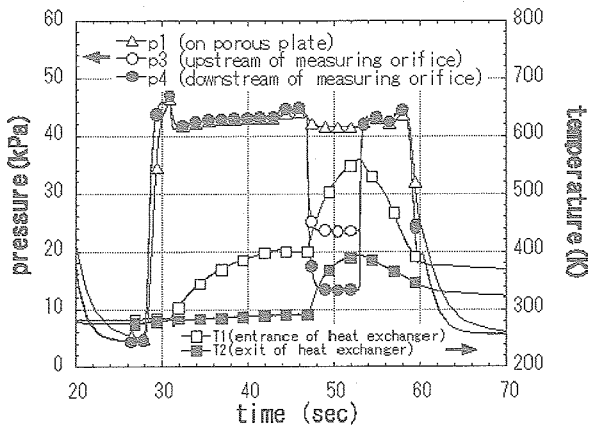


Fig. 11 Variations of pressure and temperature in the M4 bleed system

を得た。

熱交換器を通しての冷却水の圧力損失は43kPaで、流量は0.7kg/s、その温度上昇13Kから吸収された熱量は38kWとなる。これに対して抽気気流が失った熱量は流量0.2kg/sで温度差160Kなので32kWで、両者は一致している。

金網を介しての圧力損失は、 $p_2$ と $p_3$ の測定から3kPaとなり、上記の熱交換器での圧力損失と合わせて、多孔板の下流圧は31kPaとなった。多孔板入口の圧力( $p_1$ )と多孔板を介しての圧力損失、およびオリフィスで測定された流量から多孔板の流量係数Cdは0.51と求まった。

今回測定されたCd値は、Harloffら<sup>13)</sup>の式から得られる値よりかなり大きい。その元となったWillisらの実験<sup>16)</sup>では、抽気位置での境界層厚さは抽気孔直径の半分程度と薄い。これに対して本実験で抽気した境界層は設備ノズルから発達し、エンジン入口で排除厚さが約12mmと測定されている。この排除厚さは抽気孔直径の3倍となっている。この厚い境界層はエンジン空気取入口での圧縮過程で更に厚くなる。従って、流量係数値が高い理由は、この厚い境界層を吸い込んだためであろう。なお、インレットにおける境界層吸い込み時には、多孔板に沿って流れる空気流を横向きに抽気する。淀み状態における抽気孔の流量係数に比べて、この横向き流れに対する流量係数は60%に低下する。淀み状態での単孔および多孔板の流量係数の変化については、付録を参照されたい。

抽気冷却器は、抽気なしでの不始動限界を調べる実験の時に少量(100cc/分)の水漏れを起こした。この試験では冷却水は流したが、抽気弁を開にしていない。試験後点検すると、0.1mm厚のハニカム状伝熱部に異物が衝突したような変形が見られ、その付近から水が漏れていた。しかし多孔板の3.5mm孔からの異物は考えられない。用いた半田の融点を実測したところ600Kで、冷却器内の空

気温度に耐えると考えたが、不始動時に2500Kの燃焼ガスが間欠的に流入したための損傷かも知れない。なお後述するが、図13のM4エンジン不始動時で観測した冷却器上流空気温度の最高値は630Kであった。

#### 4.2 M4における壁圧と推力性能におよぼす抽気の効果

図12にM4ストラットなしエンジンにおける、燃焼時の天板壁圧分布と燃料流量の関係をもとめた。図の横軸は天板前縁からの距離を、また縦軸は風洞ノズル総圧( $P_0 = 860\text{kPa}$ )で無次元化した天板の圧力係数である。図の上には流路断面積を、縦の破線でインレット出口(分離部入り口)、ステップ、燃焼平行部出口、内部ノズル入り口と出口を示す。

燃料噴射前の壁圧分布(実線)を見る。天板圧はインレットで徐々に上昇し、600mmの分離部入り口(インレット出口)で $0.05P_0$ に達する。壁圧は、その下流の拡大部でノズルに向かって、低下して行く。図の1400mm位置での高圧は、カウル前縁からの衝撃波が、天板に入射するために生じたものである。

抽気なしの場合、61g/s燃料を噴射した時(○)にはインレットの圧力分布に変化は見られず、燃料噴射孔から下流の圧力が燃焼により $0.13P_0$ まで上昇している。しかし90g/sの水素を供給する(△)と、燃焼による高圧部が分離部を遡り、インレット内部(400mm位置)まで高圧部が張り出している。この状態になると、燃焼ガスがカウルから溢れ、エンジンは不始動となる。燃焼による高圧部がインレットの圧縮面に侵入すれば、抗力を発生し、燃料の増加と共に推力は低下する。

抽気した場合の壁圧分布を●印で示す。抽気することにより、抽気板位置に相当する  $x = 600\text{mm}$ 位置の圧力が低下している。抽気なしでは、90g/sで不始動になったのに対し、128g/sの水素を供給しても不始動に移行せず、燃焼器での最高圧は $0.175P_0$ に達している。そして図には示していないが、146g/sの水素を投入すると、抽気しても抽気板を越えて高圧域が前進した。このようにエンジ

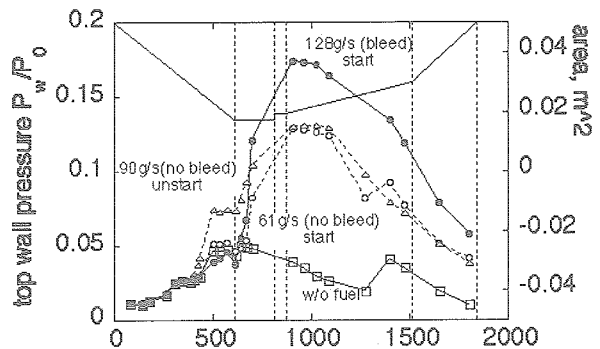


Fig. 12 Effects of bleed on the wall pressure (M4)

ン内空気量の3%の空気を抽気することにより、始動域は燃料流量で、61g/sから128g/s(当量比で0.66)の2倍に拡大した。

図13に抽気多孔板上の壁圧の時間変化を示す。試験は38秒から45秒まで行っている。前半が多段燃焼試験、後半が境界層抽気試験である。風洞は29秒時点で立ち上がる。この時点では抽気弁は閉となっているため、抽気板周りの天板圧力は一様に40kPaまで上昇している。38秒時点で燃焼器の第1段噴射孔列から49g/sの水素が噴射され、抽気板より下流の壁圧(■印: x=700mmで、ステップより110mm上流)が60kPaまで昇圧した。しかしその他の抽気板上の壁圧には変化は見られない。

この区間ではステップ下流550mmの第2段噴射孔列からも最大60g/sの水素を階段状に噴射した。第1段と第2段噴射孔から合計水素量は109g/sで、この燃料流量は従来エンジン不始動となる流量である。しかし図でわかるように抽気板上の圧力は変化しておらず、エンジンは始動している。これは、燃焼による高圧域が下流に移動したため、多段燃焼がエンジン不始動を抑制する効果があることを示している。

47秒時点で抽気弁を開とした。その結果最も上流(●: x=501mmで、抽気多孔板上流端の9mm上流)位置の壁圧が30kPaまで低下した。これは、境界層抽気の影響が境界層(天板前縁での99%厚さ35mm)を経由して上流に遡ったためである。この天板壁圧における圧力低下は膨張波となり、カウル側に伝播し、カウル前縁圧を低下させる。しかし天板側の、その下流の多孔板壁圧(▲および▼)は変化していない。

49秒から第1噴射孔列より108g/s, 128g/s, 146g/sの水素を噴射した。108g/sの水素燃焼により多孔板直下流の壁圧(■)は85kPaに昇圧するが、多孔板上壁圧(▲および▼)は変化していない。128g/sを噴射すると多孔板下流端(▼: x=670)の圧力は60kPaまで上がるが、その上流への燃焼の影響の遡りは抑制されている。最後の146g/sの時には燃焼による高圧域は多孔板を越えて上流に遡り、x=501mm位置(●)では60kPa、抽気装置内部も56kPaまで圧力上昇した。これがエンジン不始動であり、この時推力は2300Nから1790Nに急減した。このように、エンジン内空気流量の3%の抽気が、燃焼による圧力上昇の上流への遡りを抑制していること、始動域を拡大していることが分かった。

図14には抽気の有無によるエンジン推力特性の変化を示す。横軸には燃料当量比を、縦軸には燃焼による推力増分を示した。○印は抽気なしのこれまでの性能、抽気を用いた今回の結果を●印で示す。M4エンジンは当量比0.2付近で燃焼状態が弱燃焼状態から強燃焼状態に変化

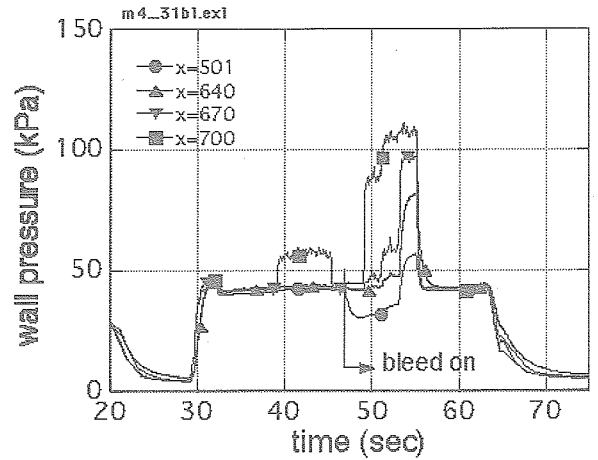


Fig. 13 Wall pressure around the porous plate (M4)

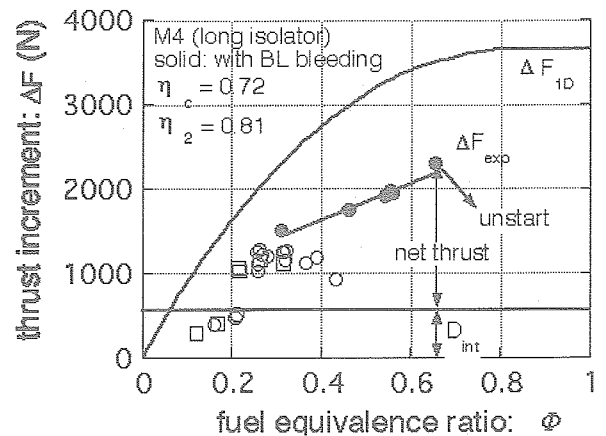


Fig. 14 Doubled thrust by 3% bleed (M4)

する。そのため、推力は当量比0.2を境に500Nから1000Nに大きく変化する。抽気なしの場合にはその後推力は緩やかに上昇し、最高値1200Nを示した後、徐々に低下する。これは燃焼による高圧域が徐々にインレットの圧縮面に浸入したためである(図12の△印)。

抽気をした●印では当量比で0.3を越えても推力低下は見られず、燃料に比例して推力は増加している。そして当量比0.66で最大推力2300Nを示した。このように抽気により推力増分を、従来の2倍に増大することに成功した。

図の上の曲線は、1次元解析で、完全混合とマッハ1燃焼を仮定した時の最大理論性能(推力増分)である。計算には空気捕獲率0.72、燃焼器入り口での総圧保存率0.81を仮定した。実験値と理論値を比較することにより、推力値から見たバルクの燃焼効率が計算できる。例えば当量比0.66での推力は、燃焼効率66%となった<sup>18)</sup>。

また図の下の水平線は、小型風洞で測定したエンジンの内部抗力<sup>19)</sup>で、上の総圧保存率0.81はこの内部抗力値から算出した。内部抗力から測った推力が正味推力であ



る。当量比0.66での正味推力は1800Nとなり、これまでの最高値 730Nを2.5倍に改善できた。正味推力を増すには、燃焼推力増分を増し、内部抗力を減らすことが必要である。大きな保炎器（ここではストラットやランプ）を採用すれば、燃焼性能は改善するが、内部抗力が増加する。両者のトレードオフの例については、M6エンジンで述べる。

図15に、抽気に2段噴射を併用した場合の推力特性をまとめた。抽気のみでは当量比0.66が始動限界であったのに対し、2段燃焼を加えると始動限界は当量比1近くまで拡大し、推力も最大2550Nまで増加した。これは第2段燃料による昇圧域がエンジンの推力面に沿って上流に遡り、推力を発生したこと、そしてその昇圧による剥離が抽気により抑制されたことを示している。

単段噴射の図14と2段噴射の図15を比較すると、下流から噴射した時でも、推力は総合当量比に比例して直線的に増加している。これは、当初懸念された第2噴射燃料の燃焼効率低下は、M4条件では無視できることを示している。エンジン内には大規模な剥離渦はなく、下流の第2噴射水素が上流に逆流した可能性はない。観測された高い燃焼効率は、第2噴射燃料による燃焼で、その上流が昇圧、第1噴射水素の燃焼効率を改善したためと考えている。

抽気はインレットで圧縮した高圧空気を逃がすことでエンジン抗力を増加させる。解析によれば抽気抗力は60N程度と見積もられた。試験中に抽気弁を開閉して調べた抗力の増分は100N程度であった。予測に比べて実測値が大きいのは、エンジン内部の計装への損傷を避けるために、抽気の排出口を上流に向けたため(図3)と考えている。

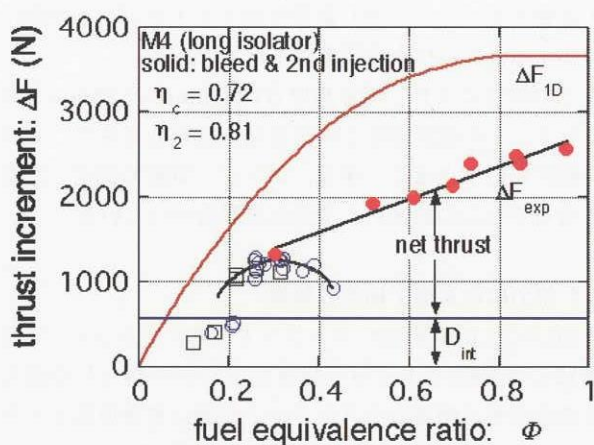


Fig. 15 Improved thrust by bleed and two-staged injection of H2 (M4)

## 5. M6エンジン試験

### 5.1 M6における抽気装置内の圧力と温度変化

M6エンジン試験では、1/5Hストラットと5/5Hストラット付きの2種類の形態について行った。図16に、抽気装置を、不始動も含む厳しい条件で使用した時(水素流量130g/s)の実験例を示す。図の上側には抽気装置内の圧力を下側には空気温度変化を示す。通常第1段噴射孔から130g/sの水素を噴射しても、境界層抽気によりエンジン不始動は抑制できる。しかし、この試験では、エンジン後部にガス採取用レークを取付けたため、43秒時点から不始動が7.5秒続いた。

図16の上半分には圧力の経時変化を示す。この実験では実験開始後36秒からエンジン試験に入った。37.8秒で抽気を開始し、それに伴い多孔板下流、オリフィス上流圧が20kPaから12kPaに低下している。オリフィス下流圧は低压室圧と一致している。この時はまだエンジンに水素は供給されていない。これらの圧力および下の空気温度から、始動時の空気流量は29g/sと計算された。

42秒で水素流量130g/sを投入した。これによりエンジンは約1秒後に不始動に移行し始めた、まず低压室圧が42.3秒より上昇始めた。しかし抽気天板の壁圧や抽気装置内圧は変化しておらず、エンジンはまだ推力を発生している。44秒で、抽気板壁圧が22kPaから40kPaに上昇し、それに伴い抽気装置内圧は30kPaに、オリフィス下流圧は低压室圧と一致して、13kPaに上がった。この時、インレットを監視しているモニタでは、火炎が抽気天板を逆流し、インレット前縁まで遡っているのが観察された。

図16の下半分と同時に測定された、多孔板排気温度(熱交換器上流温度)、熱交換器下流温度、および冷却水出口温度履歴を示す。熱交換器上流温度は、気流総温1450Kの気流が流れ出す、34秒時点から温度上昇し、不始動直前の44秒では540Kとなっている。エンジン始動期間が16秒と長いM6S-79試験では、熱交換器上流温度は600K、下流温度は400Kでほぼ飽和し、これらが定常時の冷却性能となる。なお、始動条件では冷却水の温度上昇は20K以下であった。

43.8秒でエンジンが不始動に陥ると、抽気装置は高温の燃焼ガスを吸入することになる。それに伴い、抽気装置内部温度は急上昇する。熱交換器上流温度は820Kに達し、ほぼ定常状態を示している。また下流温度は500Kを越え、さらに上昇傾向を示す。冷却水出口温度は350Kとなった。しかし、抽気装置からの排気温度は600Kより、はるかに低く、設計時の目標「650K以下」を満足した。不始動時でもオリフィス間の圧力比は2と閉塞条件を満足しており、それから求めた抽気流量は65g/sであった。



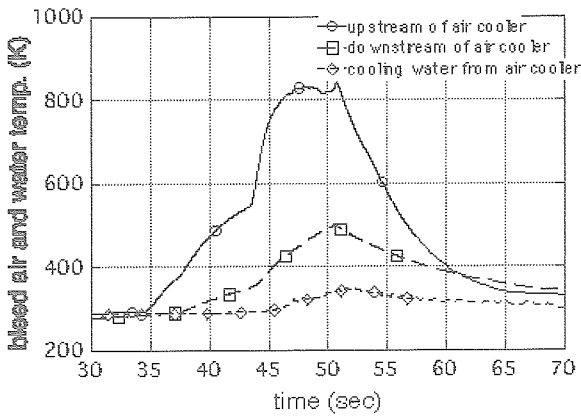
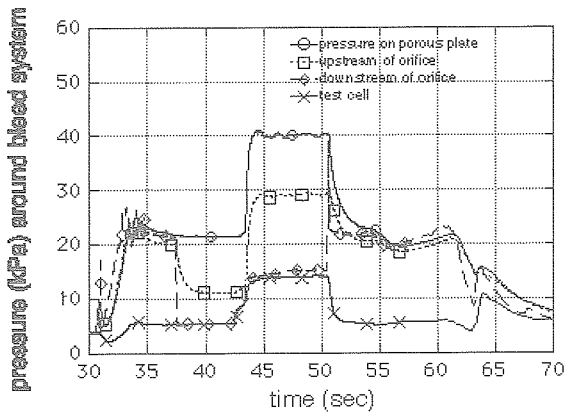


Figure 16 Performance of air-cooler in the M6 engine

すなわち、一旦不始動になれば、抽気流量を30g/sから65g/sに倍増しても剥離抑制は困難である。

5.2 境界層抽気と抽気温度

図17にM6エンジン（空気総温1500K）について、抽気流入温度と抽気量との関係をまとめた。表1に示すように、設備ノズルの境界層99%厚さは47mm、排除厚さは19.7mmである。エンジン内の空気流量は空気捕獲率より5.8kg/sで、その内境界層を流れる流量は460g/sとなる。この境界層内流量に対する抽気量の割合を図17の横軸に示す。その抽気量に相当する壁からの境界層厚さ(99%厚さで無次元化)を左軸に、また壁からその分離流線間の抽気される空気平均温度（総温）を右軸にプロットした。

抽気多孔板に流入する空気は既にエンジン天板で冷却されている。そのため抽気量が少ない程、抽気範囲は天板で冷却された境界層の低層となり、抽気空気温度は低下する。図の右端は境界層全量を吸い込んだ場合に相当するが、その時の抽気平均温度は1390Kである。実測された30g/sの抽気は、全境界層内流量の7%（エンジン吸い込み流量に対して0.52%）に相当する、図17より境界層内流量の7%の抽気は、境界層の壁近く20%を吸い込む

ことに相当し、その平均温度は1100Kにまで低下する。表2で、多孔板入り口温度を1100Kとしたのは、この理由による。

今、抽気流量30g/sを用いて抽気板での熱交換量を計算すると、16kJ/sとなる。これから抽気板が100Kの温度上昇する時間は10秒程度となり、これが抽気板の冷却性能が定常に達するのに必要な時間となる。

すなわちM6エンジン試験で抽気装置が予想以上の冷却性能を示した理由は以下にまとめられる。

- 1) 抽気流量が小さく、抽気空気温度が1100Kまで低下していたこと、
- 2) 流量が少ない程抽気装置内の流速が低下し、そこでの滞在時間が長くなる分、冷却性能が上がったこと、
- 3) 抽気量が少なく、かつ抽気時間が数秒と短かったために、性能が高い非定常域での冷却となったこと、

である。

結果的には、エンジン始動時用の抽気多孔板の水冷は不必要であった。しかし数秒を超えるエンジン不始動に対処するためには水冷装置は不可欠である。

この抽気により、境界層厚さは47mmから35mmと薄くなる。この境界層厚さの変化は、膨張波を生じ、カウル壁圧を低下させる。事実、エンジン試験で測定した壁圧分布でもこの抽気による変化が観察されている。

5.3 推力におよぼす抽気の効果

図18には1/5Hの短いストラット付きエンジンの、また図19には5/5Hストラット付きエンジンで得られた推力性能を示す。両者ともストラット位置は標準位置より下流に100mm後退させた（ストラット前縁がインレット前縁から574mm）エンジンである。横軸は燃料当量比を示し、1/5Hストラット付きではその空気捕獲率(0.88)より理論混合水素量は169g/s、5/5Hストラット付きでは捕獲率0.8から145g/sである。縦軸には燃焼による推力増分を

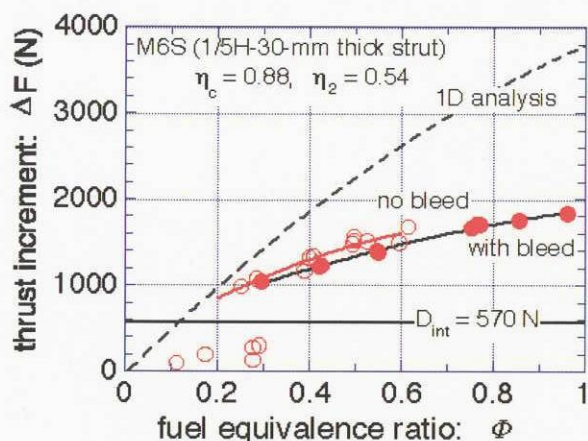


Fig. 18 Improved thrust observed in the 1/5H-strut engine by BL bleed (M6)

示す。なお、M6条件において、2段噴射水素による推力性能改善はほとんど見られなかった。これはM6条件ではエンジン内空気流速がM4に比べて大きく、第2噴射孔からの燃料のエンジン内滞在時間が短くなるためである。今後第2噴射孔を上流に移し、滞在時間と不始動抑制効果を最適化すれば、推力性能を改善できるであろう。この詳細については小寺らの報告<sup>7)</sup>を参照されたい。

図18の○印は抽気なしのこれまでの性能を、抽気を用いた今回の結果を●印で示す。これまでの1/5Hストラット付きエンジンでは、当量比で0.4近くまでの弱燃焼と当量比で0.3から0.6の強燃焼、それらの間のヒステリシス現象が見られる。エンジンは0.6以上で不始動となり、インレットから上流に向け、燃焼ガスを吹き出し、推力は0となった。このように、今回の実験の抽気なしの場合、エンジン試験結果はこれまでの性能を再現した。このことから、抽気弁を閉にした状態でインレット奥に抽気空気の入出力がある場合でも、抽気装置内流入の影響は小さいことがわかった。

当量比が0.4を越えた大流量域では、抽気状態で強燃焼が保持され、当量比で最高の0.96(163/169)までエンジンは始動した。このように、1/5Hストラット付きエンジンでは従来の始動限界当量比0.6を、エンジン空気流量の0.6%の抽気によりほぼ倍の1に拡大できた。これにより、推力は1520N(当量比0.53)から1830N(当量比0.96)となった。今、このエンジンの内部抗力は570Nであるので正味推力は1260N、これまでの最高性能950N(当量比0.53)に比べると、33%の改善となる。

図19に5/5Hストラット付きエンジンの結果をまとめた。■印は抽気なしのデータである。燃料に比例して推力は増加し、当量比0.3以上になると弱燃焼から強燃焼に移行する。最高性能は、当量比0.56 (81g/s) における1799Nの推力であったが、途中同じ水素流量において不

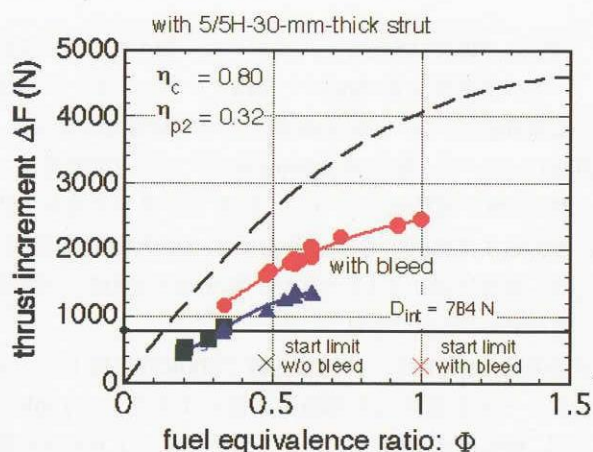


Fig. 19 Improved thrust in the 5/5H-strut engine by BL bleed (M6)

始動に切り替わった。従来の試験でも、当量比0.3付近で強燃焼に移行した。しかし、当量比0.48(70g/s)で最大推力1619Nを出した直後に不始動となった。したがって5/5Hストラット付きエンジン、抽気なしの場合、当量比0.5付近がエンジン始動限界である。

▲印と●印の推力データは、29g/s (エンジン空気流量の0.6%) の抽気を行った場合である。▲印は弱燃焼のグループを示す。抽気をした場合、弱燃焼域は当量比で0.7付近まで広がっている。同様な抽気による燃焼への影響は、1/5Hストラット試験においても観測されている。●印は抽気ありの条件で強燃焼に入った場合である。当量比0.3で推力1100Nを得た。最高性能は、当量比0.97における最大推力2460Nであるが、その流量途中にエンジン不始動となった。このように、エンジン空気流量の0.6%抽気で、5/5Hストラット付きエンジンでは、始動限界を当量比0.5から当量比1.0の2倍に拡大できた。また、推力も抽気なしの1619N (従来のデータ値) の50%増加となった。5/5Hストラット付きエンジンの内部抗力784N、正味推力で比較すると835Nが1676N、2倍に増加している。

このように、エンジン空気流量の0.6%の極少量の境界層抽気でも、M6エンジンの始動特性を大幅に改善できることがわかった。なおM6試験中に抽気弁を開閉して調べた抽気抗力は10N以下で、推力計測誤差内であった。

## 6. 結論

空気総温が870KのM4飛行条件、および1500KのM6飛行条件で作動する境界層抽気装置を製作し、エンジン試験を行った。その結果、以下の結果を得た。

- 1) 剥離抑制に必要な抽気量を、動圧欠損域の流量から解析的に導いた。それを用いて抽気基準量をM4では

70g/s, M6では80g/sと見積もった. M4エンジンにおいては実測抽気量200g/sで, M6エンジンにおいては抽気量30g/sについて抽気装置とその冷却器を設計した.

- 2) M4において, 抽気流量200g/s(エンジン空気流量比で3%)の境界層抽気により, これまでの限界当量比0.28を0.66まで拡張することができた. 2段燃焼を併用すれば, 限界当量比を1まで広げ, 発生推力を2倍, 正味推力を3倍に増加できた.
- 3) 空気総温870Kは, 抽気多孔板で200K温度低下し, ラジエータを流用した抽気冷却器によりさらに170K低下, 排気温度400Kを得た. このデータにより冷却性能予測が可能となった. 抽気多孔板の超音速境界層に対する流量係数は0.5であった.
- 4) M6飛行条件において, エンジン空気流量の0.6%に相当する30g/sの抽気により, エンジン始動域は当量比0.5から1に拡大し, 発生推力を倍増できた, これにより内部抗力を差し引いた正味推力を, 抽気なしの場合と比較して, 1.7倍にできた.
- 5) M6用に, 水冷式抽気多孔板と瞬間湯沸かし器の熱交換器を用いた抽気装置を製作した. これにより, 30g/s抽気の排気温度を500Kに低下できた.

付録1 圧縮性を考慮した抽気割合

1.1 速度分布を1/n乗則で近似する場合の式の導出

エンジン内流量 $m_{E/G}$ 、および抽気流量 $m_b$ は、それぞれ以下の式で表せる。

$$m_{E/G} = \eta_{cap} \int_0^s \rho U dy \cdot \eta_{cap} (H - \delta) \rho_\infty U_\infty W \quad (1)$$

$$m_b = \int_0^s \rho U dy \cdot W \quad (2)$$

ここで、 $\eta_{cap}$ は捕獲率、 $\delta$ は境界層厚さ(99%厚さ)、 $H$ はエンジン高さ(=250mm)、 $\rho$ は密度、 $U$ は速度、 $y$ は壁面からの高さ(壁面から $y=y^*$ までの領域を抽気する)、 $W$ はエンジン幅(=200mm)を示す。このとき、

$$\rho = \frac{P_s}{RT_s} = \rho_\infty \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2} \right) \quad (3)$$

$$U = M \sqrt{\gamma RT_s} = M \sqrt{\gamma RT_{s,\infty}} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (4)$$

よって、

$$\rho U = \rho_\infty U_\infty \frac{M}{M_\infty} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (5)$$

ここで、 $P_s$ は気流静圧、 $T_s$ は気流静温、 $R$ は気体定数、 $\gamma$ は比熱比、 $M$ はマッハ数、添字の $\infty$ はコア流における値を示す。速度分布は1/n乗則で近似した。

$$\frac{U}{U_\infty} = \frac{M}{M_\infty} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} = \left( \frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{n}} \equiv \eta^{\frac{1}{n}} \quad (6)$$

以上より、

$$\int \rho U dy = \int \rho U \cdot \delta d\eta = \int \rho U \cdot \delta \frac{d\eta}{dM} dM \quad (7)$$

と変形して積分変数を $M$ とする。式(6)により、

$$\frac{d\eta}{dM} = \frac{n}{M \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)} \left( \frac{M}{M_\infty} \right)^n \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right)^{\frac{n}{2}} \quad (8)$$

を得るので、流量は、

$$m = \delta \rho_\infty U_\infty W \frac{n \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{n-1}{2}}}{M_\infty^{n+1}} \cdot A(M, n) \quad (9)$$

$$A(M, n) = \int \frac{M^n}{\left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{n+1}{2}}} dM \quad (10)$$

と表せる。ここで、

$$s \equiv M^2 \quad (11)$$

とおくことにより、

$$m = \delta \rho_\infty U_\infty W \cdot B(M_\infty, n) \cdot C(s, n) \quad (12)$$

$$B(M_\infty, n) = \frac{n \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{n-1}{2}}}{2 M_\infty^{n+1}} \quad (13)$$

$$C(s, n) = \int \frac{s^{\frac{n-1}{2}}}{\left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} s \right)^{\frac{n+1}{2}}} ds \quad (14)$$

と書ける。式(14)の積分を $m_{E/G}$ では $0 \rightarrow s^* = M_\infty^2$ の範囲で、 $m_b$ では $0 \rightarrow s^* = M^{*2}$ の範囲でそれぞれ実行することにより、最終的に

$$m_b = \delta \rho_\infty U_\infty W \cdot D(M_\infty, n) \{ E(G^*, n) + F(n) \} \quad (15)$$

$$m_{E/G} = \eta_{cap} \rho_\infty U_\infty W \times [ \delta \cdot D(M_\infty, n) \{ E(G_\infty, n) + F(n) \} + (H - \delta) ] \quad (16)$$

$$D(M_\infty, n) = \frac{n}{2} \left( \frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{n+1}{2}} \frac{\left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{n+1}{2}}}{M_\infty^{n+1}} \quad (17)$$



$$E(G, n) = -\ln G - \sum_{\gamma=1}^{\frac{n-1}{2}} \left\{ \frac{1}{\gamma} \binom{n-1}{2} (-G)^\gamma \right\} \quad (18)$$

$$F(n) = \sum_{\gamma=1}^{\frac{n-1}{2}} \left\{ \frac{1}{\gamma} \binom{n-1}{2} (-1)^\gamma \right\} \quad (19)$$

$$G^* \equiv \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^{*2} \right)^{-1}, G_\infty \equiv \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \right)^{-1} \quad (20)$$

を得られ,

$$\frac{m_b}{m_{E/G}} = \frac{1}{\eta_{cap}} \times \frac{E(G^*, n) + F(n)}{E(G_\infty, n) + F(n) + (H/\rho - 1)/D(M_\infty, n)} \quad (21)$$

と書けることから、抽気割合を  $\gamma$ ,  $\eta_{cap}$ ,  $H/\delta$ ,  $M_\infty$ ,  $M^*$ ,  $n$  の関数として表すことができた。なお、式(18)および式(19)に含まれる二項係数は、

$$\binom{m}{n} = {}_m C_n = \frac{m!}{n!(m-n)!} \quad (22)$$

と表せる。

### 1.2 速度分布を 1/7 乗則で近似する場合の必要抽気量

例として、速度分布を 1/7 乗則で近似する場合を考える。このとき、式(18)より

$$E(G, 7) = -\ln G + \frac{1}{3} G^3 - \frac{3}{2} G^2 + 3G \quad (23)$$

を得る。また、式(19)より

$$F(7) = -\frac{11}{6} \quad (24)$$

となるので、 $\gamma=1.4$  のときの抽気割合は

$$\frac{m_b}{m_{E/G}} = \frac{2G^{*3} - 9G^{*2} + 18G^* - 11 - 6 \cdot \ln G^*}{2G_\infty^3 - 9G_\infty^2 + 18G_\infty - 11 - 6 \cdot \ln G_\infty + K} \quad (25)$$

$$K = 2.743 \times 10^{-3} \cdot G_\infty^3 M_\infty^8 \left( \frac{H}{\delta} - 1 \right) \quad (26)$$

と表せる。ここで、抽気領域を与える  $M^*$  は

$$M^* = \sqrt{1.4 \left( \bar{P}^* - 1 \right)} \quad (27)$$

とした。 $\bar{P}^*$  は剥離限界圧力比である。剥離限界圧力比と分離部入口 (抽気直前) における気流マッハ数  $M_\infty$  の関係は、経験的に

$$\bar{P}^* = 1 + 0.25 \cdot M_\infty^2 \quad (28)$$

と書けることから、式(28)を式(27)に代入して

$$M^* = 0.598 \cdot M_\infty \quad (29)$$

を得る。 $M_\infty$  等、計算に必要なパラメータは全て与えられるので、式(25)による抽気割合とエンジン内流量から必要抽気量を得る。

RJTFにおけるマッハ4、マッハ6、マッハ8の各飛行条件にあてはめた計算結果( $n=7$ )を表3にまとめた。また、 $n$ を振った場合の結果を図20に示した。 $n$ が大きいほど必要抽気量は低下する。マッハ数が大きいほど  $n$  は大きくなるので、マッハ数が大きいほど抽気量は少なくて済むことがわかる。ただし、RJTFのマッハ4条件とマッハ6条件については表3に示すように分離部入口のマッハ数がほぼ同じであるため、 $n$ もほぼ同じ値となるはずである。したがって、図20から求まるマッハ4条件とマッハ6条件の必要抽気量には大差がない。

Table 3 Required bleed mass flow rate at  $n=7$

	Mach 4	Mach 6	Mach 8
$\eta_{cap}$	0.7	0.8	0.74
H, mm	250	250	250
$\delta$ , mm	35	58	88
$M_\infty$	2.49	2.54	3.33
$M^*$	1.49	1.52	1.99
$m_b/m_{E/G}$	0.0102	0.0157	0.0392
$m_{E/G}$ , g/s	6700	5000	1290
$m_b$ , g/s	69	78	51

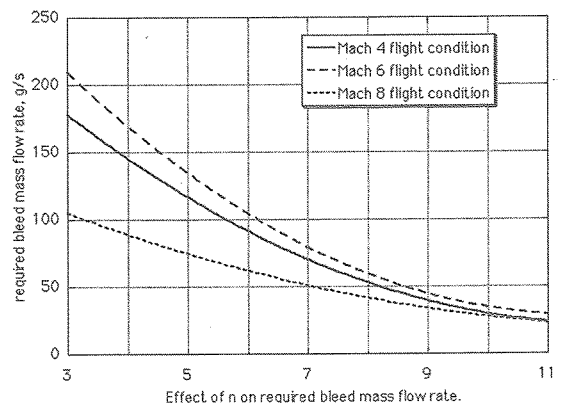


Fig. 20

**付録2 多孔板やスリットの流量係数**

抽気装置を設計する際、抽気多孔板の孔群の流量係数(Cd)、そして超音速流がそれらを横切るように流れる場合のCdを見積もる必要がある。そこで単孔と多孔板、およびスリットのCdを実測し、エンジン試験でのCdと比較した。なおエンジン試験時のCdの算出における上流圧は、エンジン壁圧を、空気温度は風洞総温を用いた。

実験では、直径2.0 mm, 3.5 mm, 4.0 mmの単孔、あるいはそれらを37個配置した多孔板(厚さ20mm)を、流量校正器に直列に繋ぎ、それらのCdを測定した。レイノルズ数の測定基準範囲は $10^6$ である。その結果、4.5mm径単孔ではCd=0.86, 3.5mm単孔は0.89であった。それらを並べた多孔板のCdは、4.5mm孔(L/d=4.4)が0.87, 4.0mm孔(5.7)が0.86 2.0mm孔(10)が0.84であった。

従って多孔化することによるCdの変化は無視できることがわかった。またs/L=10のスリット(流路断面積は3.5mm多孔板と等価)のCdは0.81であった。いずれの場合もレイノルズ数を $10^5$ から $10^6$ まで1桁振ってCdを測定したが、有意な変化は見られなかった。

淀み状態でのCd値0.86に比較して、エンジン試験でのCd=0.51は0.59倍に低下している。これは横向き流れを吸い込むための流量減少である。厚い境界層を吸い込むスクラムジェットにおける境界層抽気装置を設計する際には、実効Cd値として0.5を採用すべきである。また境界層吸い込みがなく、高速の薄い境界層を抽気する場合には、抽気孔周りに剥離が生じ、Cd値がさらに低下する可能性があるので注意が必要である。

**付録3 抽気装置の設計の経緯**

M4条件での抽気装置を設計するに当たり、抽気流量、抽気位置および冷却設計に加え、装置の構造、大きさおよび取り付けスペースなど確認する必要がある。M4およびM6条件で使用するE1エンジンは無冷却で構造が比較的簡単であるが、燃料供給配管、静圧測定用チューブ、フェアリングおよび計測用ケーブル等がエンジン周りを取り巻いており、抽気装置の配置を検討しなければならない。

E1エンジンはいろいろな形態の試験ができるように分割式になっており、そのためのフランジ等が多くある。そのため抽気装置を配置するためのスペースに多くの制約があった。またエンジン両側にはフェアリングを取付けるために、横幅の制限も加わる。結果として、抽気装置はエンジン燃焼器の下部の横250mm、奥行き240mm、高さ470mmのスペースに収納し、抽気多孔板は、インレット後部からステップ下流の長さ415mm部分を利用して取り付けることとした。

問題となったのは、その限られたスペースの中に抽気冷却器が収納できるか、水冷配管を引き回せるかであった。そのため最初は小型のヒートシンク型熱交換器を計画したが、熱容量と熱交換性能が不足した。そこで既製品の車用ラジエータを加工することとした。ラジエータは空調用のもので、プレス成型で接合部がはんだ付けである。この冷却器を板金加工の箱に収めて気密を保てるようにした。冷却水量を増すために、ラジエータ用の外径10mm冷却水チューブを設備冷却水のチューブサイズの1インチに合わせ、銅チューブをはんだ付けした。抽気板と抽気装置との最終的な気密性は、エンジンに取り付けた後、セラミック系の接着剤で気密した。

図21にそのように製作した抽気装置のエンジンへの取り付け状態を示す。図の左端はRJTFの設備ノズルで、エンジンインレットの後退角に合わせ $40^\circ$ 傾いている。インレット側板はM6試験のため、くさび部前縁はニッケル製となっている。上部の板が抽気板であり、下側が天板である。写真ではM4用抽気冷却器が取り付けられ、その両脇に冷却水配管が見える。その下には流量測定用オリフィスを内蔵する抽気ダクト、そして抽気制御用のON/OFF弁が見える。抽気装置の周りには多くの壁圧測定用配管群があり、下流側にはトーチイグナイタや燃料配管がある。

M4では抽気多孔板は無冷却であったが、M6条件ではその過熱が問題となった。そこで抽気板を水冷構造にし、それを天板にはめ込む構造となっている。この水冷多孔板は機械加工と電子ビームによる接続とし変形を極力避けるようにした。水冷多孔板は銅で55mmの厚さがあること、そして抽気孔と冷却通路が交差しているため加工は困難で、加工に入ってから抽気孔径を小さくしたり個数を減らす等の調整が必要となった。

水冷多孔板を通過した抽気ガスは900K以上と高温であるため、その下流に冷却器を付ける必要がある。M6

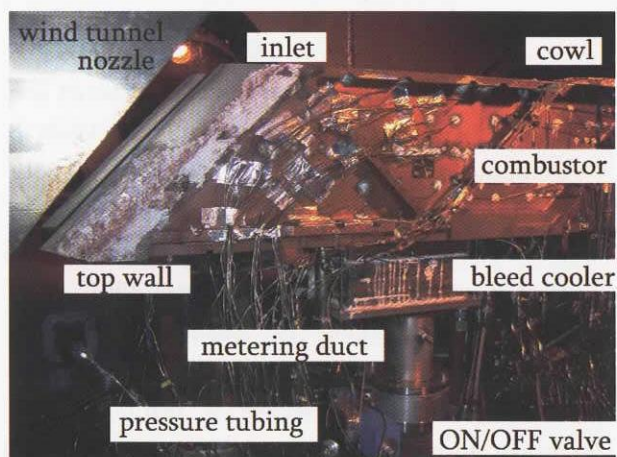


Fig. 21 water-cooled porous plate heat exchanger and torch ignitor (M6)



条件におけるエンジン不始動時の加熱条件から、安全を期すために熱交換器を車用ラジエータから家庭用湯沸かし器に変更した。湯沸かし器の構造は、そのエンジン抽気の冷却装置と同じ（ラジエータとは逆）で、2000K以上の燃焼ガスが冷却水管周りを流れる構造となっている。そこで最も小さな家庭用湯沸かし器（大きさは幅95mm、長さ235mm）を用いて冷却器を設計した。その熱交換部は、銅の冷却チューブ3本に厚さ0.3mmのフィンが70枚付いた構造となっており、熱交換を促進するために、最終的には2段にした。その冷却性能については、本文を参照されたい。

図22にM6分離部天板の上に熱交換器を組み上げた状態を示す。図の左側がインレット、右側が燃焼器側である。図の中央で垂直に立ち上がっているのは、水冷多孔板用の冷却水配管である。湯沸かし器を利用した冷却器への水冷配管が写真左端に見える。中央に開いている穴は、抽気流量測定用オリフィスへのダクト用である。その中に、冷却用熱交換器フィンが見える。図の右に立ち上がっている2本の配管は、トーチ点火器用水素/酸素配管で、その間に点火プラグが見える。

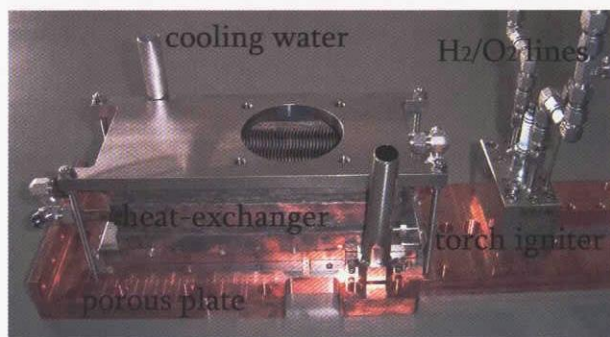


Fig. 22 Water-cooled porous plate heat exchanger and torch ignitor (M6)

#### 文 献

- Hiraiwa, T. et al., Experiments of a Scramjet Engine with Ramp-Compression Inlet at Mach 8 Condition, AIAA 2002-4129, presented in 38th Joint Prop. Conf., July, 2002, Indianapolis.
- Lachmann, G., V. (Ed.), Boundary Layer and Flow Control, vols 1 & 2, Pergoman Press, 1961
- Mohoney, J.J., Inlets for Supersonic Missiles, AIAA, 1990.
- Goldsmith E. L., & Seddon, J. (Ed.), Practical Intake Aerodynamic Design, Blackwell Scientific Publications, 1993.
- Shimura, T. et al., M8 Simulation Tests on the Unstart Limit of a Scramjet Engine, ISTS 02-A-17, ISTS(2002)
- Kobayashi, K., Tomioka, S., Hiraiwa, T., Kato, K., Kanda, T. and Mitani, T., "Suppression of Compressor-Inlet Interaction in a Scramjet Engine under M4 Flight Condition," AIAA 2003-4737, (2003).
- Kodera, M., Tomioka, S., Kanda, T. and Mitani, T., Mach 6 Test of a Scramjet Engine with Boundary-Layer Bleeding and Two-Stage Fuel Injection, AIAA 2003-7049, the 12th Spaceplane Conference, Norfolk, 2003.
- Holden, M. S., "Shock Wave-Turbulent Boundary Layer Interaction in Hypersonic Flow, AIAA paper 72-0074, 10th Aerospace Meeting, San Diego, January, 1972.
- Korkegi, R.H., "A lower bound for three-dimensional turbulent separation in supersonic flow," AIAA J., vol. 23, No. 3, 1985, pp475-176.
- Albertson, C.W. and Ash, R.L., Compressible Equilibrium Turbulent Boundary Layers at Non-adiabatic Wall Condition, AIAA J., vol. 29, No. 10, pp1573-1580, 1991.
- Schlichting, H., Boundary Layer Theory, (6th Ed.), p364, 1968.
- Fukuda, M. K., Hingst, W. R. and Eshotko, E., Bleed Effects on Shock/Boundary-Layer Interactions in Supersonic Mixed Compression Inlets, J. Aircraft, vol. 14, No. 2, pp151-156, 1977.
- Syberg, J. and Koncsek, J. L., Bleed System Design Technology for Supersonic Inlets, J. Aircraft, vol. 10, No. 7, pp407-413, 1973.
- Harloff and, G. J. and Smith, G. E., "On Supersonic-Inlet Boundary-Layer Bleed Flow," AIAA paper 95-0038, 1995.
- Chyu, W. J., "Effects of Bleed-Hole Geometry and Plenum Pressure on Three-dimensional Shock-wave / Boundary Layer / Bleed Interactions," AIAA paper 93-3259, 1993.
- Yanta, W. J., Collier, A.S., Spring III, W. C., Boyd, C. F., and McArthur, J. C., Experimental Measurements of the Flow in a Scramjet Inlet at Mach 4, J. Propulsion and Power, vol. 6, No. 6, pp784-790, 1990.

17. Willis, B. P., Davis, D. O. and Hingst, W. R., "Flow Coefficient Behavior for Boundary Layer Bleed Holes and Slots," AIAA paper 95-0031, 1995.
18. 三谷ら, RJTF 試験におけるスクラムジェット性能達成度, 航宇学会論文集, vol. 52, No. 600, pp1-9, 2004, or Mitani, T., Tomioka, S., Kanda, T., Chinzei, N. and Kouchi, T., Scramjet Performance Achieved in Engine Tests from M4 to M8 Flight Conditions, AIAA 2003-7009, the 12th Space Plane Conf., Norfolk, 2003.
19. Mitani, T., Izumikawa, M., Watanabe, S., Tarukawa, Y., Force Measurements of Fixed Geometry Scramjet Engines from Mach 4 to 8 Flight Condition, AIAA2002-5351, 2002.





宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-023

---

---

発行日 2004年3月25日  
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1  
TEL 0422-40-3000 (代表)  
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・  
東京都港区浜松町2-4-1

---

---

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

