

M8 飛行条件における改良型水冷スクラムジェットエンジン試験*1

Modified Water-Cooled Scramjet Engine Tested under M8 Flight Condition

小林 完*2・富岡 定毅*2・苅田 丈士*2・平岩 徹夫*2

Kan KOBAYASHI, Sadatake TOMIOKA, Takeshi KANDA, Tetsuo HIRAIWA,

小野 文衛*2・三谷 徹*2

Fumiei ONO and Tohru MITANI

Key Words: Propulsion, Engines, Combustion, Scramjet

Abstract: A modified sidewall-compression-type scramjet engine was tested under M8 flight condition. A strut with a long tail led to a 60% higher maximum thrust increment than a strut with a truncated tail, while allowable fuel flow rate (i.e., the flow rate at engine unstart limit) was almost identical. To increase the allowable fuel flow rate and the maximum thrust increment due to combustion without engine unstart, distributed injection in vertical direction and installation of ramps in the isolator between the inlet and the combustor were applied. Distributed fuel injection led to a 30% higher maximum thrust increment than the uniform fuel injection, and the installation of the ramps also gave a 30% higher one than that in the engine without ramp. Gas-sampling at the exit of the engine with distributed fuel injection showed 88% of bulk combustion efficiency. Specific impulses of the maximum thrust increments, δI_{sp} , of the modified engine were 60-80% higher than that of the original engine.

1. はじめに

スクラムジェットエンジンは、次世代極超音速機の推進機関として注目されている。これまでインレット、燃焼器等の要素試験が多数行われてきた。しかしながら、実際のエンジンではこれらの要素間の干渉が問題となる。例えば、燃料流量が増えると燃焼器において発熱に伴う大きな圧力上昇を生じ、その影響が境界層のはく離を通じて上流のインレットにおよぶ。したがって、要素試験に加えて全機模型による試験が必要となる。

これまで、ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF, Ram Jet engine Test Facility) を用い、飛行マッハ数 4, 6, 8 条件において全機模型によるエンジン試験を行ってきた¹⁾。エンジンは収縮比 (インレット入口断面積/スロート断面積) 2.9 の側板圧縮型インレットを有し、その下流に分離部、燃料噴射器を含む定断面燃焼器、燃焼器拡大部、内部ノズルが続く。M8 飛行条件において、この収縮比では強燃焼 (大きな圧力上昇をとまなう燃焼) は起こらなかった²⁾。そこで流路の幅方向中央にストラットを入れて収縮比を 5.0³⁾ および 8.3⁴⁾ としたところ、強燃焼は起こったが、圧力上昇がインレットに遡るいわゆる燃焼器-インレット干渉を生じ、エンジン不始動となった。また、エンジン出口断面におけ

るガス採取の結果からは、燃料が天板側に偏っていることがわかった⁴⁾。

以上より、改良前エンジン (以降、E1 エンジンと記す) における問題点は二つ、すなわち燃焼器-インレット干渉 (エンジン不始動) を生じやすいこと、および燃料が天板側に偏ることである。これらの問題点を考慮し、1998 年より改良型エンジン (以降、E2 エンジンと記す) の試験を開始した。具体的には、エンジン不始動を生じやすいのは分離部が短かったことが原因と考え、分離部を伸ばした。また、燃料が天板側に偏るのはエンジンに設けた後退角が原因と考え、分離部出口より下流で後退角をなくした。後退角をなくした結果として分離部長さがエンジン高さ方向に変化し、天板側で長くなった。このことは、エンジン不始動の抑制に更に有効である。

本報では、まず E1 エンジンと E2 エンジンの推力性能を比較した。続いて、E2 エンジンの推力性能を上げるために形態を変えて比較した。具体的には、より大きな推力増分を得るためのストラット形状の考察、また、天板からのエンジン不始動を抑制するための燃料噴射形態および天板形状の考察を行ったので報告する。

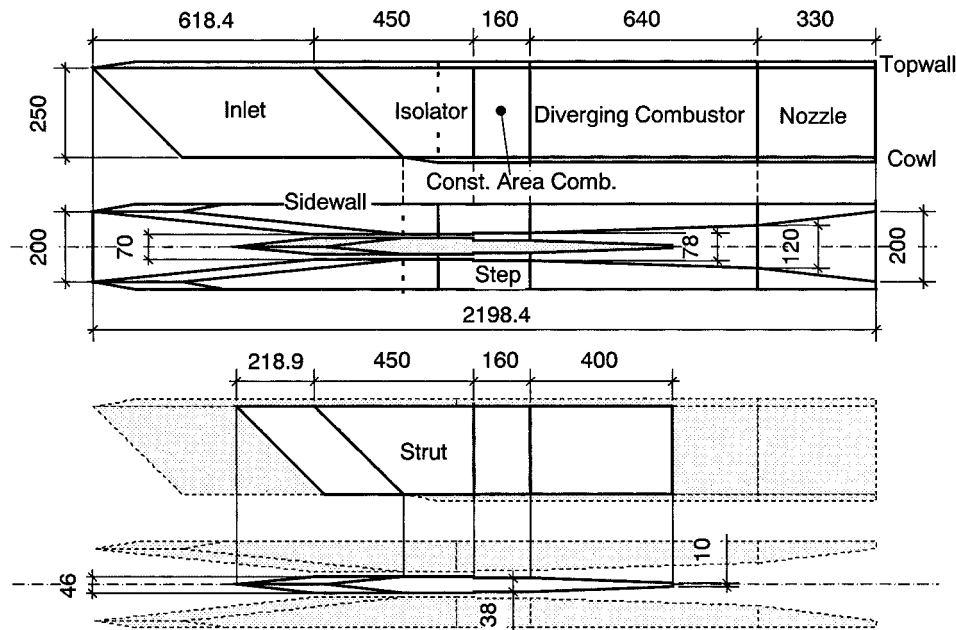
2. 試験設備および供試エンジン

実験は、RJTF において行った。M8 試験における気流条件は、総温 2600 K、総圧 10 MPa、エンジン入口マッハ数 6.7、静温 324 K、静圧 1.6 kPa、比熱比 1.38、気流動圧 50 kPa¹⁾ となる。この M8 試験では、気流の加熱に蓄熱体

*1 © 2003 日本航空宇宙学会

平成 14 年 1 月 30 日、第 42 回航空原動機・宇宙推進講演会にて発表。平成 14 年 6 月 17 日原稿受理

*2 航空宇宙技術研究所 角田宇宙推進技術研究所



第 1 図 E2 エンジン概要 (長ストラット付)

加熱器と燃焼加熱器を併用する。

第 1 図に、E2 エンジンの概要を示す。全長は 2198.4 mm であり、天板、カウル、一对の側板で構成されている。材質は銅で、各部とも水冷している。冷却水通路の位置および寸法は、熱解析の結果⁵⁾より決定した。側板前縁部のくさび角は 6° であり、ストラットなしの場合、収縮比は 2.9 となる。インレット入口断面は、高さ 250 mm × 幅 200 mm である。気流をスピルさせ、エンジンの始動性を良くするためにインレット下部は開いており、更に 45° の後退角を設けてある。インレットで圧縮された気流は分離部に流入し、長さ 160 mm の定断面燃焼器に入る。分離部長さは E1 エンジンでは 100 mm であったが、E2 エンジンではエンジン不始動を抑えるため 200 mm とした。更に、E1 エンジンで見られた天板側への二次流を減らすため、分離部出口から下流には後退角をつけなかった。そのため分離部長さは高さ方向に変化し、カウル側で 200 mm、天板側で 450 mm となった。

側板上の分離部出口位置には、高さ 4 mm の後ろ向きステップがある。ステップ下流 16 mm の位置に、直径 1.5 mm の燃料噴射孔を 12 個設けた。E2 エンジンでは燃料を高さ方向に不均一に噴射する分配噴射を行うため、12 個の燃料噴射孔を 3 個ずつ 4 グループに分割した。燃料として、常温水素をこれらの噴射孔から主流に対して垂直に音速噴射する。空気捕獲率は、小型風洞におけるインレット要素試験から 0.74 と求めた⁶⁾。このとき、燃料流量 35.8 g/sec においてエンジン内の全体当量比が 1 となる。燃料流量は、側壁に設けた各噴射孔グループのマニホールド圧より決定した。定断面燃焼器の下流には、1.9° (半頂角) で拡大する長さ 640 mm の燃焼器拡大部と 6.9° で拡大する長さ 330 mm の内部ノズルが続く。

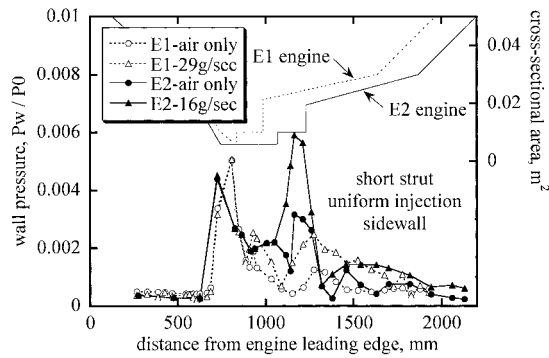
E1 エンジンと同じ収縮比 8.3 を得るため、投影断面が

高さ 250 mm × 幅 46 mm の水冷ストラットを用いた。側板と同様、ストラットの両側面にも分離部出口位置に高さ 4 mm の後ろ向きステップを設けた。E2 エンジンでは、長ストラットと短ストラットの 2 種類を用いた。短ストラットは定断面燃焼器出口において切り落とされており、そのベース面は高さ 250 mm × 幅 38 mm である。一方、長ストラットは燃焼器拡大部において 2° の角度で幅が狭まり、定断面燃焼器出口の下流 400 mm の位置で切り落とされているので、そのベース面は高さ 250 mm × 幅 10 mm となる。第 1 図に示したのは長ストラットである。

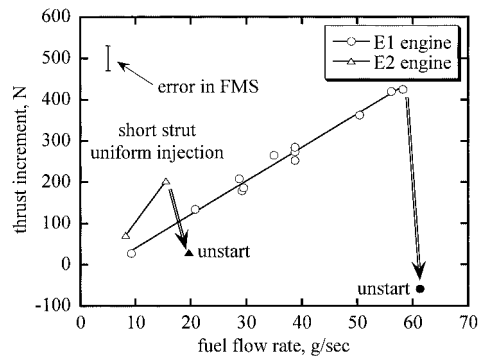
エンジン内壁圧は、約 170 点で測定した。本報では、試験毎の総圧のばらつきによる壁圧のばらつきを解消するため、壁圧の測定結果を総圧 (P0) で無次元化して示す。また、壁温はエンジン内壁面から 1 mm の位置に外側から挿入した熱電対により、約 30 点で測定した。更に、力測定装置 (FMS, Force Measurement System) によって推力、揚力、ピッチングモーメントを測定した。なお、気流が FMS のエンジン支持部にあたる計測データが汚染されるため、支持部周りには防風用のフェアリングを設置してある。本報では、燃料を噴射する場合の推力と燃料を噴射しない場合の推力の差を燃焼による推力増分と定義した。また、エンジン不始動を生じない最大燃料流量を限界燃料流量、その流量で得られる推力増分を最大推力増分と定義した。更に、推力性能を示すパラメータとして推力増分を燃料流量で割った一種の比推力 (以降、 δI_{sp} [km/sec] と記す) を用いた。 δI_{sp} により、燃料流量が異なる場合でも推力性能を比較できる。

3. E1 エンジン⁴⁾ と E2 エンジンの比較

ここでは E1 エンジンと E2 エンジンの推力性能を比較する。第 2 図 (a) に、E1 エンジンと E2 エンジンにおける



第2図(a) E1エンジンおよびE2エンジンの側壁高さ中心線上壁圧分布(短ストラット付・気流時および均一噴射時)



第2図(b) E1エンジンおよびE2エンジンの推力増分と燃料流量の関係(短ストラット付・均一噴射時)

側壁高さ中心線上の壁圧分布を示す．ともに収縮比 8.3 を得る短ストラット使用時のもので，燃料を噴射しない気流時および燃料をエンジン高さ方向の 4 グループから均等に噴射する均一噴射時の結果である．図には，流れ方向の流路断面積分分布も示した．E2 エンジンのストラット前縁位置は，E1 エンジンよりも 76 mm 上流である．したがって E1 エンジンにおける空気捕獲率は E2 エンジンより大きく，その値は実験⁶⁾ および CFD⁸⁾ から 0.86 と求まっている．なお，分離部長さは E1 エンジンの 100 mm に対し，E2 エンジンでは側壁高さ中心で 325 mm である．

気流時壁圧について，E1 エンジンにおける分離部出口の壁圧上昇は，側壁前縁およびストラット前縁からの衝撃波が合体して入射したことによる．その下流では，分離部入口およびステップからの膨張波によって壁圧は低下する．また，定断面燃焼器出口のストラット下流端で流路が急拡大するため，燃焼器拡大部において更に壁圧が低下する．一方，E2 エンジンではストラット前縁位置が E1 エンジンより上流であるため，衝撃波の入射位置が上流側に移動した．更に分離部形状も異なるために衝撃波系が変化し，E2 エンジンの定断面燃焼器における気流時壁圧は，E1 エンジンよりも 70% 増加した．このことから，E2 エンジンでは定断面燃焼器において良い燃焼性能を得られると予測できる．

燃焼時の結果は，ほぼ同じ推力増分 (E1: 208 N, E2: 203 N) を得られたものを比較した．E1 エンジンでは，燃

焼が主に燃焼器拡大部において起こっている．一方，燃料流量が E1 エンジンの半分であるにもかかわらず，E2 エンジンにおける定断面燃焼器での壁圧は E1 エンジンの 2 倍以上となった．これは気流時壁圧から予測した通り，E2 エンジンにおいて定断面燃焼器での燃焼性能が改善されたためである．

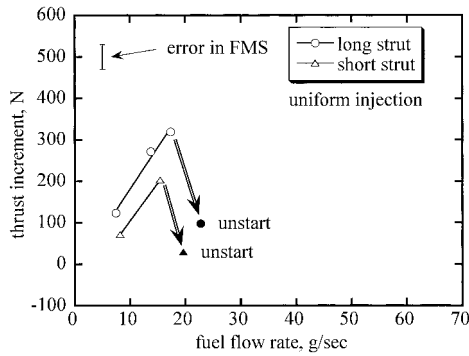
第 2 図 (b) は，均一噴射時かつ短ストラット使用時の推力増分と燃料流量の関係について，E1 エンジンと E2 エンジンの結果を比較したものである．図には，FMS の測定誤差 (± 30 N) のスケールも示した．エンジンの気流時推力は E1 エンジンで -780 N (エンジン支持部の抗力を含む)，E2 エンジンで -1005 N であった．

限界燃料流量は E1 エンジンで 58 g/sec，E2 エンジンで 16 g/sec となった．限界燃料流量に対応する限界全体当量比は，それぞれ 1.39, 0.45 である．E2 エンジンで限界燃料流量が減少したのは前述の予測通りであり，エンジン不始動の抑制を目的とした E2 エンジンへの改造が定断面燃焼器における燃焼性能の改善につながり，逆にエンジン不始動を促進したことによる．結果として最大推力増分は E1 エンジンでの 430 N (7.4 km/sec) に対し，E2 エンジンでは 200 N (12.5 km/sec) となった (カッコ内は δI_{sp})．すなわち，E2 エンジンでは最大推力増分が 50% 以上低下したが，一方で δI_{sp} は 70% 近く増加した． δI_{sp} が高いことはエンジンにとって望ましいことであるので，以降，E2 エンジンで δI_{sp} を高く保ったままエンジン不始動を抑制し，限界燃料流量を増やして最大推力増分を増大させることを考える．

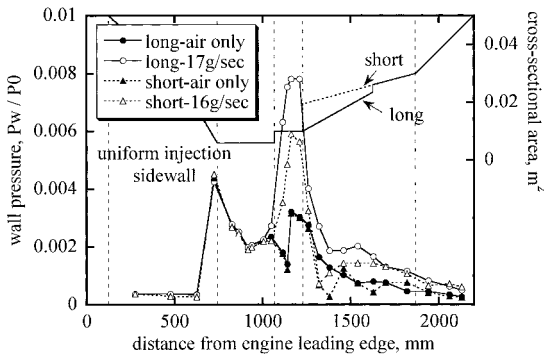
4. E2 エンジンにおける推力性能

4.1 短ストラットと長ストラットの比較 長ストラットを用いる場合，ストラット下流端でのベース抗力を抑えられること，および推力を生む燃焼器拡大部，内部ノズルでの壁圧低下を抑えられることにより，短ストラット使用時よりも大きな圧力推力を得られる．しかしながら，長ストラットはエンジン重量の増加を招く．また，濡れ面積が大きいことから冷却条件が厳しくなり，更に尾部の分だけ摩擦抗力も増加する．そこで短ストラット使用時と長ストラット使用時の試験を行い，両者の気流時推力，および燃料流量と推力増分の関係と比較した．

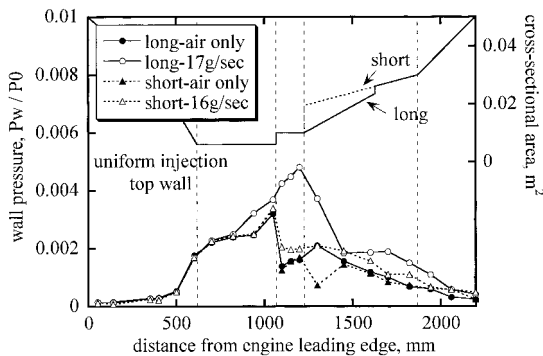
短ストラット使用時の気流時エンジン推力が前述の通り -1005 N であったのに対し，長ストラット使用時は -1010 N となった．両者の差は FMS の測定誤差よりも小さく，無視できる．エンジン内壁圧の積分から求まる内部圧力推力を比較すると，長ストラット使用時は -165 N，短ストラット使用時は -275 N であり，短ストラット使用時の方が 110 N 小さくなった．一方，これらの値と FMS による全推力との差は外部圧力推力 - 内部摩擦抗力 - 外部摩擦抗力を示す．この値は長ストラット使用時に -845 N，短ストラット使用時に -730 N となり，短ストラット使用時の方が 115 N 大きくなった．外部抗力はストラット形状によらないので，この差は内部摩擦抗力の差に相当する．以上より，短スト



第 3 図 (a) 長ストラット使用時および短ストラット使用時の推力増分と燃料流量の関係 (均一噴射時)



第 3 図 (b) 長ストラット使用時および短ストラット使用時の側壁高さ中心線上壁圧分布 (気流時および均一噴射時)



第 3 図 (c) 長ストラット使用時および短ストラット使用時の天板上壁圧分布 (気流時および均一噴射時)

ストラットを用いることによる摩擦抗力の低下分 (115 N) と圧力推力の減少分 (110 N) がほぼ等しかったため、全抗力が変わらなかったことがわかる。なお、長ストラットにおける摩擦抗力の増大が圧力推力の増大によって打ち消されることは、小型風洞を用いた RJTF エンジンの 1/5 縮尺模型による空力実験でも示されている⁹⁾。

第 3 図 (a) は、均一噴射時の推力増分と燃料流量の関係について、長ストラットと短ストラットの結果を比較したものである。限界燃料流量は長ストラット使用時が 17 g/sec、短ストラット使用時が 16 g/sec であり、両者の差は小さかった。限界全体当量比は、それぞれ 0.47、0.45 となる。

同一燃料流量に対する推力増分は燃料流量によらず、長ストラット使用時が短ストラット使用時より 120 N 程度大きかった。したがって、長ストラットの方が短ストラットよりも推力性能が良いことがわかる。結局、最大推力増分は長ストラット使用時に 320 N (18.8 km/sec) であったものが、短ストラット使用時は 200 N (12.5 km/sec) となった。すなわち、長ストラットの方が 60% 大きな最大推力増分を得られたことになる。限界燃料流量が両者で大差なかったため、 δI_{sp} の増加率は 50% と最大推力増分の増加率とほぼ同じであった。

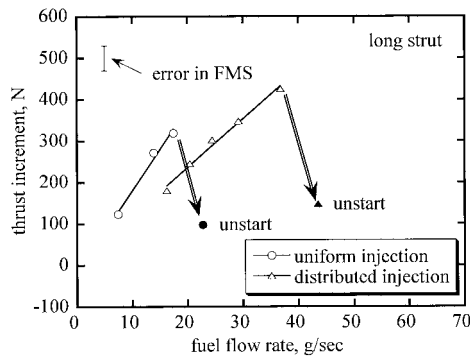
第 3 図 (b) (c) に、側壁高さ中心線上および天板上の壁圧分布を示す。ともに気流時と均一噴射時について、長ストラットと短ストラットの結果を比較した。燃料流量は 16 g/sec 付近で固定した。図に示した流路断面積分布からも、長ストラット使用時は燃焼器拡大部で流路の拡大が緩やかであることがわかる。

側壁上の壁圧分布から、短ストラット使用時よりも長ストラット使用時の方が定断面燃焼器および燃焼器拡大部で壁圧が高いことがわかる。拡大部で長ストラット使用時に壁圧が高いのは、前述の通りストラット尾部が定断面燃焼器出口における流路の急拡大を抑えていることによる。定断面燃焼器での違いについては後述する。圧力積分の結果、圧力推力増分は長ストラット使用時に 300 N、短ストラット使用時に 170 N であり、両者とも FMS による推力増分と有意差がなかった。このことはスクラムジェットエンジン内の三次元 CFD でも確認されている¹⁰⁾ ように、燃焼による摩擦抗力の変化を無視できることを示す。

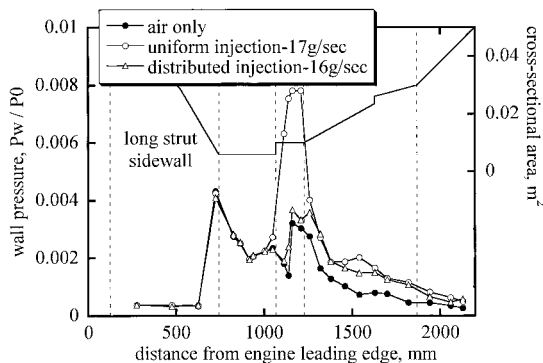
天板上の壁圧分布においても側壁の場合と同じ理由により、短ストラット使用時よりも長ストラット使用時の方が燃焼器拡大部で壁圧上昇が大きかった。また、側壁でも見られたように、天板でも定断面燃焼器で長ストラット使用時の方が高い壁圧を得た。インレットから定断面燃焼器までの流路形状は長ストラットと短ストラットで違いはなく、そこでの気流時の壁圧にも差はない。したがって、燃焼時の定断面燃焼器での壁圧差は、燃焼器拡大部でストラット形状および壁圧が異なることの影響が境界層を通じて上流に伝わることで生じたと考えている。

第 3 図 (b) (c) より、長ストラットを用いる場合、側壁において壁圧上昇の遡りはステップで止まったが、天板では分離部内に達したことがわかる。このことは、エンジン不始動の原因が天板上の厚い境界層のはく離であることを示す。しかしながら、短ストラット使用時にはエンジン不始動を生じる直前の燃料流量においても天板上、側壁とともに分離部内で壁圧上昇が見られなかった。短ストラットでエンジン不始動を確認した最小流量が 20 g/sec であったことから、この 4 g/sec の間に長ストラット使用時のような天板上分離部内の壁圧上昇の遡りが起こると考えられる。

なお、天板上の壁圧分布から、長ストラット使用時の燃料流量 17 g/sec における壁圧上昇は分離部に 200 mm 以上遡っていることがわかる。このことは、E1 エンジンでの 100 mm の分離部、および E2 エンジンで全体に後退角を



第4図(a) 均一噴射時および分配噴射時の推力増分と燃料流量の関係 (長ストラット付)



第4図(b) 気流時, 均一噴射時および分配噴射時の側壁高さ中心線上壁圧分布 (長ストラット付)

設けるとした場合の 200 mm の分離部ではエンジン不始動を生じていたであろうことを示す。したがって, E1 エンジンで見られた天板側への偏流を抑えるために後退角を設けなかったことの結果として天板側で分離部が長くなったことは, エンジン不始動の抑制に有効であった。

4.2 均一噴射と分配噴射の比較 E2 エンジンでは定断面燃焼器における燃焼性能が E1 エンジンよりも良くなったため, より少ない燃料でエンジン不始動を生じた。そのため限界全体当量比は 0.5 程度にとどまり, 最大推力増分は長ストラット使用時でも E1 エンジンで得られた 430 N の 75% に過ぎない。前述の通り, エンジン不始動は天板上の厚い境界層のはく離が原因となって生じる。そこで, エンジン高さ方向に燃料噴射孔群が 4 分割されていることを利用し, 天板側 2 ブロックからの燃料を停止してカウル側 2 ブロックのみから全流量を噴射する分配噴射を試した。

第4図(a)は, 長ストラット使用時の推力増分と燃料流量の関係を示す。均一噴射と分配噴射の結果を比較した。前述の通り, 長ストラット使用時の気流時エンジン推力は -1010 N である。

限界燃料流量は, 均一噴射時に 17 g/sec , 分配噴射時に 37 g/sec であった。したがって, 限界全体当量比はそれぞれ 0.47, 1.03 となる。分配噴射の場合, 燃焼による発熱とそれに伴う壁圧上昇が均一噴射よりも弱まるため, より大きな限界燃料流量を得た。このため最大推力増分も増加し,

均一噴射時に 320 N (18.8 km/sec) であったものが, 分配噴射時には 430 N (11.6 km/sec) を得た。すなわち, 分配噴射の方が 30% 以上大きな最大推力増分を得られたことになるが, δI_{sp} は逆に 40% 低下した。この原因は後述する。

第4図(b)は, 側壁高さ中心線上の壁圧分布を示す。長ストラットを用いる場合の結果であり, 均一噴射時と分配噴射時の結果を比較したものである。燃料流量は 16 g/sec で固定した。図には気流時の壁圧分布も示してある。

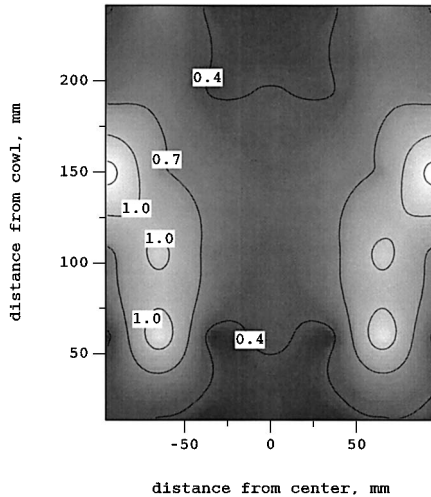
均一噴射時には定断面燃焼器において良く燃焼し, 壁圧が気流時の 2 倍以上となった。このように大きな壁圧上昇をとともなう燃焼が起ると, その周辺で局所的なはく離を生じることによって混合も促進される。一方, 分配噴射時には定断面燃焼器内で燃焼がほとんど起こっていない。これは, 分配噴射時には燃料がカウル側に偏っているために燃料と気流の混合性能が低下し, 燃焼が弱まることによって更に混合が悪くなるという悪循環による。分配噴射による限界燃料流量の増大は, この混合性能の低下によるものである。なお, 定断面燃焼器出口から下流の壁圧は, 燃焼器拡大部の一部で均一噴射時の方が高いが, 両者ともほぼ同様の分布を示した。

圧力積分によって均一噴射時と分配噴射時の推力増分を比較すると, 側壁ステップで 55 N , ストラット全体で 60 N , 燃焼器拡大部で 35 N だけそれぞれ均一噴射時の方が大きかった。これらの合計 150 N は, FMS で測定された推力増分 (均一噴射時: 320 N , 分配噴射時: 180 N) の差の 140 N と一致している。

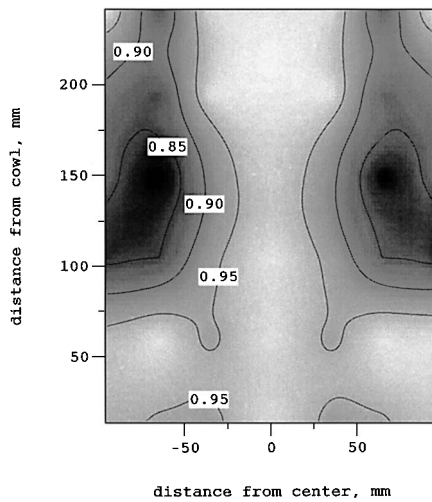
4.3 分配噴射時のガス採取 分配噴射は, 天板側で燃料を減らすことを目的としている。そこで, 分配噴射時のエンジン内部における燃料拡散の様子を調べるため, エンジン出口においてガス採取を行った。同時にピトー圧も測定し, エンジン出口断面における状態量を求めた。ここでは, 局所当量比および局所燃焼効率の分布を示す。ガス採取は長ストラット使用・燃料流量 33 g/sec (全体当量比 0.92) で実施した。これは, 今期最大の推力増分を得た条件 (燃料流量 37 g/sec) に近い。

ガス採取は, エンジン出口にレークを設置して行う。レークは電動モータ駆動のトラバースに取り付けてあり, 燃焼器幅方向に移動させることができる。これによって試験中にピトー圧測定 → ガス採取 → 移動を繰り返し, 一度の試験で複数箇所のデータをとれる。レークには, エンジン高さ方向に 6 本の銅製水冷プローブを取り付けてある。プローブ先端は傘状となっており, プローブを冷却した水が下流に吹き出すことによってレークを外部からも冷却する。

プローブは反応凍結型¹¹⁾のもので, 先端部の孔径は 0.3 mm である。ここから, あらかじめ真空状態とした電磁弁付きのサンプリングボトルに試料を採取する。試験後にシリンジでボトルから試料を取り出し, ガスクロマトグラフィで窒素, 残留酸素および水素濃度を測定する。得られた成分とピトー圧, また, 静圧が壁圧に等しいとの仮定により, エンジン出口における状態量分布を得る。今回はエンジン片側 4 地点の合計 24 点において計測し, 対称性を



第 5 図 (a) エンジン出口における局所当量比分布 (長ストラット付・分配噴射時 (燃料流量 33 g/sec))

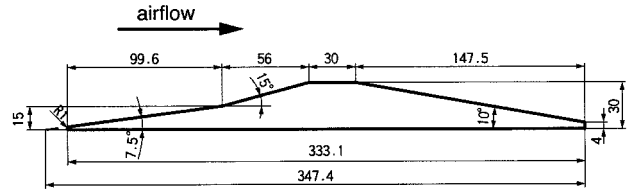


第 5 図 (b) エンジン出口における局所燃焼効率分布 (長ストラット付・分配噴射時 (燃料流量 33 g/sec))

仮定した上で 48 点分のデータとみなした。

第 5 図 (a) に、エンジン出口における局所当量比分布を示す。図の上側が天板である。燃焼器高さ方向の分布について、E1 エンジン (均一噴射) では燃料が天板側に偏っていたのに対し、今回の E2 エンジンでは燃料が高さ中心からカウル側に分布しており、天板側は少なかった。この違いは、エンジン形状の違いと燃料噴射形態の違いによる。E1 エンジンでは、燃料噴射孔列が 45° の後退角を持っていた。それに対し、E2 エンジンには分離部出口より下流で後退角を設けなかったため、噴射された燃料が偏流の影響¹²⁾を受けにくくなった。また、E1 エンジンでは燃料を高さ方向に均一に噴射していたのに対し、今回は天板側からの燃料噴射をなくした。以上、二つの効果により、E1 エンジンに比べて燃料が天板に集中しにくくなった。

また、燃焼器幅方向の分布については、エンジン出口で燃料が側壁近くに集中していることがわかる。このことは、



第 6 図 天板ランプ概要

定断面燃焼器の狭い流路内でも燃料が側壁側に偏っていたことを示す。定断面燃焼器内で混合が悪かったのは、前述の通り分配噴射によって燃焼が抑えられたため、燃焼による混合促進が起こらなかったことが原因である。

第 5 図 (b) に、エンジン出口における局所燃焼効率分布を示す。燃焼効率は、燃料が集中する側壁側で低いのが特徴である。このことは、M8 条件においてエンジン内燃焼が主として混合律速で起こっている¹³⁾ ことを示す。カウル側の側壁近くで当量比が高いにもかかわらず燃焼効率が高いのは、カウル前縁からの衝撃波により、燃焼が促進されたためであろう。断面全体の平均燃焼効率は 88% であった。

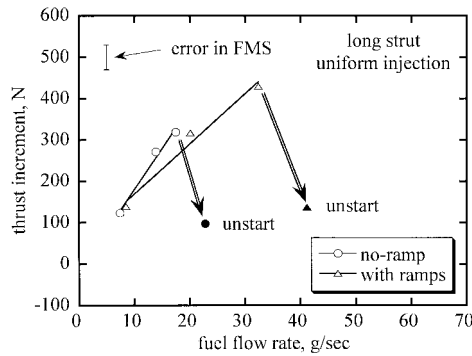
前述の通り、E1 エンジンでは燃料が天板に偏りやすかったため、カウル側で混合気が形成されにくく燃焼が弱かった。しかし、E2 エンジンでは後退角を設けなかったこと、およびカウル側に集中して燃料を噴射したことによってカウル側にも燃料が届きやすくなり、カウル側でも良く燃焼した。

4.4 天板ランプありと天板ランプなしの比較 分配噴射により、限界全体当量比を目標値の 1 程度まで上げることができた。しかしながら燃料と気流の混合性能が低下したことによって均一噴射時よりも δI_{sp} が低下し、結局、得られた最大推力増分は E1 エンジンと同等であった。したがって、より大きな最大推力増分を得るには均一噴射で δI_{sp} を高く保ったままエンジン不始動を抑制し、限界燃料流量を増やす必要がある。ここでは天板上にランプを設置し、分離部内の気流時壁圧を上げること考えた。すなわち、分離部内の気流時壁圧を上げることによって定断面燃焼器における燃焼圧との逆圧力勾配を小さくし、定断面燃焼器で壁圧がより高くなっても天板上の厚い境界層のはく離を防止してエンジン始動状態を保つことを狙っている。ただし、ランプの設置によって気流時抗力は増大する。気流時抗力の増大と、エンジン不始動抑制による限界燃料流量増大の結果として得られる推力増分の増大のバランスが重要である。

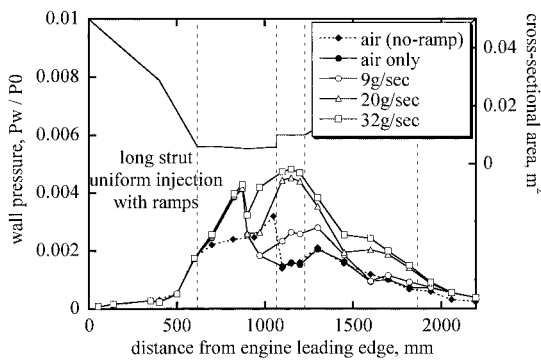
第 6 図にランプの概要を示す。ランプは、ストラットによって二分された分離部内流路の天板上に一对設置した。ランプの幅は 12 mm で各流路幅と同じである。ランプは上流から圧縮面二段、水平面一段、拡大面一段で構成され、最も高い水平面の高さは 30 mm である。したがって、ランプ使用時は分離部内で収縮比が最大 9.5 となり、ランプ不使用時より 14% 大きくなる。側壁ステップ位置のランプ下流端は 4 mm 高さの天板ステップとなっているため、分離部出口においては収縮比が 8.5 まで低下する。なお、ランプ上では圧縮面二段、水平面一段、拡大面一段の各段で 1 カ

第1表 E1 エンジンおよび E2 エンジンの推力性能

Engine model	Engine configuration			Fuel _{max} [g/sec]	ϕ_{\max}	dF _{max} [N]	$\delta I_{sp\max}$ [km/sec]
	Strut	Fuel injection	Topwall				
E1	short	uniform	flat	58	1.39	430	7.4
E2	short	uniform	flat	16	0.45	200	12.5
E2	long	uniform	flat	17	0.47	320	18.8
E2	long	distributed	flat	37	1.03	430	11.6
E2	long	uniform	ramp	32	0.89	430	13.4



第7図(a) 天板ランプ使用時および天板ランプ不使用時の推力増分と燃料流量の関係 (長ストラット付・均一噴射時)



第7図(b) 天板ランプ使用時および天板ランプ不使用時の天板上壁圧分布 (長ストラット付・均一噴射時)

所ずつ合計4カ所において圧力を測定した。

第7図(a)は、長ストラットを用いる場合の燃料流量と推力増分の関係について、ランプ使用時と不使用時の結果を比較したものである。燃料は均一噴射とした。気流時のエンジン推力は、ランプ不使用時が前述の通り -1010 N 、ランプ使用時が -1040 N であり、 30 N の抗力増となった。このうち、圧力積分で得られるランプ本体の圧力抗力は 16 N であった。ランプ設置による抗力増分がFMSの測定誤差範囲に含まれるほど小さかったのは、ランプ高さがエンジンの天板側に吸い込む設備ノズルの境界層排除厚さ($25\text{ mm}^{\text{1)}$)と同程度であったためであろう。

限界燃料流量はランプ不使用時で 17 g/sec 、ランプ使用時で 32 g/sec であった。したがって、限界全体当量比はそれぞれ 0.47 、 0.89 となる。限界燃料流量の増大によって最大推力増分も増加し、ランプ不使用時に 320 N (18.8 km/sec)であったものが、ランプ使用時には 430 N (13.4 km/sec)

を得た。すなわち、ランプ使用時の方が30%以上大きな最大推力増分を得られたことになる。

ランプ使用時の δI_{sp} はランプ不使用かつ均一噴射の場合よりも低下し、分配噴射時よりも15%増加した。このわずかな δI_{sp} 増の効果は限界燃料流量減の効果に打ち消され、結局、最大推力増分は分配噴射時と変わらなかった。ランプ使用時に δI_{sp} が低下したのは、ランプ第二圧縮面後端および水平面後端からの膨張波が定断面燃焼器に入射し、燃焼による発熱を弱めたためである。実際、定断面燃焼器における側壁高さ中心線上の気流時壁圧は、ランプ使用時の方がランプ不使用時よりも30%低かった。したがって、定断面燃焼器において高い壁圧を保つには、水平面が燃焼器拡大部まで伸びた長いランプが必要である。

第7図(b)は、長ストラットおよびランプ使用時の天板上壁圧分布について、均一噴射する燃料流量を変えた場合の結果である。図には、ランプ不使用時の気流時壁圧分布も示した。エンジン始動を確認した最大燃料流量である 32 g/sec における定断面燃焼器内の最大壁圧は第3図(c)で示したランプ不使用時の限界燃料流量 17 g/sec での値と変わらなかった。ランプ使用時の最大燃焼器壁圧は、ランプ水平面(32 g/sec において分離部内で壁圧が極小値を取っている位置)の壁圧が第二圧縮面(水平面位置の一点上流)の壁圧と一致する時に得られる。エンジン不始動を確認した最小燃料流量が 41 g/sec であったことから、最大壁圧はこの 9 g/sec の間に得られるはずであるが、第7図(b)より、エンジン不始動限界近くでは分離部内の壁圧上昇の割に定断面燃焼器内の壁圧上昇が小さい。したがって、この限界燃料流量においても最大燃焼器壁圧はランプ不使用時と大差ないはずである。このことから、このランプでは燃焼器内でより高い壁圧までエンジン始動状態を保つとの目的は達成できないことがわかった。これは前述の通りランプ高さが天板上の境界層排除厚さと同程度であることにより、抗力増分を抑えられた代わりにランプとしての効果も小さくなったことを示す。

しかしながら、ランプ使用時には限界燃料流量および最大推力増分が増加した。これは前述の通り、ランプ使用時に δI_{sp} が低下したことによる。結果として定断面燃焼器での燃焼を抑えてエンジン不始動を防ぎ、燃焼器拡大部でも燃料を噴射して推力を稼ぐ多段燃焼⁷⁾と同じ効果を示したことになる。つまり、ランプによって限界燃料流量および最大推力増分は増したが、それは本来の狙いと全く異なるメカニズムによるものとなった。

以上、E2エンジンについて行った試験の結果を第1表に

まとめた。3通りの比較によって4通りのエンジン形態を試した結果、E2エンジンでは“長ストラット+分配噴射+天板ランプ無し”および“長ストラット+均一噴射+天板ランプ有り”の場合に最大推力増分430Nを得られることがわかった。表に併せて示した通り、推力増分のみで比較するとE1エンジンと同等であるが、 δI_{sp} はE1エンジンより60~80%増加しており、E2エンジンへの改良が有効であったことがわかる。

5. ま と め

側板圧縮型スクラムジェットエンジンの改良型モデルを用い、M8飛行条件にてエンジン燃焼試験を行った。まず改良型モデルと改良前モデルの推力性能を比較した結果、以下の結論を得た。

1. 改良型エンジンでは改良前よりも定断面燃焼器での燃焼性能が改善されたため、 δI_{sp} (推力増分/燃料流量)が増加した。結果として限界燃料流量(エンジン不始動を生じない最大燃料流量)が減少し、最大推力増分(限界燃料流量時の推力増分)は50%以上減少した。

続いて、改良型モデルにおいて高い δI_{sp} を保ったままエンジン不始動を抑制し、より大きな推力増分を得るために各形態の推力性能を比較した結果、以下の結論を得た。

2. ストラット形状によらず気流時抗力が変わらなかったこと、および長ストラット使用時に燃焼器拡大部での燃焼性能が改善したことにより、長ストラット使用時の δI_{sp} は短ストラット使用時よりも増加した。限界燃料流量はほぼ同じであり、結果として最大推力増分は60%増加した。

3. 分配噴射時は均一噴射時よりも燃料と気流の混合性能が低下したことによって定断面燃焼器における燃焼が抑制され、 δI_{sp} が減少した。結果として限界燃料流量が増加し、最大推力増分は30%以上増加した。

4. 天板ランプ使用時はランプからの膨張波が定断面燃焼器での燃焼を抑制したため、ランプ不使用時よりも δI_{sp} が減少した。結果として限界燃料流量が増加し、最大推力増分は30%増加した。このメカニズムは、定断面燃焼器内の限界圧力を上げるというランプ本来の目的とは異なる。

改良型モデルにおいて、今期得られた最大推力増分は430Nで改良前モデルと変わらなかった。しかしながら、

δI_{sp} が60~80%増加したことから、改良が有効であったことを確認できた。

エンジン燃焼試験に御協力いただいた航空宇宙技術研究所・角田宇宙推進技術研究所および川崎重工業株式会社の諸氏に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Chinzei, N., Mitani, T. and Yatsuyanagi, N.: Scramjet Engine Research at the National Aerospace Laboratory in Japan, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189 (Scramjet Propulsion), 2000, pp. 153-222.
- 2) Saito, T., Wakamatsu, Y., Mitani, T., Chinzei, N. and Shimura, T.: Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model, Proceedings of the 20th International Symposium on Space Technology and Science, 1996, pp. 58-63.
- 3) Tomioka, S., Kanda, T., Tani, K., Mitani, T., Shimura, T. and Chinzei, N.: Testing of a Scramjet Engine with a Strut at M8 Flight Condition, AIAA Paper 98-3134, 1998.
- 4) Kanda, T., Sunami, T., Tomioka, S., Tani, K. and Mitani, T.: Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model, J. Propul. Power, **17** (2001), pp. 132-138.
- 5) 三谷 徹, 泉川宗男, 関野展弘, 嶋田 徹: 簡易水冷スクラムジェットの熱解析, 第9回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集, 1999, pp. 185-190.
- 6) 苅田丈士, 渡邊修一, 平岩徹夫, 泉川宗男, 三谷 徹: スクラムジェットの捕獲流量測定, 第42回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 2002, pp. 53-58.
- 7) Tomioka, S., Murakami, A., Kudo, K. and Mitani, T.: Combustion Tests of a Staged Supersonic Combustor with a Strut, J. Propul. Power, **17** (2001), pp. 293-300.
- 8) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K.: Numerical Analysis of Combusting Flows in Scramjet, Proceedings of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science, 2000, pp. 74-77.
- 9) 樽川雄一, 三谷 徹, 平岩徹夫, 升谷五郎: 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, 日本航空宇宙学会論文集(投稿中).
- 10) 航空宇宙技術研究所・ラムジェット推進研究センター・小寺正敏 研究員との私信.
- 11) 三谷 徹, 佐藤 茂, 工藤賢司, 村上淳郎, 泉川宗男: スクラムジェット用ガス採取管における反応凍結(2)超音速燃焼器を用いた検証実験, 日本航空宇宙学会誌, **46** (1998), pp. 668-674.
- 12) 平岩徹夫, 苅田丈士, 泉川宗男, 三谷 徹: 空気流中でのスクラムジェット模型内部可視化実験, 第38回航空原動機・宇宙推進講演会および第8回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演集, 1998, pp. 180-185.
- 13) Mitani, T., Chinzei, N. and Kanda, T.: Reaction and Mixing-Controlled Combustion in Scramjet Engines, J. Propul. Power, **17** (2001), pp. 308-314.