スクラムジェットエンジンの3分力測定

1) マッハ4から8飛行条件におけるエンジン抗力^{*1}

Three-Component Force Measurements for Scramjet Engines

1) Engine Drag from Mach 4 to Mach 8 Flight Conditions

樽 川 雄 一^{*2}・三 谷 徹^{*3}・平 岩 徹 夫^{*3}・升 谷 五 郎^{*4}

Yuichi TARUKAWA, Tohru MITANI, Tetsuo HIRAIWA and Goro MASUYA

Key Words: Scramjet Engine, Internal Drag, External Drag, Pressure Drag, Friction Drag

Abstract: Aerodynamic performance of scramjet engines was measured by using 0.44-m-long models in a M6.7 wind tunnel. Drags and wall pressure distributions were measured to evaluate the total pressure and friction drag in the engine internal flow. The internal drag of the models with various struts was discussed. The internal and the external drags, the pressure and the friction drags were estimated. Consistency between the force balance measurements and the pressure measurements was examined. The internal drag obtained from the force balance agreed with that based on the wall pressure measurements.

1. は じ め に

航空宇宙技術研究所・角田推進研究所では、ラムジェットエンジン試験設備(RJTF)を用いたスクラムジェットエンジン試験が実施されている。このスクラムジェットエンジンでは、着火・保炎性能を改善するために、エンジン内部にストラットを取り付けている。しかしこれによりエンジン内部抗力が増大する。正味推力は(燃焼により発生する推力増分)-(燃料を供給する前のエンジン内部抗力)で定義されるため、摩擦を含めたエンジン抗力を正確に見積ることが必要となる。

これまでのスクラムジェットの抗力に関しては、Vollandによるエンジン入口と出口間の運動量収支による抗力の見積り¹⁾やMitaniらによる風洞実験と数値実験の比較²⁾などがある。しかし、これらの方法には、摩擦抗力の見積りに等エントロピー仮定が含まれており、圧縮比の高いスクラムジェット内部流れに適用するには不適當である。エンジン内部の摩擦抗力を正確に見積るためには、エンジン内の総圧分布が必要で、そのためには総圧回復率を見積らなければならない。

この報告では、エンジン全体の総圧回復率からエンジン内部の総圧分布を求め、摩擦抗力とエンジン内部抗力を見積る方法について提案する。マッハ数とレイノルズ数をRJTFに合わせることで、燃焼が起こっていない気流状態の3

分力(抗力,揚力,ピッチングモーメント)の測定は,RJTFの1/5縮尺の小型風洞³⁾でも可能となる。ここでは、小型風洞と1/5縮尺エンジン模型、ならびに各種ストラットを用いて、M4,6,8各飛行条件で壁圧分布と抗力を同時測定した。そしてそれぞれの測定値を用いて、エンジン全体の総圧回復率とエンジン内部抗力を見積った。これら2つの独立な見積り法で内部流を比較することで、相互の精度の検証を行った。また第2報では、同じ手法により揚力とピッチングモーメントの見積りと、外部流に対する補正法および境界層吸い込みの影響についてまとめた⁴⁾。主な記号は文末に示す。

2. 実験装置および方法

2.1 1/5縮尺壁圧・抗力模型 第1図に実験に用いたE2エンジン⁵⁾の1/5縮尺模型を示す。このエンジン模型は、2枚の側板と下方のカウル、上方の天板からなる矩形の側板圧縮型エンジンである。エンジン内部流路はインレット入口とノズル出口が同寸法になっており、模型全長は $L = 440 \text{ mm}$ 、流路高さは $H = 50 \text{ mm}$ 、幅は $W = 40 \text{ mm}$ である。模型全長を代表長さとした Re 数は、M8で 1.5×10^7 、M6で 1.3×10^7 で、M4では 2.8×10^7 である。

インレット側板には45度の後退角がついており、前縁部の半頂角6度のくさびにより空気を圧縮する。インレットと燃焼器の間には、燃焼時に燃焼による圧力上昇の上流への遡りを抑制するために分離部を設けた。燃焼器入口には高さ0.8mmの後ろ向きステップがある。燃焼器からの気流は、拡大角1.9度の拡大部と6.9度のノズルで膨張し推力を発生する。エンジン内壁には、約130点の圧力測定孔を設け、3連の機械式スキャナで壁圧を測定した。また、壁

*1 © 2003 日本航空宇宙学会

平成14年3月12日,2001年度日本航空宇宙学会北部支部講演会にて発表。平成14年8月19日原稿受理

*2 (株)ケーヒン

*3 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所

*4 東北大学大学院工学研究科

第1図 RJTF 補完用に、マッハ数とレイノルズ数を合わせた 1/5 縮尺エンジン模型 (E2 エンジン)

第2図 インレットスロート部に設置するストラット

圧測定用圧力導管は、全て模型側壁に内蔵した。それにより、壁圧と抗力の同時測定が可能となった。

第2図には実験に用いた各種のストラットを示す。ストラットは、その肩口がエンジンの分離部入口と一致するように取り付けた。ストラットの種類には大きく分けて、(a)のインレット部のみに後退角のついたストラットと、(b)の全体に後退角のついたストラットがある。(a)のストラットにはさらに、短と長の2種類のストラットがある。短ストラットのうち6mm厚ストラットは、RJTFではM6試験に使用された30mm厚ストラットに相当する。しかしM8では保炎性能が不十分なため、9.2mm厚ストラットに相当する46mm厚とより厚いストラットが用いられた。9.2mm厚短ストラットは9.2mm厚長ストラットの下流側を切り落とした形態になっており、RJTFの燃焼試験で相当するストラットを用いて、抗力および燃焼性能を比較した⁵⁾。また(b)のストラットは、エンジン全体に後退角のついたE1

エンジン用に製作したものである。

ここでは、これらのストラットを第1図のエンジン模型に装着し、インレットの収縮比(エンジン入口断面積/スロート断面積) ε を変化させた。そして、ストラット厚さ、およびストラット形状の違いによる内部抗力の変化を調べた。

2.2 実験方法 実験は最も不始動に陥りやすいM8飛行条件から始め、M8試験で確立した実験手法で、M6、M4条件の実験を行った。風洞流体に常温空気を用いると空気の液化が起きるため、M6、M8実験では、蓄熱体により総温を600K以上に加熱した高温空気を用いた。流れ方向(x 方向)の模型天板前縁位置は、ノズルの熱膨張によりノズルとエンジン模型が接触するのを防ぐため、ノズル端面から5mmの位置とした。

またM8実験では、ノズル境界層をエンジンが吸い込むと内部流が不始動になったため、トラバースにより模型の取り付け位置を10mm気流側に移動させて($y = 10\text{mm}$)、抗力を測定した。この時エンジンに入る境界層の厚さは、境界層の一部を取り除いたため、排除厚さで1.6mm、運動量厚さは0.086mmとなっている。M6実験では、内部流不始動を避けるため、 $y = 5\text{mm}$ の位置で抗力を測定した。この時エンジンに入る境界層の排除厚さは4.2mm、運動量厚さは0.3mmである。M4実験では、 $y = 0\text{mm}$ の位置でも内部流は始動した。

本実験では、まず天板のみの形態での抗力を測定し、その値をエンジン形態での抗力から差し引いて、エンジン抗力とした。エンジン抗力の測定には、FMS (Force Measuring System)を用いた。実験で得られた模型抗力は、エンジン入口動圧 q_1 とエンジン入口断面積 $A_1 (= H \times W)$ を用いて無次元化し、抗力係数 $Cd (= D/q_1/A_1)$ で整理した。また壁圧 P_w については、圧力係数 $Cp (= P_w/q_1)$ で整理した。

3. 実験結果と考察

3.1 抗力測定による方法

3.1.1 エンジン内部抗力 ここでは2つの方法で、エンジン内部抗力とエンジン全体の総圧回復率を見積った。第一の抗力測定による方法は、FMSで測定した抗力を用いてエンジン入口と出口間の総圧回復率 η_{p51} を求める方法である。この方法では、まずFMSで測定したエンジン抗力が

第 1 表 模型形態とそれぞれの抗力係数, 総圧回復率, および総圧低下特性距離 (M8 条件)

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
Condition			Method 1				Method 2				
Model	Strut	ε	C_{FMS}	C_{tot}	$C_{int I}$	$\eta_{p5 I}$	$\eta_{p5 II}$	$X_p^*(mm)$	C_{dp}	C_{df}	$C_{int II}$
A	w/o	2.86	0.253	0.167	0.075	0.342	0.500	599	0.001	0.058	0.060
B	6.0×151	5.00	0.318	0.232	0.133	0.162	0.164	229	0.017	0.116	0.132
C	7.2×156	5.88	0.339	0.253	0.156	0.117	0.107	186	0.036	0.126	0.162
D	9.2×166	8.33	0.454	0.368	0.273	0.035	0.037	126	0.112	0.155	0.268
E	9.2×246	8.33	0.408	0.322	0.227	0.062	0.052	140	0.072	0.172	0.244
F	6.0×77	5.00	0.389	0.232	0.133	0.141	0.107	227	0.028	0.097	0.124
G	9.2×77	8.33	0.318	0.303	0.208	0.059	0.048	137	0.128	0.100	0.228

第 3 図 M8 飛行条件における抗力係数と収縮比の関係

ら天板のみの形態での抗力を差し引いて, 天板からの増分を調べる. そのエンジン全抗力から外部抗力を差し引いて内部抗力を求める. このようにして得られたエンジン内部抗力を用いて, $\eta_{p5 I}$ を求める.

第 1 表に M8 実験時の抗力についてまとめた. A 列が模型名, B 列が使用したストラット, C 列がそれぞれの形態における収縮比 ε を示している. FMS で測定した抗力 C_{FMS} を第 1 表の D 列に示す. E 列は D 列の測定値から天板のみでの抗力 $C_0 (= 0.086)$ を差し引いた抗力係数で, エンジン内外部で発生する全抗力 C_{tot} である. これから外部抗力 $C_{ext} (= 0.096)$ を差し引いた残りがエンジン内部抗力 $C_{int I}$ で, その値を第 1 表の F 列に示した. また, これらの結果を第 3 図に整理した.

第 3 図の横軸には ε , 縦軸には C_{FMS} をとった. エラーバーは標準偏差 σ を用いて, $\pm \sigma$ で表した. 図中の $\circ$ は短ストラット, $\square$ は長ストラット, $\triangle$ は後退角付きストラット装着時の C_{FMS} である. $C_0 (= 0.086 \pm 0.0067)$ の水平線は, 天板のみでの抗力を示している. そして, C_0 から C_{FMS} までの矢印が, $C_{tot} (= C_{FMS} - C_0)$ となっている.

また, 図中の C_0 を示す水平線と破線間は $C_{ext} (= 0.096 \pm 0.0064)$ である. その値は, 側板およびカウルの外側くさび面とエンジン後端のベース面に働く圧力抗力, ならびに, 外壁の摩擦抗力からなる. そのうち側板外側くさび面とベース面の圧力抗力は, それぞれ抗力係数で 0.045, -0.015 となった. カウルくさび面での圧力抗力は, 偏角を持つスピル流が, カウル前縁の 10 度のくさびに沿うために生じる波の計算から求めた. この値は模型形態により異なるが, $0.033 \sim$

第 4 図 内部抗力におよぼすストラットとマッハ数の影響

0.040 と全体抗力に対して小さかった. そこで図中では平均値 0.037 で示し, 内部抗力の見積りは, 模型形態ごとに行った. 外壁の摩擦抗力は 0.029 と見積った. つまり外部抗力のうち 69% が圧力抗力, 残りの 31% が摩擦抗力である. このようにして外部抗力が求まれば, FMS 測定値から内部抗力を分離できる. 図中では破線から C_{FMS} までの矢印が, $C_{int I} (= C_{tot} - C_{ext})$ である.

以上より, 全抗力に占める内部抗力は, 収縮比の増加に伴い, 模型 A での 45% から模型 D では 74% に増加した. 同じ ε の場合, 6 mm 厚ストラット付きではストラットに後退角がある場合とない場合で, 内部抗力は同程度になった. しかし 9.2 mm 厚ストラット付きでは, 短ストラットから長ストラットに変えると, 内部抗力は 17%, 後退角付きストラットに変えると, 24% 低下した. このように, 後退角による抗力の低下は収縮比が大きくなるほど顕著に現れた.

第 4 図に内部抗力と M 数の関係を示す. 図よりストラットなし ($\circ$), 6 mm 厚ストラット付き ($\square$), 9.2 mm 厚短ストラット付き ($\triangle$) の 3 形態とも, M 数が大きくなるに従い内部抗力が低下している. これは M 数の増加に伴い, 側板前縁とストラット前縁で生じる衝撃波の角度が小さくなり, インレット内での衝撃波の反射回数が減るためである. 結果としてインレット抗力は低 M 数ほど増大する. 収縮比の大きな模型ほどこの傾向が強い.

ストラットなしの場合, M4 でも側板前縁で生じた衝撃波の反射回数が少なく, M 数が変化しても, 内部抗力はあまり変化しない. 6 mm 厚ストラットを付けると, M8 から

M6では抗力係数は2倍に、M4では3倍に増加した。このM4での急激な内部抗力増加は、ストラット両脇の最狭部で流れが摩擦閉塞を起こしたためである。従って9.2mm厚ストラットに比べて抗力が小さい6mm厚ストラットは、M6以上の高M数域で有用である。

3.1.2 インレット流れ解析 入口と出口の面積が等しい供試エンジンの場合、内部流が等エントロピ流れで、かつスピルがなければ、内部抗力は発生しない。即ちエンジン内部抗力は、内部流の非可逆的な損失つまり衝撃波、スピルおよび摩擦によるものである。

Mitaniらは、エンジン内部形状を与えた時の内部抗力係数とエンジン前後の総圧回復率を、空気捕獲率、インレットの付加抗力、総温保存率、およびエンジンの吸い込む境界層厚さの関数として定式化した⁶⁾。それを用いると、空気捕獲率、付加抗力、総温保存率、境界層厚さを独立なパラメータとして、それぞれがダクト抗力 $C_{duct} = (C_{int} - C_{add})$ におよぼす影響度を定量化できる。そこで、M8条件の模型Eで、測定値に対する感度解析を行った。その結果、境界層厚さおよび付加抗力の影響は無視できること、また、空気捕獲率および総温保存率の影響が強いことが分かった。特に総温保存率は、総圧回復率の見積りに強く影響するため、加熱空気を用いる風洞実験では、総温の測定が重要である。例えば、M8条件における模型Eの η_{T0} は0.92であった。

ここで抗力測定より得られたエンジン内部抗力 C_{intI} から、エンジン全体の総圧回復率 η_{p5} を見積る。そのためには、まず後退角を持つインレット内の衝撃波計算を行い、その空気捕獲率 η_c と付加抗力 C_{add} を見積る必要がある。

後退角付き側板圧縮型インレット内の流れを、無限に長い後退角付きくさび間の非粘性流れと考える。気流の速度ベクトルを後退角に対して垂直な成分と平行な成分に分解し、垂直な成分について衝撃波関係を適用すれば、インレット内部流れを計算できる⁴⁾。スピルはカウル水平面に相当する断面の、カウル前縁より上流の開放部(第1図を参照)を横切って流れる流量として、求めることができる。ここでは、このような後退角付きインレットの流れ解析を行い、衝撃波の位置とそこでの流れ角から、エンジン内部流れとスピル流とを分離する流線を求める。分離流線が求まれば、それからスピル面積が求まり、それと A_1 との比から η_c を計算できる。

最初にそのインレット流れ解析の精度を確認するために、M6飛行条件の9.2mm厚短ストラットについての解析結果と壁圧測定値の比較例を第5図に示す。と は、それぞれ側板上とストラット上における壁圧の実験値である。また、実線が側板上の解析値、破線がストラット上の解析値を示している。

流れ解析では側板前縁で生じた衝撃波とストラット前縁で生じた衝撃波が交差し、その交差した波の一方が $x/H = 1.6$ でストラットに入射する。その結果、入射後の圧力は $P_w/q_1 = 0.4$ まで昇圧する。この波はストラットで反射後、以前交差したもう一方の波と合体し、 $x/H = 2.15$ で側板に入射する。その結果、そこでの圧力は $P_w/q_1 = 1.0$ まで

第5図 M6飛行条件における非粘性計算と実験値の比較

上昇する。さらに、その波は側板で反射して $x/H = 2.45$ で再びストラットに入射し、圧力は $P_w/q_1 = 2.5$ まで上昇する。この後、ストラットからの反射波は分離部内に入る。粘性の効果により、実験値の方が上流で圧力が上昇するが、図に示す通り、側板、ストラットともに実験値と解析値はよく一致した。従って、このインレット計算の精度は十分高い。

インレット内部流れが決まると、分離流管に働く静圧とその受圧面積を積算することにより、スピル流が作る圧力による付加抗力を計算できる。また、スピル流と側板およびストラット面との間の摩擦による付加抗力は、各濡れ面での動圧と面積、および表面摩擦係数から求まる。そして、付加抗力の圧力分と摩擦分を足し合わせれば C_{add} が決まる。以上の方法により得られたM8飛行条件での C_{add} は、模型Aで0.004、模型D、EおよびGでも0.02と、全抗力中4~6%で内部抗力や外部抗力に比べて小さかった。このように側板圧縮型インレットでは、マッハ数が高くなるとスピルが減少するため、 C_{add} の全抗力に占める割合は小さくなる。

このように C_{add} と η_c が決まれば、エンジン入口と出口間の総圧回復率 η_{p5I} を求めることができる。M8飛行条件での各模型形態における η_{p5I} を第1表G列に示す。ストラットを装着すると総圧回復率は急激に低下する。これはストラットの装着により、衝撃波による総圧損失と摩擦による総圧損失が増大するためである。厚いストラットを装着した模型、つまり収縮比の高い模型ほど衝撃波による損失は大きくなる。またストラットの濡れ面積が大きい模型ほど、摩擦による損失も大きくなる。結果として、 η_{p5I} は模型Aでの34%から模型Dでは4%まで低下した。

3.2 壁圧測定による方法

3.2.1 圧力抗力 ここでは、壁圧測定値を用いて、内部抗力を見積る第二の方法について説明する。測定したM8飛行条件における側板上の壁圧を主流の動圧で無次元化し、等高線分布にして第6図に示した。図中の黒点は測定孔位置を、また印で最高圧、×印で最低圧位置を示し、それらの値を各図の下に記した。(a)が模型Dを、(b)が模型Eを、(c)が模型Gを示す。

第6図(a)模型Dでは、圧力測定孔第3列圧が上昇し、

第 6 図 ストラット形状が側壁圧分布におよぼす影響 (M8 飛行条件, $C_p = P_w/q_1$)

それを内挿して描いた等高線は、第 2 列と第 3 列間になだらかな分布となった。インレット部での衝撃波入射による圧力上昇は、天板とカウル側で小さく、高压域が島状になっている。天板側の低圧の原因は、そこで発達した厚い境界層と天板前縁からの膨張波にある。またカウル側で圧力が低下するのは、側板下側からスピルする流れに伴う膨張波が原因である。

スピル流とカウル前縁が作る衝撃波の影響により、燃焼器平行部圧力は最大になり、その値は $P_w/q_1 = 2.47$ となった。燃焼器以降、壁圧は流路の拡大に伴い、ノズルに向かって減少する。第 6 図 (a) の模型 D の 9.2 mm 厚短ストラット後端は、切り落としとなっているため、そこからの強い膨張波が燃焼器拡大部に入射している。

第 6 図 (b) の模型 E でも上流から 3 列目の壁圧測定孔で圧力が上昇している。これは側板前縁で生じた衝撃波とストラット前縁で生じた衝撃波の干渉により生じる強い衝撃波の影響である。分離部付近には、インレットと平行部とが作る肩部で発生した膨張波により、低圧部ができているのが分かる。

カウルから天板へ向かう衝撃波により、分離部で最大圧力 $P_w/q_1 = 2.49$ を示した。その衝撃波は燃焼器拡大部で天板に入射し、反射された波は再びカウル側へと向かう。模型 E に取り付けられている 9.2 mm 厚長ストラットの後端は流線形としているため、そこからの膨張波は弱い。その結果、燃焼器拡大部の側壁圧はなだらかに低下していく。

第 6 図 (c) の模型 G の場合も、インレット部分は収縮比が等しいため、模型 D や E と同じような圧力分布となる。しかし分離部に入るとすぐに、模型 D および E よりも圧力が低下する。これはストラットのステップで生じる膨張波の影響である。さらにその下流では、ストラットの後端から生じる強い膨張波により、圧力が一段と低下している様子が分かる。このように、ストラットからの膨張波により分離部での圧力が低下するため、模型 G での最大圧力は、

第 7 図 M4, 6, 8 各飛行条件における圧力抗力発生分布

インレット出口付近で $P_w/q_1 = 1.71$ となった。

第 6 図に示したような壁圧分布を 13×5 の各微小面積要素について圧力積分すれば、側板に働く内部圧力抗力を見積ることができる。天板、カウル、ストラットについても同様である。そのようにして得られた各部の圧力抗力の総和が、エンジン内部に働く圧力抗力であり、M8 での圧力積分値 Cd_p を第 1 表 J 列に示した。

次に第 1 表 J 列の Cd_p の値について、その内訳をまとめる。模型形態による圧力抗力の発生分布の違いについては、M8 飛行条件で調べた⁷⁾。第 7 図を用いて M 数による圧力抗力の発生分布の違いについて議論する。第 7 図に M4, 6, 8 の各飛行条件におけるストラットなしと 6 mm 厚ストラット付きの圧力抗力発生分布を示した。図では縦軸の正の値が抗力を、負の値が推力を表している。つまりインレット、ストラットでは抗力を発生し、ステップ、燃焼器拡大部、ノズルでは推力を発生する。抗力分と推力分の差し引きにより、エンジン内部の圧力抗力が決まる。

M6 や M8 において、インレットとストラットで生じる圧力抗力の和は、ステップ、燃焼器拡大部、ノズルで生じる各部の圧力推力の和よりも大きい。しかしその差はわずか

である．一方 M4 では，圧力推力分比べて，圧力抗力分がかなり大きい．そのため，エンジン内部流路に働く圧力抗力は，M6，M8 に比べて大きくなる．これは前述したように低 M 数ほど衝撃波角が大きくなり，インレット内での衝撃波の反射回数が多くなり，圧力が高くなるためである．この傾向は，ストラットを装着することでより顕著になる．

3.2.2 摩擦抗力 エンジン内部の摩擦抗力を見積るためには，内部流の総圧分布を知る必要がある． x を流れ方向， y を高さ方向， z をスパン方向とすると，エンジン内の総圧回復率は， $\eta_p(x, y, z)$ で与えられる．しかし以下では一次元的に取り扱うため， $y-z$ 平面で平均化して，流れ方向のみ関数と仮定する．

流れの熱損失が小さければ，総圧は流れ方向に単調減少するので，ここではその総圧分布を，総圧特性長さ x_p^* を用いて指数関数で近似した⁶⁾．この場合， x_p^* は第二の方法(壁圧測定)による総圧回復率 η_{p5II} とエンジン全長から計算することができる． x_p^* が決まれば，任意の x 位置での総圧回復率と総圧が決まる．エンジン内部での総圧が決まれば，総圧/静圧比から M 数が決まる．このようにして求めた，M4，6，8 飛行条件における，ストラットなし形態の側板中心線上の M 数分布を第8図に示す．

横軸は前縁からの距離 x をエンジン高さ H で無次元化して示した．図より衝撃波と摩擦により，インレット出口では M4 飛行条件()で M2.1，M6 飛行条件()では M3.8，M8 飛行条件()では M4.6 まで M 数が低下した．その下流の燃焼器拡大部およびノズルでは，流路の拡大に従い M 数が上昇し，エンジン出口では M4 飛行条件で M2.9，M6 飛行条件では M4.1，M8 飛行条件では M5.5 まで M 数が回復した．なお，M4 で 6 mm 厚のストラットを装着した場合のインレット出口での M 数は M1.5，M8 で 9.2 mm 厚のストラットを装着した場合では，M2.9 であった．

第8図のように M 数が決まれば，局所の総温から静温が求まる．局所の静温が求まれば，その値と局所 M 数からその場の流速，密度，粘性係数が求まる．それらから Re 数が求まり，次の式を用いて壁面摩擦係数 c_f を計算できる⁸⁾．

$$c_f = \frac{a \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right)^{-0.467}}{(\log Re x)^{2.58}} \quad (1)$$

a の値は，局所値 c_f にするためここでは 0.38 とした．これは本実験に用いた 1/5 縮尺風洞の境界層検定実験で測定した運動量厚さから見積った⁷⁾．

このようにして壁面摩擦係数分布が得られれば，この分布と動圧から壁面せん断応力が求まる．そして壁面せん断応力について面積積分を行えば，壁面に働く摩擦抗力を計算できる．この摩擦抗力に上述の圧力抗力を加えれば，壁圧測定のみからエンジン内部抗力を見積ることができる．この内部抗力と 1 次元解析から新しい総圧回復率 η_{p5II} が得られる．この η_{p5II} を用いて繰り返し計算をすれば，内部摩擦抗力について収束値 $C_{intII}(= C_{dp} + C_{df})$ が求ま

第8図 M4，6，8 飛行条件におけるストラットなしエンジンのマッハ数分布(測定位置は側板中央: $y = H/2$)

第9図 M4，6，8 各飛行条件における摩擦抗力発生分布

る．その結果，第二の方法による最終的な η_{p5II} が求まる．このようにして得られた η_{p5II} を第1表 H 列に示した．また，その時の x_p^* を第1表 I 列に， C_{df} を第1表 K 列に， $C_{intII}(= C_{dp} + C_{df})$ を第1表 L 列に，それぞれ示した．

これらの結果から，第9図に M4，6，8 飛行条件におけるストラットなしと 6 mm 厚ストラット付き形態の内部摩擦抗力の発生分布を示した．模型形態による摩擦抗力の発生分布の違いについては，文献7)を参照されたい．

第9図中では側板の摩擦抗力をインレット，スロート部(分離部 + 燃焼器平行部)，燃焼器拡大部，ノズルに分けて表示した．従って，これら各部での総和が側板に働く摩擦抗力である．その値は，ストラットを装着することにより，収縮比の増加とともに増加した．これは壁面摩擦係数のマッハ数依存性により，収縮比が大きい模型ほどスロート部での壁面摩擦係数が大きくなり，その結果摩擦抗力が大きくなるためである⁷⁾．M4 飛行条件における 6t ストラット付きでは，M6，M8 での 6 mm 厚ストラット付きよりも壁面摩擦係数が大きいにもかかわらず，摩擦抗力係数は小さくなった．これは M6，M8 に比べて動圧が大きいためである．

3.2.3 圧力抗力と摩擦抗力の内訳 第10図に M4，6，8 各飛行条件におけるストラットなしと 6 mm 厚ストラット付きエンジン形態での，内部流における第二の方法で求めた内部抗力 C_{intII} と，それに対する圧力抗力と摩擦抗力の寄与の内訳を整理した．図中では斜線部が摩擦抗力で，残りが圧力抗力である．

第 10 図 M4, 6, 8 各飛行条件における圧力抗力と摩擦抗力の内訳

第 11 図 M4, 6, 8 各飛行条件における圧力抗力と摩擦抗力の内訳

第 10 図より、M4 ストラットなしでは、内部抗力に占める摩擦抗力の割合が 45%であったのに対し、M8 ストラットなしでは、それが 98%まで増えた。従って、M 数が高くなるほど摩擦抗力の割合が増えることが分かる。これは低 M 数ほど、圧力抗力が大きくなるからである。ストラットを取り付けると、この傾向が一層強くなる。M4 の 6 mm 厚ストラット付きでは、内部抗力のうち 84%と、大部分が圧力抗力であった。

3.3 抗力測定と壁圧測定における内部抗力の比較 第 11 図に抗力測定値から求めた内部抗力 $C_{int I}$ と、壁圧測定値から算出した内部抗力 $C_{int II}$ を比較した。図より が 45 度線上にのっており、独立に求めた 2 つの内部抗力係数の一致度は良い。M8 ストラットなしでは $C_{int II}$ が $C_{int I}$ よりも 20%小さくなった。これは、ストラットなしの抗力が小さく、天板形態抗力との差し引きで、精度よく抗力を見積るのが難しいためである。誤差解析⁶⁾によれば、総圧評価の誤差が摩擦抗力の見積りにおよぼす影響は小さい。従って、両者のずれの原因は、圧力抗力、特にストラット面での抗力見積りにある。ストラットを取り付けた場合、両者のずれは M4-6 mm 厚ストラット付きでの 19%が最大であった。

このように、壁圧測定値を用いる第二の方法では、内部抗力見積りへの総圧回復率の影響が小さく、内部抗力の見積り精度は良い。従ってこの方法を用いて、圧力抗力と摩擦抗力の発生分布を求め、それに基づいてエンジン内部流路形状の最適化が可能となる。

RJTF の M8 燃焼試験では、収縮比 8.3 で 460 N (推力係数で 0.18) の推力増分が観測されている⁵⁾。従って M8 条件で正味推力を発生するためには、燃焼時の推力増分を大きくすると同時に、エンジン内部抗力を 6 mm 厚ストラット装着時以下にしなければならない。例えばストラットの下流部を流線形化すれば、その圧力抗力は M8 時で 40%低下する。またインレット圧縮面のコンタ化やランプ圧縮、下流側流路における抗力最小化 (base 抗力あるいは boat tail 抗力の減少) 等を検討しなければならない。なお第 10 図で示すように、高マッハ数域ではエンジン抗力の 1/2 以上は摩擦によるものである。従ってその抗力と燃焼性能の最適化は、エンジン内部濡れ面積も含め行わなければならない。

4. ま と め

ラムジェットエンジン試験設備の 1/5 縮尺の小型風洞を用いて、各種形態のストラットを装着したスクラムジェットエンジン模型を用い、M4, M6, M8 の各飛行条件で、壁圧分布と抗力を同時測定した。そして 2 つの方法で、エンジン全体の総圧回復率とエンジン内部抗力を見積り、両者を比較しその一致度を調べ、以下の結論を得た。

- 1) 抗力測定により、内部抗力を見積った。インレットの収縮比の増加に伴い、M8 飛行条件のエンジン内部抗力は、ストラットなし形状での 0.075 から収縮比 8.33 のストラットを装着した模型の 0.273 に変化した。
- 2) 同じ M8 飛行条件の収縮比 8.33 の模型でも、ストラット形状により抗力は 24%低下した。このように、ストラット形状を最適化することで、内部抗力を小さくすることができる。
- 3) 壁圧測定により、圧力抗力と摩擦抗力の発生分布を明らかにした。この手法により、抗力の観点からエンジン内部流路形状の最適化が可能になる。
- 4) 抗力測定による内部抗力と壁圧測定による内部抗力は一致した。従って、壁圧測定による内部抗力の見積り精度は良く、この方法を用いて、摩擦抗力の見積りが可能である。

記 号 表

A_1	: 流路投影面積 (= $H \times W$)
C_0	: 天板抗力係数
C_{add}	: 付加抗力係数
C_{df}	: 摩擦抗力係数
C_{dp}	: 圧力抗力係数
C_{duct}	: ダクト抗力係数 (= $C_{int} - C_{add}$)
C_{FMS}	: FMS 測定値
C_{ext}	: 外部抗力係数
$C_{int I}$	: 内部抗力係数 (抗力測定) (= $C_{tot} - C_{ext}$)
$C_{int II}$	: 内部抗力係数 (壁圧測定) (= $C_{dp} + C_{df}$)
C_{tot}	: 全抗力係数 (= $C_{FMS} - C_0$)
c_f	: 壁面摩擦係数
M	: マッハ数
P_w	: 壁圧

q_1 : インレット入り口の動圧
 Re : レイノルズ数
 x : 前縁からの距離
 x_p^* : 総圧特性長さ
 ε : 収縮比
 η_c : インレット空気捕獲率
 η_{p5} : エンジン出口での総圧回復率

参 考 文 献

- 1) Volland, R. T.: Methods for Determining the Internal Thrust of Scramjet Engine Modules from Experimental Data, AIAA Paper 90-2340, 1990.
- 2) Mitani, T., Kanda, T., Hiraiwa, T., Igarashi, Y. and Nakahashi, K.: Drags in Scramjet Engine Testing: Experimental and Computational Fluid Dynamics Studies, J. Propul. Power, **15** (1999), pp. 578-583.
- 3) 三谷 徹, 平岩徹夫, 苅田丈士, 志村 隆, 富岡定毅, 小林 完, 泉川宗男, 櫻中 登, 渡辺修一: 小型風洞とエンジン補完実験, NAL TR-1458, 2002.
- 4) 三谷 徹, 樽川雄一, 泉川宗男, 渡辺修一, 志村 隆: スクラムジェットエンジンの3分力測定 2) 外部流と境界層吸い込みの影響, 日本航空宇宙学会論文集, **51** (2003), pp. 252-259.
- 5) Kobayashi, K., Tomioka, S., Kanda, T., Tani, T., Hiraiwa, T. and Saito, T.: Modified Water-Cooled Scramjet Engine Tested under M8 Condition, AIAA Paper 2001-3202, 2001.
- 6) Mitani, T., Hiraiwa, T., Tarukawa, Y. and Masuya, G.: Drag and Total Pressure Distributions in Scramjet Engines at Mach 8 Flight, J. Propul. Power, **18** (2002), pp. 953-960.
- 7) 樽川雄一: 東北大学修士論文, 2002.
- 8) Rubesin, M. W., Mayden, R. C. and Varga, A. A.: An Analytical and Experimental Investigation of the Skin Friction of the Turbulent Boundary Layer on a Flat Plate at Supersonic Speeds, NACA TN 2305, 1951.