

高温衝撃風洞における極超音速熱空力 およびスクラムジェット研究

伊藤勝宏（宇宙航空研究開発機構）

Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research
Using High Enthalpy Shock Tunnel HIEST

Katsuhiko Itoh (JAXA)

概 要

HOPE 研究が盛んであった 1990 年代初期、大気圏再突入時の流れを地上で再現して実在気体熱空力特性を観測することを目的として大型高温衝撃風洞の建設計画が進められ、スクラムジェットエンジン試験への利用にも積極的であった JAXA 宇宙推進技術共同センターにおいて 1997 年度末に HIEST が完成した。以来、HOPE その他の熱空力試験および超高速域スクラムジェットエンジン試験など現在まで 1000 回を超える試験を行ってきた。ここではこれまで HIEST において行ってきた試験の主要な成果について述べる。

1. はじめに

JAXA 宇宙推進技術共同センターの大型高温衝撃風洞 HIEST は、HOPE の大気圏再突入熱空力特性およびスクラムジェットエンジンの超高速域作動特性の地上試験を目的として 1995～1997 年に建設された。大気圏再突入時の実気体流れやスクラムジェットエンジン内の超高速燃焼流れを再現するには、数千～1 万度および数十～100MPa の気流総温総圧が必要となり、また相当のサイズの供試体による試験が可能でなくてはならない。HIEST は 500mm の HOPE 模型および 3m のスクラムジェットエンジン試験が可能となるように設計され、その結果、世界最大の高温衝撃風洞となった。HIEST は高温衝撃風洞の心臓部である自由ピストン型衝撃波管駆動部の最適作動法に基づいて設計され、設備の大きさに関わらず安全に高い性能を得ることが可能となった。HIEST の設計にあたり、1990 より 5 年ほど最適作動法の開発や高エンタルピ気流特性の解明などを目的として小型・中型のパイロット風洞による実験的研究および理論的研究を行い、設計に必要な知識と技術を取得した。1995 年に HIEST の製作に着手し、1997 年末に完成した。完成後、気流検定試験を進めながら高温衝撃風洞試験に必要な種々の計測技術の研究開発を行った。高温衝撃風洞試験では気流温度圧力条件が過酷なうえに試験時間が数ミリ秒

程度しかないため高度な計測技術を要し、そのための研究開発が重要である。特に力計測は難しく、供試体が軽量の空力試験用には加速度補正に基づく力計測法、スクラムジェットエンジン試験用には加速度計測のみから力を求めるフリーフライト法を開発した。さらにレーザー吸収分光計による気流化学組成計測など、現在も計測技術の研究開発は重点的に行っている。

試験計測技術の進展により、1998 年に HOPE 熱空力試験、2000 年にはスクラムジェット試験を開始した。本来なら簡単な形状の模型を使って基礎的な熱空力試験から試験精度の検証を行いつつ段階的に進めるべきであるが、当時の HOPE 研究開発フェーズに合わせるため、直ちに実形状模型による試験を開始した。その後 HOPE-X 計画は一部飛行実験を残して収束することになり、本来なすべきであった基礎空力試や対応風試による精度評価に着手した。そして空力加熱特性研究の最重要課題として、壁面触媒性試験を 2000 年に着手した。

一方、スクラムジェットエンジン試験については健全なプロセスで研究を進めてきた。基礎的な燃焼器模型を使って短い試験時間内での燃焼試験の成立性および計測技術の信頼性を十分時間をかけて確認し、ラムジェット試験設備との対応風試によりエンジン全体性能について試験精度の検証を行った。その後既存エンジンについてマッハ 8 を超える高速域の試験を行い、高速域における

性能向上のための課題を抽出した。そしてエンジンの高速域性能の改良を重ね、現在までマッハ 10 から 15 までの領域で推力性能の大幅な増加に成功している。

ここでは、HIEST 試験結果の代表例として HOPE 空力試験、壁面触媒性試験および高速域スクラムジェットエンジン試験について紹介する。

2. 設備概要

HIEST は自由ピストン型の高温衝撃風洞であり、高压空気貯気槽、圧縮管、衝撃波管、ノズル及び試験部からなる。高压空気でピストンを圧縮管へ押しだし、毎秒 400m を越える速度で圧縮管中のヘリウムガスを圧縮する。この高速ピストンによる断熱圧縮によりヘリウムガスは最大 150MPa、4000 K の高温高压状態になる。ヘリウムガスが所定の圧力に達すると圧縮管と衝撃波管を仕切っているステンレス製の隔膜が破裂し、衝撃波管中に非常に強い衝撃波を発生する。この衝撃波によって衝撃波管に充填された試験気体が圧縮加熱され、最大



図 1 HIEST の概観

表 1 HIEST の基本仕様

Compression tube	Length 42m	Diameter 600mm
Shock tube	Length 17m	Diameter 180mm
Piston masses	220, 290, 440, 580, 780kg	
Nozzle (conical)	Exit diameter 1200mm Throat diameter 24 to 50mm	
Nozzle (contoured)	Exit diameter 800mm Throat diameter 50mm	
High pressure air reservoir	7.7m ³	
Maximum stagnation enthalpy	25MJ/kg	
Maximum stagnation pressure	150MPa	
Test time	2msec or more	

150MPa、10000K ほどになり、ノズルで加速膨張され超高速の試験気流となる。ヘリウムガスをピストンで断熱圧縮してから衝撃波を発生させることが高温衝撃風洞の特徴であり、それによって発生する衝撃波が飛躍的に強くなるので極めて高温高压の試験気流淀み点状態を作ることができる。図 1 および表 1 にはそれぞれ HIEST の外観と基本仕様を示す。

3. 熱空力試験

3.1 HOPE 空力試験

HOPE のような小型の往還機まわりの流れは、化学反応時間と流れの特性時間が同一オーダーの化学非平衡流れとなり、化学反応の進行とともに機体全体の圧力分布が変化し、空力特性に影響する。したがって小型往還機の設計や飛行経路選定の精度を確保するためには、空力特性における化学非平衡効果を十分把握しておかなければならない。化学非平衡効果を地上で再現するためには気流淀み温度と密度×代表長さ（解離反応のみの場合）を飛行条件に一致させる必要があり、それが可能な唯一の設備が高温衝撃風洞である。気流の温度圧力条件に加えて使用可能な模型サイズも大きくしなければならない理由がここにある。さらに、試験時間や計測精度を考慮すると長さ 500mm くらいの模型で数ミリ秒以上試験できる大型の高温衝撃風洞が必要である。HIEST はこの大きさを持つ世界で唯一の設備であり、従来の研究がノーズなどの機体の一部を対象としたものに限られていたのに対し、機体全体の非平衡空力特性を扱うのは HIEST が初めてである。そのため精度の評価については十分ではないが、化学非平衡効果の基礎的な研究としては興味深い結果が得られた。ここでは、2.5%スケールの 07HOPE 模型を用いて行った力計測試験結果について簡単に紹介する。試験はマッハ数 9~21 の飛行条件に相当する淀み点エンタルピ (4~20MJ/kg) およびバイナリスケーリングパラメータに気流条件を設定し行われた。迎角は 40° で一定とした。力計測には 3 分力空力天秤を用い、気流始動時に生じる振動は加速度補正によって処理した。図 2(a)(b) は淀み点エンタルピに対する垂直力係数 CN とピッチングモーメント係数 Cm を示す。化学非平衡効果は流れに沿った圧力変化により空力特性に現れ、ピッチングモーメントについて最も顕著になると考えられる。一方、軸力については化学非平衡効果は小さいので、ここでは省略する。HIEST の結果は、極超音速風洞試験結果および化学非平衡 CFD の結果と比較してある。解離エネルギーが大きい窒素はノーズ周辺を除いてほぼ凍結状態と考えられるので、酸素解離の効果のみに着目する。ノーズの亜音速部をのぞいた胴体や翼の主要部では解離と

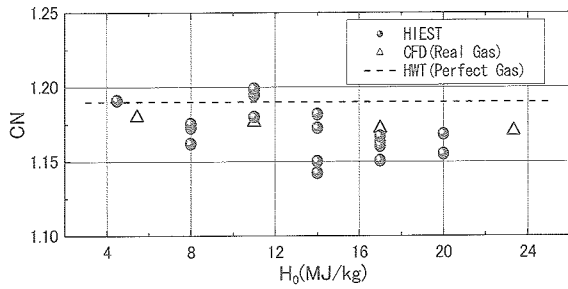


図2 (a) 07HOPE 垂直力係数

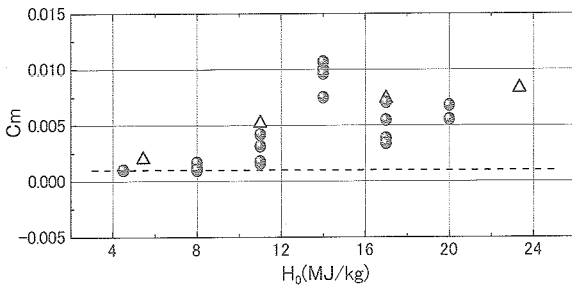


図2 (b) 07HOPE ピッチングモーメント係数

ともに圧力は減少するので、実在気体の CN は完全気体の CN より小さくなる。本試験条件においては酸素がすべて解離したときの圧力減少は最大7%程度であり、試験条件の範囲において生じる CN の減少は2~5%と推定される。したがって、完全気体の $CN = 1.18$ と HIEST の $CN = 1.10 \sim 1.15$ の差は酸素解離の効果として妥当と思われる。一方、CFD の CN 減少幅は小さく、その理由は未だわかっていない。ピッチングモーメントについて酸素解離効果は、ノーズ圧力の上昇および胴体・翼における負の圧力勾配とともに機首上げに作用する。

解離に要する時間と気流特性時間が同一オーダーであるために生じる胴体・翼における負の圧力勾配が空力特性に対する化学非平衡効果を最も特徴づける。化学非平衡の程度を代表するダンケラー数 Ω (気流特性時間/化学反応時間) を用いて空力特性を考える。各淀み点エンタルピ条件の C_m を平均し、 Ω を横軸にとって図3に示す。 $\Omega = 0$ は化学凍結、 $\Omega = \infty$ は化学平衡を意味し、 $\Omega \sim O(1)$ のとき化学非平衡性が顕著になる。平面のデルタ形状を想定した衝撃層の簡易解析では、HOPE 再突入飛行経路に沿って $\Omega = 3.5$ のとき C_m が最大となる。それに対し HIEST の結果では $\Omega = 5.0$ で C_m が最大となっているが、実際の形状およびノーズ圧力上昇の効果を考えれば簡易解析との違いは妥当なものである。従来、空力特性における実在気体効果は淀み点エンタルピー10MJ/kg までのノーズ圧力変化を考えれば十分であるとされてきたが、この結果はHOPE のようにノーズ径に対して胴

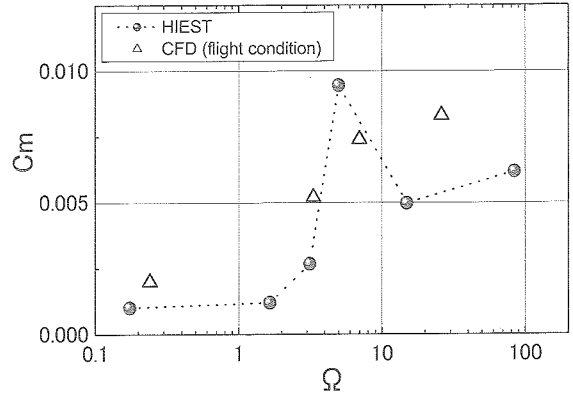


図3 ダンケラー数に対する07HOPE ピッチングモーメント係数の傾向

体や翼が大きい往還機の場合は20MJ/kg 近い高エンタルピ領域まで機体全体の非平衡効果を考慮する必要があることを示唆するものである。

3.2 壁面触媒性効果試験

大気圏に再突入する往還機まわりの気体のエネルギーは相当な割合で分子解離に費やされ、機体を受ける空力加熱は機体表面の触媒性の影響を強く受ける。したがって機体表面の触媒性が低いほど再結合で放出される熱が小さくなって機体を空力加熱から守るのに有利となる。製造コストや母材との親和性から SiO_2 などが往還機の熱防御用に最も有力な低触媒材料とされている。この種の低触媒材料には、表面温度がある値を越えると触媒性が急増する性質があり、熱設計における重要性から盛んに温度依存性が研究されてきた。しかし、従来の研究に用いられたアーク風洞やプラズマ風洞は低圧条件に限定され、オーダーで圧力が高い飛行条件における表面触媒効果の温度依存性を評価するための適切なデータがない。アーク風洞やプラズマ風洞と同程度の気流淀み点温度かつ実飛行条件の圧力を得るためには高温衝撃風洞を用いる必要がある。しかし従来の研究で表面触媒効果の温度依存性が顕著に観測されているのが表面温度600K~1000Kの範囲であるのに対し、高温衝撃風洞の数ミリ秒という作動時間における表面温度上昇は高々数度でほとんど室温のままである。この問題を解決するため、HIESTでは模型表面下に熱線ヒーターを取り付けて試験直前までに表面温度を最高1000 Kまで上げるというチャレンジな試みを行い、高圧下における表面触媒効果の温度依存性の試験を実現した。

図4に壁面触媒性効果試験模型の概略を示す。供試体は鈍頭部を持つ平板で、表面の半分を SiO_2 、もう片方を Ag でコーティングした。それぞれのコーティングの下に

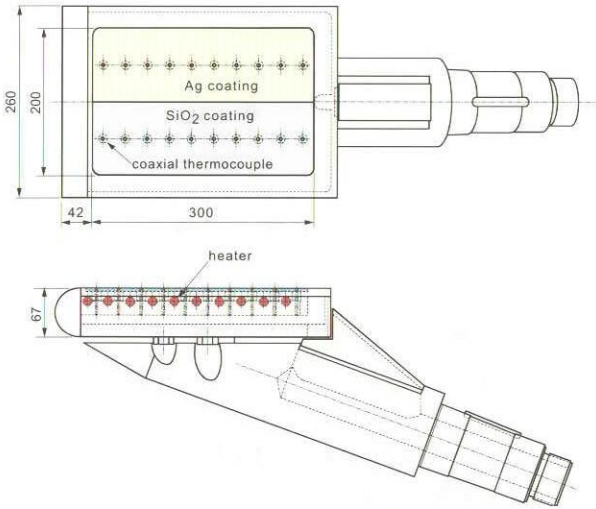


図4 壁面触媒性効果試験模型

は10個の同軸型熱電対を配し、完全触媒の場合の熱流束に近いAgコーティング側の熱流束と比較することでSiO₂の触媒性を評価した。供試体は気流に平行に置くのだが、鈍頭形状ではなく平板の供試体を用いた理由は、1) Hiestの作動条件における鈍頭部の圧力は飛行条件に比べて高すぎ、平板部の圧力が適当な値となること、2) 衝撃波管隔膜が破断したときに発生する小破片が鈍頭部に衝突し解媒性を変化させてしまう可能性があること、などである。平板部内には熱線ヒーターが取り付けられており、表面温度を最大1000Kまで上げることができる。従来の研究によれば、SiO₂コーティングの場合、表面温度を室温から1000Kまで変えることによりほぼ完全非触媒時の熱流束から完全触媒時の熱流束まで上昇すると推定される。ここで紹介する試験結果は、供試体の耐久性や熱流束の評価精度のチェックを兼ね、淀み点エンタルピ14MJ/kg、淀み点圧力20MPaおよびマッハ数7の条件で行ったものである。この条件におけるCFDの予測では平板環境層内でほぼすべての酸素が解離し、完全非触媒壁の熱流束に比べ完全触媒壁の熱流束は40%ほど上昇している。供試体表面温度を290Kおよび420Kに設定したときの熱流束の計測結果をそれぞれ図5(a)(b)に示す。表面温度290Kの結果ではSiO₂の熱流束がAgの熱流束を20~30%ほど下回り、室温におけるSiO₂の表面触媒性の低さが明確に反映されている。従来の研究では600K~1000Kにおいてシリコン系材料の表面触媒性が大きく変化すると報告されているが、図5(b)に示すようにHiestの結果では、420KにおいてすでにSiO₂の熱流束がAgの熱流束にかなり近づいている。ただしAgの熱流束は完全触媒を仮定したCFDの結果よりも小さく、CFDの予測精度を考慮する必要がある一方、Agの熱流束を完全触媒時の熱流束に十分近いとする仮定には問題

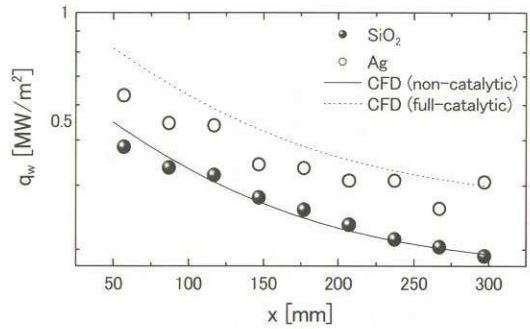


図5 (a) 熱流束分布 (表面温度 290K)

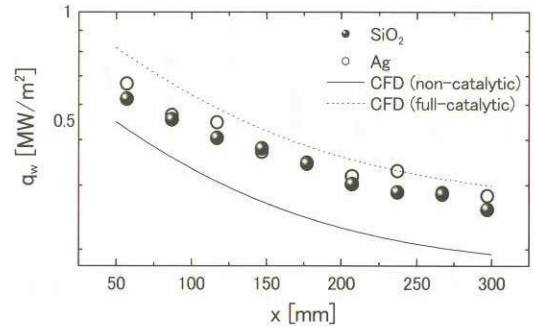


図5 (b) 熱流束分布 (表面温度 420K)

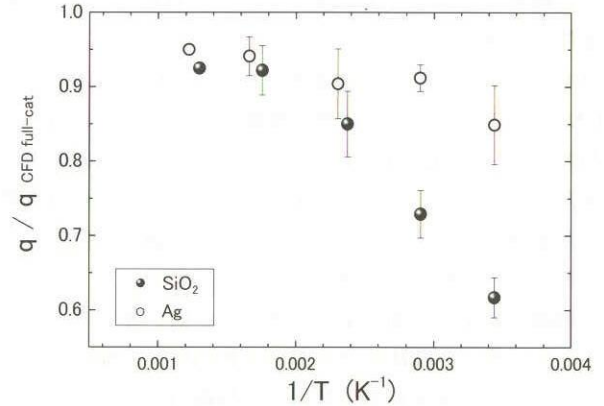


図6 触媒性効果の温度依存性

がありそうである。そこでここでは完全触媒CFDの結果を基準として表面温度に対する熱流束変化を整理し、それを図6に示す。図に明らかなようにHiestの結果では、表面温度350Kですでに熱流束の上昇が観測され、以後大きな変化は570Kまでに完了している。このような低い表面温度における触媒性の変化と圧力条件との関連性は興味深く、往還機の熱設計上重要である。なお、独DLRとの共同研究の一環としてDLRの高温衝撃風洞HEGとHiestの間で壁面触媒性効果に関する対応風試を行っており、HEGでも同様の傾向を得ている。

4. スクラムジェット試験

スクラムジェットエンジンは極超音速推進技術の飛躍的發展を可能にする空気吸い込み式エンジンである。JAXAは宇宙推進技術共同センターに世界トップクラスの大型設備、ラムジェットエンジン試験設備(RJTF)及び高温衝撃風洞(HIEST)を設置し、地上試験を中心にスクラムジェットエンジンの研究を進めている。特にHIESTは、飛行マッハ数8~15に相当する高速気流条件において、全長3mのスクラムジェットエンジンの試験が可能な世界唯一の設備である。

JAXAはこれまでのスクラムジェットエンジン研究において、マッハ4から8までの条件で正味推力を達成する成果をあげており、現在、マッハ8以上の高速域における高性能化が最重要課題となっている。特に高速域においては、エンジン流入空気と燃料の混合効率の低下、及び燃焼ガスの熱解離によるエネルギー損失が推力性能を著しく下げる切実な問題となっている。この二つの課題について、縦渦によって混合を促進するHypermixerエンジン、及び燃焼ガス温度の最適化を図ったM12エンジンを試作して高温衝撃風洞試験を行い、これらのエンジンの作動特性を調べながら性能改善を図っている。ここではこの2種類のエンジン試験研究の成果について概要を紹介する。

4.1 Hypermixer エンジン試験

JAXAは以前よりスクラムジェットエンジンの超音速混合促進について重点的に研究を行っており、特に最近ではマッハ8までの条件で縦渦による混合促進技術に関して良好な成果をあげている。本研究では、この縦渦混合促進技術をマッハ8以上の高速条件における燃焼器流れへの拡張を試みた。

図7(a)(b)は縦渦導入型エンジン(Hypermixerエンジン)の概略及び縦渦を形成する燃料噴射口の詳細を示す。燃料噴射口にはスパン方向に圧縮ランプと膨張ランプが並び、流れ方向に中心軸を持つ縦渦を形成する。燃料には水素ガスを使用し、縦渦の中心から主流に平行に噴射する。本研究では膨張ランプ角度を 0° (縦渦なし)、 8° および 17° に設定して縦渦の強さを変え、縦渦の強さが燃焼特性に及ぼす影響を調べた。試験条件は、淀み点エンタルピ4~10MJ/kg(相当飛行マッハ数9~15)、燃焼器入り口マッハ数5、静圧30kPa、静温650~1800K、及び燃料当量比は0.5とした。燃焼特性の評価は燃焼器下壁中心線における圧力計測により行った。

図8(a)-(c)は淀み点エンタルピ7MJ/kg条件における膨張ランプ角度 0° 、 8° 及び 17° の場合の圧力分布を示

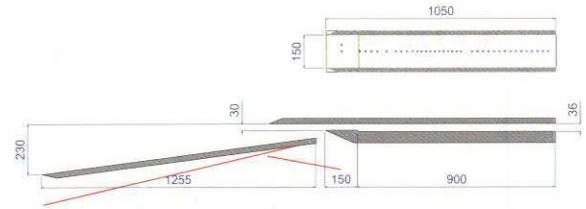


図7 (a) Hypermixer エンジンの概略図



図7 (b) Hypermixer エンジンの燃料噴射口

す。図中、実線及び破線はそれぞれ試験気流に空気及び窒素を用いた場合の圧力分布を示し、両者の差から燃焼による効果を考察する。膨張ランプ角度 0° の場合、圧縮ランプで生じる衝撃波が最も強く、衝撃波による圧力及び温度上昇が最大となる。しかし空気流圧力と窒素流圧力の比較から明らかなように、膨張ランプを大きくして縦渦を強くするほど空気流圧力と窒素流圧力の差が大きくなり、燃焼による効果が顕著になる。空気流圧力と窒素流圧力の差分で燃焼圧力増分を定義し、よどみ点エンタルピに対する傾向を図9に示す。淀み点エンタルピ

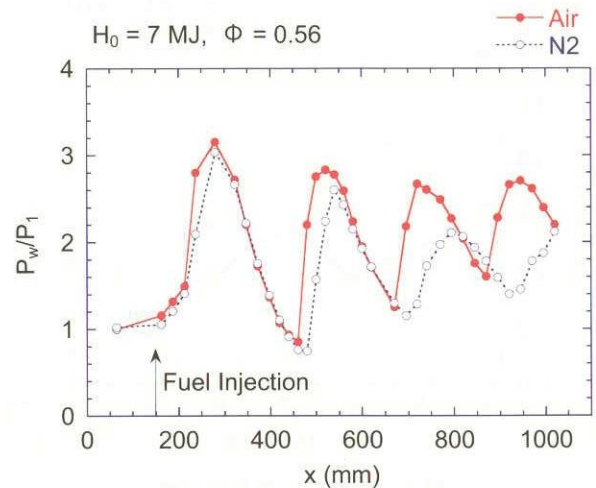


図8 (a) 圧力分布(膨張ランプ 0°)

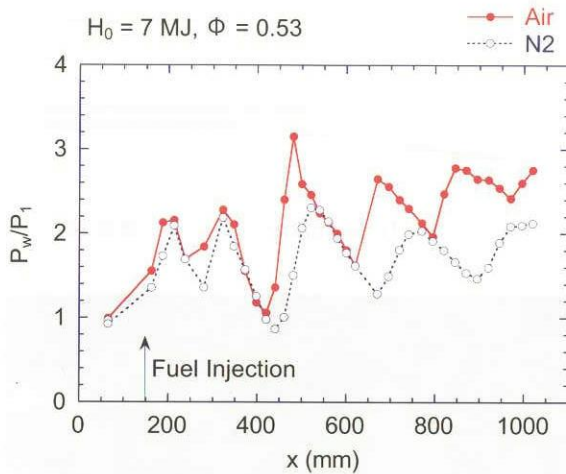


図 8 (b) 圧力分布 (膨張ランプ 8°)

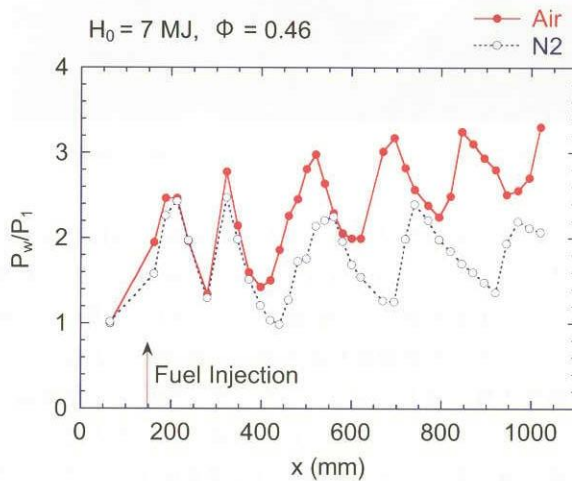


図 8 (c) 圧力分布 (膨張ランプ 17°)

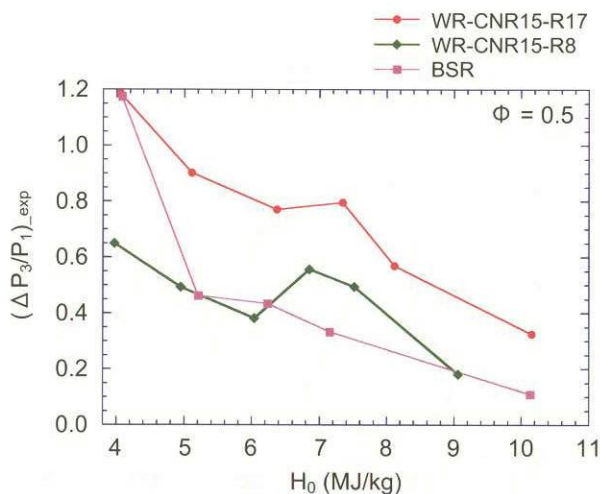


図 9 燃焼圧力増分の比較

4MJ/kg の場合を除き、縦渦が強くなるに従って燃焼圧力増分が上昇し、縦渦による良好な燃焼促進効果を確認した。なおこの Hypermixer エンジン、2005 年 11 月 ウーメラにて HyShot による飛行実験を行う予定である。

4.2 M12 エンジン試験

気流流み点エンタルピの増加とともに燃焼器温度が上昇し、燃焼ガスの熱解離によるエネルギー損失が問題となる。燃焼ガスの熱解離は 2500K くらいから顕著になり、3000K になると 70% ほどの化学エネルギーが失われ、推力性能への影響は甚大である。本研究ではエネルギー損失を最小にするための燃焼ガス温度の最適化を目指し、まずマッハ 12 条件で燃焼器入り口温度を 1000K に設定した M12-01 エンジンを試作し、低温かつ高速流における燃焼特性を高温衝撃風洞試験によって調べた。結果は図 10 の圧力分布時間変化に示す通り、燃焼器流始動直後は高い燃焼圧力が発生するもののすぐに圧力は低下し、高燃焼状態は維持されなかった。ちなみにマッハ 12 相当飛行条件の 2 倍に圧力を上げて試験を行ったところ、高燃焼状態が比較的安定し、このことから設計圧力条件において高燃焼状態が維持されなかった原因として気流速度に対して反応速度が遅いためと考えられた。そこで熱解離によるエネルギー損失と高燃焼状態維持のトレードオフを行って M12-02 エンジンを新作し、高温衝撃風洞試験を実施した。図 11 に M12-02 エンジンの概略を示す。M12-01 エンジンでは 5.5° だったインレット角度を 7.4° まで大きくし、燃焼器入り口温度を 1300K に上げ、燃焼反応に必要な距離を 1/2 にした。このトレードオフの結果、図 12 に示すように高燃焼状態を長く維持できるようになり、マッハ 12 の高速条件において初めて高い燃焼器性能が得られた。M12-02 エンジンにはさらに前節で示し

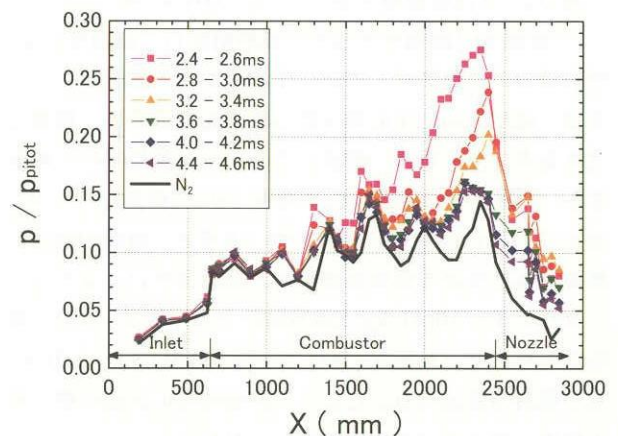


図 10 M12-01 エンジンの圧力分布時間変化

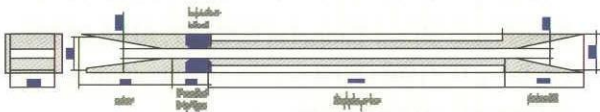


図11 M12-02 エンジンの概略図

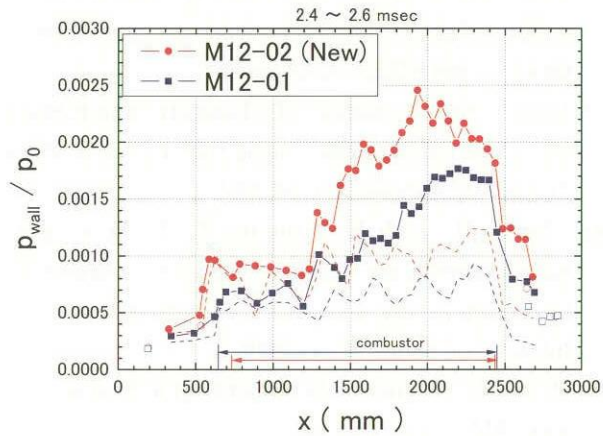


図12(a) M12-02 エンジンの圧力分布 (2.5msec)

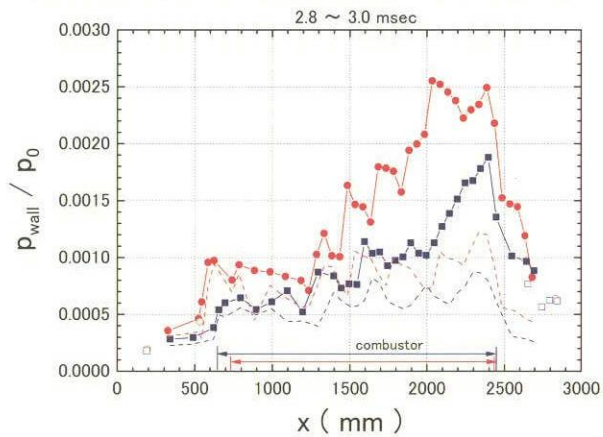


図12(b) M12-02 エンジンの圧力分布 (2.9msec)

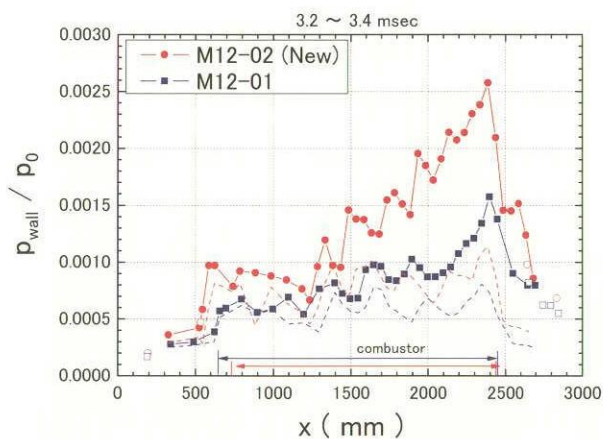


図12(c) M12-02 エンジンの圧力分布 (3.3msec)

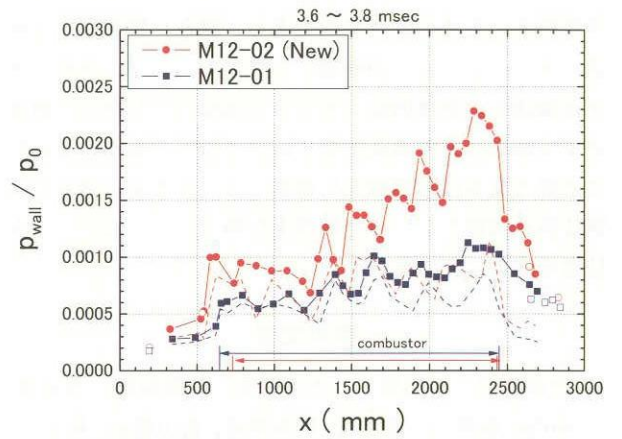


図12(d) M12-02 エンジンの圧力分布 (3.7msec)

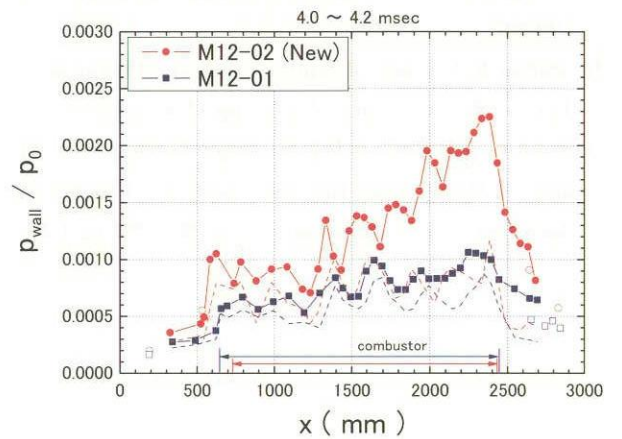


図12(e) M12-02 エンジンの圧力分布 (4.1msec)

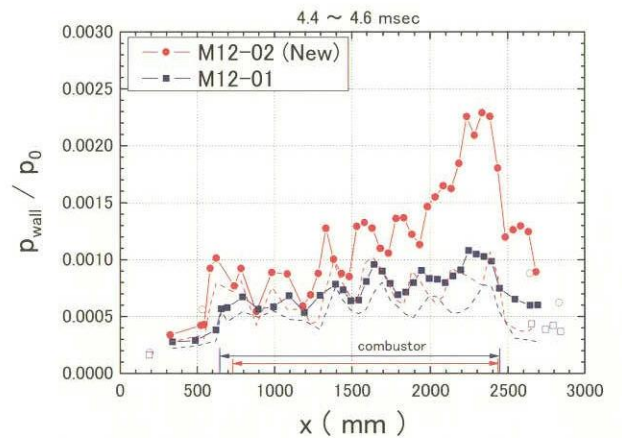


図12(f) M12-02 エンジンの圧力分布 (4.5msec)

たHyper-mixer 噴射器を導入し、より高い燃焼圧力を安定に維持できることを確認している。

5. おわりに

ここに紹介した極超音速熱空力試験およびスクラムジェット試験は将来の再使用型宇宙輸送系技術に必要な

るものであり、高温衝撃風洞は典型的な再使用型宇宙輸送系技術のための研究基盤である。現在、将来型宇宙輸送に関するビジョンが明確に示されておらず、再使用型宇宙輸送系の具体的なミッションはない。しかし、将来の宇宙輸送は必ず再使用型に向かうはずである。その時に必要となる技術を実際に提供していくため、さらに試験技術を高度化し、また熱空力技術やスクラムジェット技術を向上していきたい。

参考文献

- 1) 伊藤勝宏、植田修一、小室智幸、佐藤和雄、宮島博、河内山治朗、古賀寛哉、野本秀喜、富山健治、村本一、大型高温衝撃風洞HIESTの開発－その1 風洞の設計と作動特性－、日本航空宇宙学会誌、49(2001)、pp. 199-207
- 2) Stalker R. J. (1967) A Study of the Free-Piston Shock Tunnel, AIAA J., Vol.5, No.12, pp.2160-2165
- 3) Paull A. and Stalker R.J, Scramjet Testing in the T3 and T4 Hypersonic Impulse Facilities, Progress in Astronautics and Aeronautics vol.189,2000, pp.1-43
- 4) Hornung H.G. (1992) Performance data of the New Free-Piston Shock Tunnel at GALCIT, AIAA 92-3943
- 5) Eitelberg G. (1994) First results of calibration and use of the HEG, AIAA 94-2525
- 6) Itoh K., Ueda S., Komuro T., Sato K., Tanno H., Takahashi M.(1999), Hypervelocity aerothermodynamic and propulsion research using a high enthalpy shock tunnel HIEST, AIAA 99-4960
- 7) Ueda S., Sato K., Komuro T., Tanno H., Itoh K, Study on Surface Catalytic Effect using High Enthalpy Shock Tunnel, AIAA Paper 01-1768, 2001
- 8) Tanno H., Itoh K., Komuro T., Ueda S., Sato K, Experimental study on fuel injection for a large scale Scramjet in the impulsive facility HIEST, 23rd Int. symp. on Shock Waves, 2001
- 9) Chinzei, N, Progress in Scramjet Engine Test at NAL-KRC, AIAA Paper 01-1883
- 10) Takahashi et al (2004) Study on fundamental characteristics of a scramjet engine at a high speed flight condition over Mach 10, ISTS 2004-a-32