

複合エンジンの研究開発

Research of Combined Cycle Engines

宇宙推進技術共同センター 若松義男、鎮西信夫

Space Propulsion Research Center, Yoshio Wakamatsu, Nobuo Chinzei

複合推進研究グループ 三谷徹

Combined Propulsion Research Group, Tohru Mitani

Abstract

Combined cycle engines are under development for spaceplanes in future. Performance of scramjet engines was evaluated by using CFD codes and compared with engine test data. Variety of engine components was also investigated. Performance of scramjet engine under high Mach number flight condition was evaluated by using the high enthalpy shock tunnel. Flight test of scramjet was planned and prepared.

1. はじめに

スペースプレーン用エンジンとして、スクラムジェットエンジンを基幹とする複合エンジンの開発を目標に研究を進めている。これまで飛行マッハ数4からマッハ8において正味推力を実証してきた。そのエンジンを改修し、平成15年度は境界層抽気と2段燃焼によりマッハ4では正味推力を3倍に、マッハ6では2倍に改善できた。エンジン性能をさらに改善するために、エンジン作動状態をCFDで模擬し、その燃焼の支配パラメータを調べた。

一方、飛行マッハ数10を超える高速領域でのスクラムジェットエンジン推力性能達成を目標とした研究を進めている。超高速領域におけるスクラムジェットエンジン推力性能を向上するために、空気・燃料混合促進および熱解離損失を最小にするための燃焼ガス温度制御が重要である。そこで縦渦導入による混合促進法の開発およびマッハ1.2条件に特定した燃焼器温度の最適化を目標に、高温衝撃風洞試験を用いた研究を行った。さらに風洞試験結果の信頼性を検証するため、HyShotによるスクラムジェットエンジンの簡易飛行実験計画を進めた。

2. 研究の概要

(1) 複合サイクルエンジンの研究

A スクラムジェットの試作と試験：

これまでのスクラムジェットエンジン性能を理論値と比較し、性能改善の指針を得る。また静止推力が得られるように、複合エンジンの研究を進める。複合エンジン用のロケットを設計するために、以下の作業を進めた。

- 1) ロケット性能の見積もり、ロケット用供給設備の検討と設備改修
- 2) ロケット冷却構造の設計
- 3) エジェクタラムジェットの推力見積法の検討。

B 要素研究：

- 1) 複合システム：亜音速から超音速にかけてのインレット設計、および複合サイクルエンジンのラム

/スクラムジェットモードでの燃焼器試験を実施する。またインレットの最適化設計法の検討を行う。エンジンおよびスペースプレーンについてのシステム検討を行なう。

2) 燃焼・制御： 基礎燃焼風洞の設備依存性関連実験を立ち上げる。また燃焼風洞を用いてデュアルモード作動を含む燃焼制御に関する予備実験を進めるほか、極超音速流における熱化学モデルの構築を行う。

3) 軽量構造・材料： 金属およびセラミックス系軽量冷却構造の設計と製作運用技術の検討を進め、複合エンジンの壁構造に応用することを検討する。

(2) スクラムジェットの超高速域性能評価

A 縦渦導入による空気/燃料混合促進技術の研究

高マッハ数での高い燃焼性能を得るために、燃料噴射の際に気流方向の縦渦を導入して空気/燃料の混合性能を促進する研究を進める。

B M12におけるスクラムジェット作動特性の研究

高マッハ数での最適燃焼を得るために、気流の燃焼器入口温度を制御する技術の研究を進める。

C HyShotによる簡易スクラムジェット飛行実験計画

高温衝撃風洞で得られた研究成果を検証するために小型二段式ロケット Hyshot による簡易スクラムジェット飛行実験計画を進める。また飛行実験の飛行安定性に関する研究を進める。

3. 成果の概要

(1) 複合サイクルエンジンの研究

A スクラムジェットの試作と試験：

M6 飛行条件において境界層抽気により正味推力を倍増することに成功した。そのエンジンで得られた壁圧分布、熱流束測定値を用いて CFD 精度を検定、格子配列や配分を最適化した、その CFD で得られた推力性能を図 1 に示す。横軸には燃料流量を当量比で、縦軸には燃焼による推力増分を示す。CFD による推力は、実験で得られた 2 本の曲線(燃焼モードによる)の間に位置した。

較正した CFD を用いて、エンジン内部における抗力と推力の発生分布を図 2 にまとめた。例えば最左端には側壁上圧力の、その右側には摩擦による寄与を示す。左側が非燃焼時、右側が当量比 1 での燃焼中を示す。側壁下流部とストラット後端面における推力発生が大きい。最右端には圧力と摩擦の寄与をまとめた。非燃焼時には抗力の 3/5 が摩擦抗力であり、残り 2/5 が圧力抗力である。燃焼により摩擦抗力は変化せず、圧力により図 1 の推力が得られる。これらの結果を用いて、エンジン性能におよぼす燃

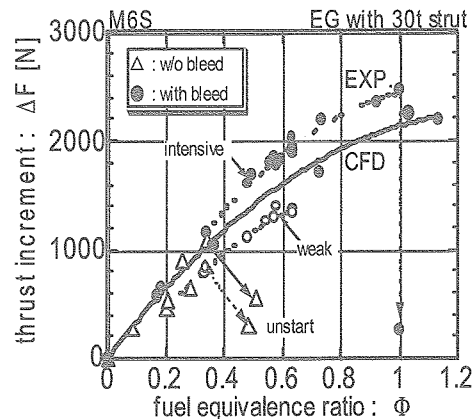


Fig.1 Thrust(Experiment&CFD).

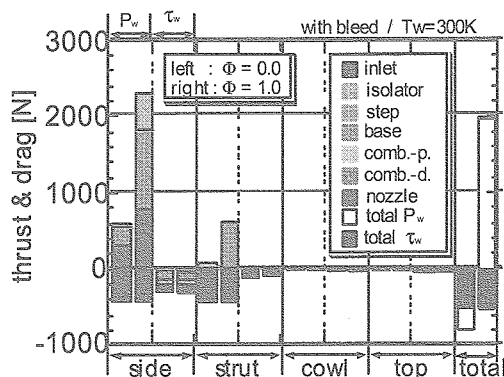


Fig. 2 Drag & thrust at each section.

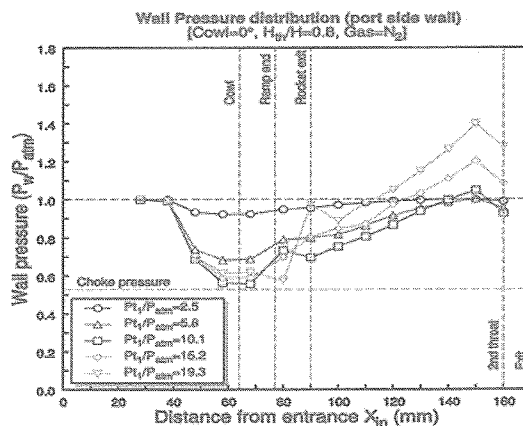


Fig.3 Wall pressure(at ejector start).

料噴射温度やエンジン寸法の影響を調べた。

B 要素研究の成果

1) 複合システム

複合サイクルエンジンでは、エジェクタージェットモードから推進効率の高いラムジェットモードへの早期の移行、すなわち低マッハ数でのインレット部の始動状態の実現が重要となる。インレット形状が始動特性に与える影響について、超音速風洞において実験を行なった。その結果、インレットのカウル形状の改良により始動範囲を拡大することができた。また低速での空力特性取得のため、遷音速風洞において試験を行なった。

図3に静止大気中での模型内壁圧分布を示す。ロケット排気を模擬した窒素総圧(Pt1)が上がるに連れて模型内圧力が下がり、空気流がスロート部でチョークした。複合エンジン形態であっても十分なエジェクター効果が得られることがわかった。また亜音速状態でチョークが始まるとインレットランプ部の圧力が上昇して、抗力が增加することがわかった。

2) 燃焼・制御

設備依存性の研究のために、蓄熱体加熱方式の基礎燃焼風洞の整備した。また既設燃焼加熱式風洞での燃焼データを取得した。

スクラムジェット燃焼器を低飛行マッハ数で作動させるために、燃焼器形状を固定のままラムジェットモード作動に移行する実験を進めている。燃料噴射位置や噴射量の配分・点火器の位置などを変化させて燃焼器性能試験を開始し、燃焼器入口流が超音速であっても燃焼に伴う空気力学的減速でラムジェットモード作動が可能なることを、ピトー圧実測により確認した(図4)。

スクラムジェットモード作動時の燃焼器性能改善策として、非均一噴射を導入して、壁面多段噴射時の性能向上を図った。しかし、同一壁面からの多段噴射は非均一噴射を用いても、その燃焼性能は下流拡大部内での均一単段噴射に劣ることが分かった(図5)

3) 構造・材料

C/C複合材のエンジン壁構造への適用に不可欠な耐酸化性能向上を図るため、C/C基材とSiC耐酸化皮膜との間に熱膨張係数の差に起因するクラックの抑制を目的として中間層(図6)を導入した。加熱評

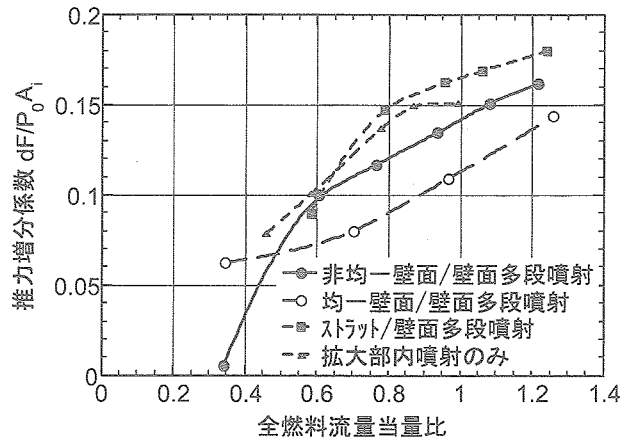


Fig.4 Comparison of scramjet combustor at multi-stage fuel injection.

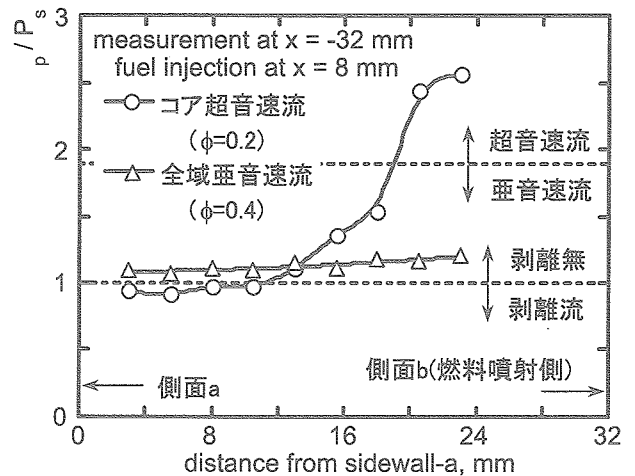


Fig.5 Flow distribution at upstream

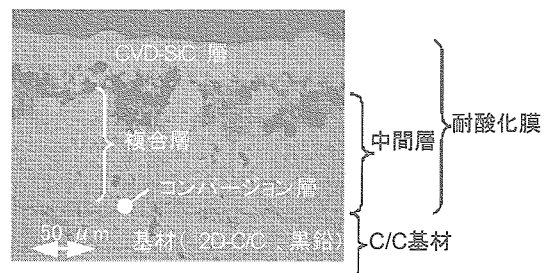


Fig.6 New type of composite material with intermediate layer between C/C & SiC

価試験を行った結果、中間層を導入しない場合に比べて約7倍の耐久性向上を確認した。

軽量冷却構造実現に向け、ニッケル基耐熱合金のエッチング加工を試みた。従来の手法では不可能であったが、電気化学的手法を導入することによりエッチング加工が可能であることを明らかにした。

(2) 超高速域におけるスクラムジェットのパフォーマンス評価

A 縦渦導入による空気/燃料混合促進技術の研究

縦渦による混合促進効果を明らかにするため、燃料噴射口で形成する縦渦の強さを変えて高温衝撃風洞試験を行い、縦渦の強さとともに燃焼圧力が上昇し、混合促進に非常に効果的であることを示した(図7)。

B M12におけるスクラムジェット作動特性の研究

温度制御技術確立への最初の試みとして、マッハ1.2条件で燃焼器温の最適化を狙ったエンジンを試作して高温衝撃風洞試験を行い、狙い通りの条件で最大推力性能を達成し、燃焼ガス温度制御の有効性を示した(図8)。

C HyShotによる簡易スクラムジェット飛行実験計画

高温衝撃風洞実験結果の検証を目的とする飛行実験用の縦渦導入型エンジン(Hypermixer エンジン) 本体および周辺装置の設計製作を行った。また同エンジンの高温衝撃風洞実験用モデルを製作して実験を行い、同エンジンの燃焼性能の高さを確認した(図9)。

4. まとめ

M4からM8のスクラムジェットモード、およびM4付近のラムジェットモードの燃焼については、その燃焼性能の目処が得られた。今後、静止推力をRJTF試験で実証し、なるべく可動部の少ないエンジン形態でM0からM8以上まで加速できる複合エンジンを開発する。

M10以上のスクラムジェット作動については、縦渦混合特性の更なる解明と縦渦形成法の改良、M12エンジンに関する更なる改良と作動特性の解明、そしてHyshotによる飛行試験に向けた各種試験・評価等の実施を進める。

参考文献：省略

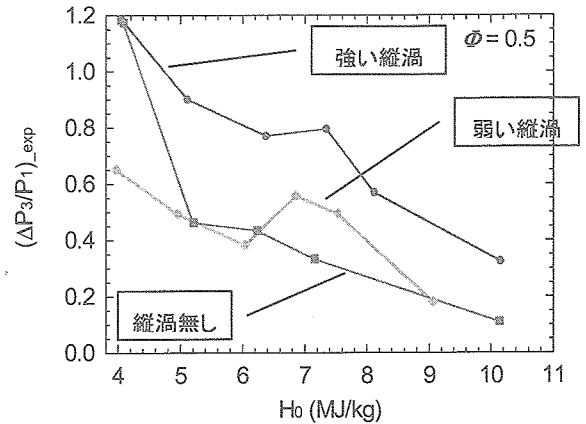


Fig.7 Effects of streamwise vortex on combustion

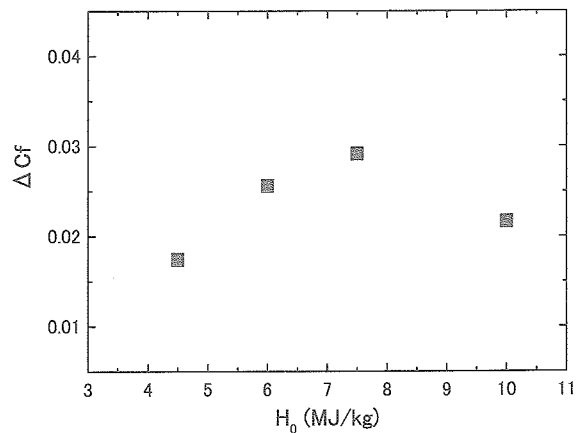


Fig.8 Thrust increment at various condition

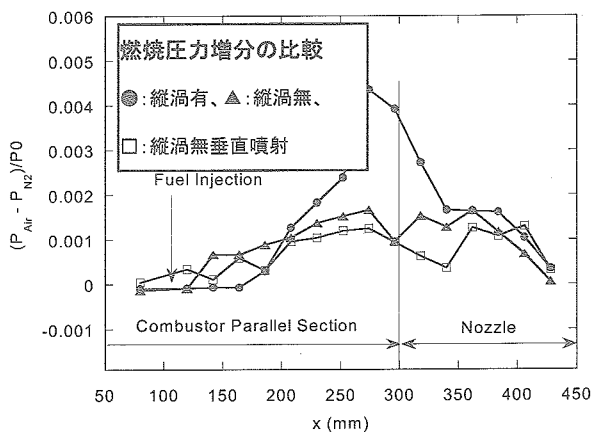


Fig.9 Results of hypermixer engine tested at HIEST