

氏 名	鎮 西 信 夫
授 与 学 位	博 士 (工 学)
学位授与年月日	平成 4 年 2 月 12 日
学位授与の根拠法規	学位規則第 5 条第 2 項
最 終 学 歴	昭 和 43 年 3 月 東京工業大学理工学部機械工学科卒業
学 位 論 文 題 目	宇宙輸送用空気吸込エンジン燃焼器に関する研究
論 文 審 査 委 員	東北大学教授 新岡 嵩 東北大学教授 永井 伸樹 東北大学教授 齋藤 武雄 東北大学教授 高山 和喜

論 文 内 容 要 旨

1 緒 論

宇宙輸送用空気吸込エンジンの燃焼器に関する重要な課題の一つは、高速気流中での空気と燃焼の混合である。なぜなら、燃焼反応の完結に必要な時間は混合に要する時間に比べてはるかに短いからである。また、通常この種のエンジンにおいては流れの一方または両者が超音速であるため混合は一層困難となる。従って、具体的な燃焼器に関して十分な混合・燃焼性能を達成するのに必要な燃焼器長さを知ること、その短縮軽量化のための方策を探ることが、この種のエンジン実現のためにまず必要となる。さらに、超音速流が支配的な燃焼器では、燃焼・発熱による圧力上昇が境界線を通して上流へ伝播し、燃焼器入口に衝撃波を発生させることが知られている。発生した衝撃波の強さは燃焼モード、すなわちデュアルモード作動を左右する。この衝撃波の強さは燃焼器内の発熱量、発熱の進行の程度に依存するため、間接的には混合の進行に応じて変化する。

本研究はこのような現象に焦点を置き、宇宙輸送用空気吸込エンジンとしての空気吸込ロケット及びスクラムジェットの燃焼器及びその中の現象に関連する試験及び解析を行い、燃焼器設計に資することを目的とする。具体的には、空気吸込ロケット燃焼器に関する実験により燃焼器短縮化の方策を探り、その中で重要と考えられる混合現象を単独で採り出した超音速混合層の実験を行う。さらに、これらの実験で明らかとなった混合現象の違いを考慮することのできる、スクラムジェット燃焼器作動モード解析法を提案する。

2 空気吸込ロケット燃焼の実験

ガス水素-ガス酸素ロケットを用い、空気吸込ロケットの燃焼器性能、特に燃焼器長さの短縮に

重点を置き、ロケットノズル数、燃焼器長さを変えた実験と、ロケットを経て供給する燃料の一部を、燃焼器へ直接噴射する実験を行い、それらが燃焼器内の作動状態に及ぼす効果について調べた。図1、2は燃焼効率の結果である。図1において、ロケットノズル数 $N=4, 7$ では、燃焼効率がロケットノズル出口径 $d_{r,n}$ で無次元化した燃焼器長さ $L/d_{r,n}$ に依存して、変化し、十分な混合・燃焼性能を得るために必要な燃焼器長さは、ロケットノズル数の $1/2$ 乗に逆比例して短縮できることが分かる。ただし $N=1$ では、振動燃焼と思われる現象のため燃焼効率は低めになっている。従って、

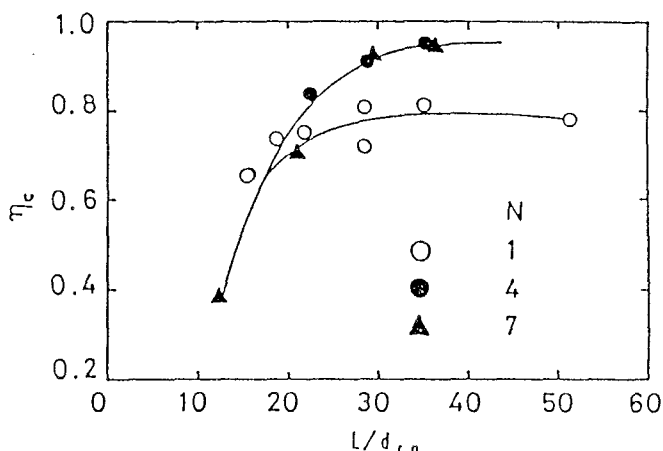


図1 燃焼効率 (燃料噴射なし)

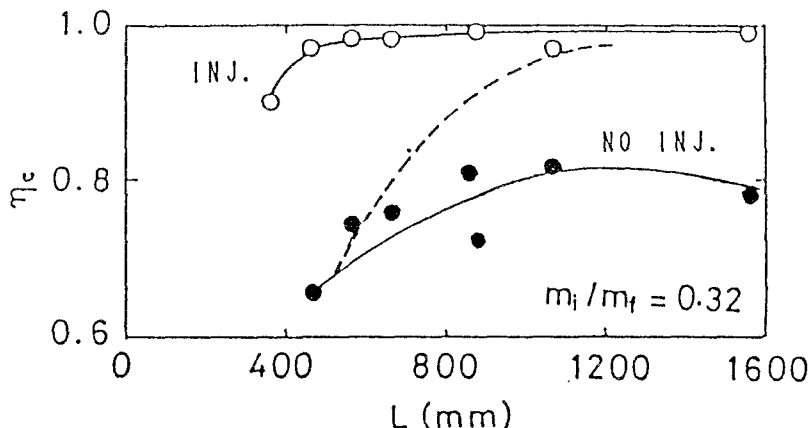


図2 燃焼効率 (燃料噴射あり)

ロケットノズルの複数化により、このような振動燃焼も抑えられることが分かる。一方、図2に示されるように、燃料の一部を燃焼器へ直接噴射すると、さらに混合が促進され、燃焼効率が向上する。燃料直接噴射の実験はロケットノズルが単一の場合しか行わなかったが、図2には図1の複数ノズルで得られた結果も破線で示す。ロケットノズルを複数化した場合と同様に、燃料の直接噴射による振動燃焼に対する抑制効果が確認できる。また、直接噴射による燃焼噴射とロケット排気は互にその混合を促進することも確認した。

3 超音速混合層の実験

上述の空気吸込ロケット燃焼器に関する実験結果より、ロケットノズルからの超音速排気流と空気流との混合の様子には、いまだ不明確な点が数多く含まれることがわかった。これらを明らかにするためには、マッハ数、温度及び密度の違いの影響をさらに詳細に調べる必要がある。そこで、これらの影響のうち、圧縮性を代表するマッハ数の影響を調べるために、現象を単独で採りだした

試験，すなわち超音速混合層に関する試験を行うこととした。

実験は，常温の高圧空気を用い，混合層外縁のうち，高速側のマッハ数2.30の超音速二平行流混合層で低速側速度をゼロから超音速まで変化させて行った。また低速側がゼロの単一流の場合には高速側マッハ数1.35の実験も行った。平均速度場の直接測定，すなわち，ピトープローブ及び静圧プローブによる混合層内の速度，密度，せん断応力の分布と共に，その発達速度を求めて検討を加え，従来の結果と比較した。また，瞬間光源による可視化を行い，従来超音速混合層あるいは高レイノルズ数流れでは定かでなかった，いわゆる大規模規則構造を調べた。

図3は流れ場の瞬間シュリーレン写真を示す。主流中の乱れなどで明瞭ではないが，大きな二次

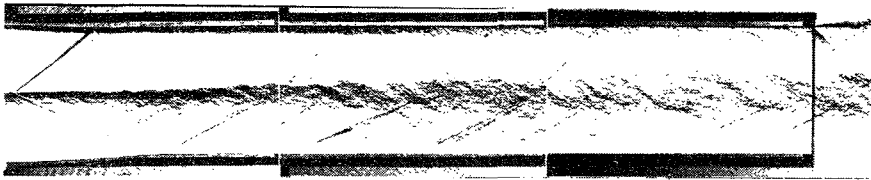


図3 超音速混合層の瞬間シュリーレン写真

元渦が見られる。これは従来定かでなかった大規模規則構造が，超音速混合層あるいは高レイノルズ数流れにおいても存在することを意味する。

発達速度に関して，平均流の測定結果と，従来の単一流混合層に関する結果に基に，圧縮性/非圧縮，同一気体/異種気体に拘わらず，また非一様総温の効果を含む混合層にも適用できる，相関曲線を導いた。結果を図4に示す。相関曲線が実験結果と良好に一致することが確認できる。同様に，混合層内の最大せん断応力と発達速度の間についても，相関式を導き，実験結果との良好な一致を見た。

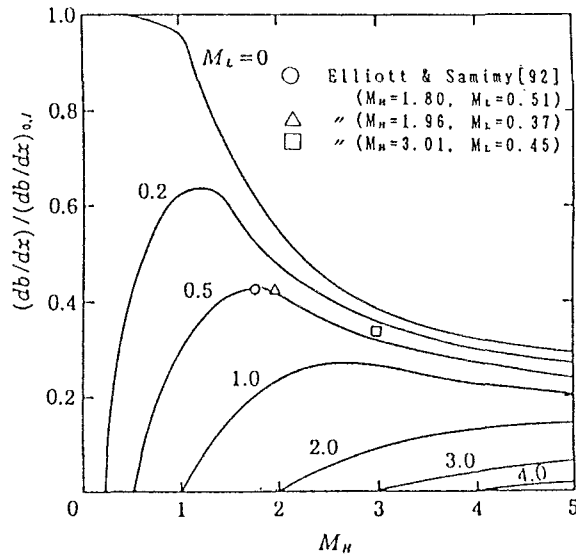


図4 発達速度の高速側マッハ数による変化

4 スクラムジェット燃焼器内の作動モード解析

上述のように，宇宙輸送用空気吸込エンジン燃焼器のうち，空気吸込ロケットの燃焼器に関して試験を行い，その過程で問題となった超音速混合層の特性をさらに詳細に調べた。この結果，混合が周囲の空気流の状態により大きく変化することが分かった。スクラムジェットの燃焼器性能を求める手法には，このような混合の違いを採り入れることができ，かつ実際の燃焼器で観察される現象を予測できる解析法は見られない。そこで，このような混合の違いを採り入れることが可能で，

かつ従来実験結果と良好に一致すると言われてきた手法と比肩し得る解析手法を提案した。

提案した方法は上述の壁面圧力と断面平均圧力の違いを採り入れて、保存則の一次元化による定式化を行うが、未知変数として、壁面圧力が一個増加することになるため、エントロピ増加に対する制約条件を用いる。これにより、実験結果と最も良好に一致すると言われてきた従来の手法の欠陥、すなわち燃焼器内の発熱量及び断面積の分布に依らず燃焼モードが決定されると言う不合理性が解消された。この結果、燃焼器入口に生じる衝撃波の強さが燃焼器形状と初期発熱量勾配により求まる、より合理的な解が得られた。

図5に燃焼器入口に生じる衝撃波の強さ p_s の断面積勾配による変化を示す。対案した解析法によれば、断面積勾配の減少に伴い衝撃波の強さは弱くなって行き、実験で観察される傾向と一致する。これに対し、従来の解析（Billig法）では断面積勾配による変化は見られず、本解析の合理性が確認できる。従来の解析法では不可解な燃料の噴射方式による違いの予測も本解析法では可能で、この比較により実験結果と良好に一致すると言われてきた従来の手法は燃料を主流に対して垂直に噴射する場合に限定されることを確認した。

5 結 論

宇宙輸送用空気吸込エンジンの燃焼器内諸現象の観察を行うと共に、同燃焼器に関する設計資料を提供することを目的として、空気吸込ロケットの燃焼器に関する実験を行い、その過程で問題となった混合現象を採り上げ、さらに詳細に検討するために超音速混合層に関する実験を引き続いで行った。さらに、これらの結果から得られた、燃料の混合が周囲の空気流の状況に強く依存することを考慮できる、スクラムジェット燃焼器の燃焼モード解析手法を開発した。

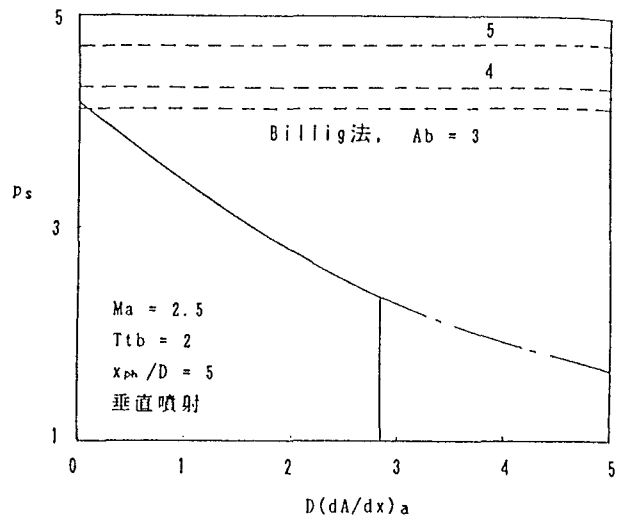


図5 燃焼器入口に生じる衝撃波強さの断面積勾配による変化

審査結果の要旨

宇宙輸送用空気吸込エンジンの燃焼器では、空気および燃料の流れが超音速であることが多い。このため、燃焼器長さを実用上許容できる範囲内に収め、かつ両者の混合を完結させることが極めて困難となり、この種のエンジンの実用化に著しい障害となっている。特に、スクラムジェット燃焼器においては、混合の変化が燃焼モードを左右するため、同エンジンの性能予測と実現には、その現象解明が必要不可欠な課題である。

本論文は以上のような状況を考慮して、宇宙輸送用空気吸込エンジンの一形式である空気吸込ロケット燃焼器に関する燃焼試験および超音速混合層に関する基礎実験を行うと共に、スクラムジェット燃焼器の燃焼モード解析手法を開発し、空気吸込エンジン燃焼器内の混合現象およびその変化によるスクラムジェット燃焼器の作動モード変化を明らかにしたもので、全5章よりなる。

第1章は緒論である。

第2章では、空気吸込ロケットの二次燃焼器に関して、ロケットノズル数および二次燃焼器長さを変えた実験と、ロケット燃焼器（一次燃焼器）へ供給する燃料の一部を二次燃焼器へ直接噴射する実験を行い、二次燃焼器を短縮する方法を検討している。この結果より、二次燃焼器長さはノズル数の $1/2$ 乗逆比例して短縮できることなど、空気吸込ロケットの実用化にとって有用な成果を得ている。

第3章では超音速混合層の平均流特性を調べるために、主流マッハ数2.30の超音速二平行流の実験を、低速側速度をゼロから超音速まで変化させて行い、速度、密度、せん断応力の分布と共に、混合層厚さの発達速度を求めている。この結果、従来ほとんど知られていなかった超音速二平行流混合層の発達速度および最大せん断応力に関して、一般性のある相関式を導き、実験結果と良好な一致をみている。また、瞬間光源による可視化を行い、従来超音速混合層あるいは高レイノルズ数流れでは明確でなかった、大規模規則構造のうち、二次元渦の存在を明らかにしている。

第4章では、スクラムジェット燃焼器内の作動モードを予測でき、かつ第2章および第3章で見出された混合特性を従来にない明確な形で考慮できる新しい次元解析手法を開発し、各種作動パラメータの影響を調べている。従来の実験および解析との比較の結果、開発した解析法は、従来の方法では不可能な平行噴射の影響を的確に予測でき、静圧及びマッハ数が混合および燃焼に及ぼす効果を組込めば、断面積勾配、総温勾配などの影響をより普遍的に計算できることを示している。この結果は、スクラムジェット燃焼器の性能予測に有用な指針を与えるものである。

第5章は総括である。

以上要するに本論文は、宇宙輸送用空気吸込エンジン燃焼器に関して、それに伴う諸現象を実験的並びに解析的に明らかにすると共に、実用化技術に有用な指針を示したもので、機械工学及び航空宇宙工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。