

高温衝撃風洞 Hiest の作動特性

伊藤勝宏¹、植田修一¹、高橋政浩¹、丹野英幸¹、小室智幸¹、佐藤和雄¹

Characteristics of the High Enthalpy Shock Tunnel Hiest

K.Itoh, S. Ueda, M.Takahashi, H.Tanno, T. Komuro and K.Sato

Abstract

NAL has been proceeding development of a 80 meter long large high enthalpy shock tunnel Hiest for hypervelocity ground testing of HOPE-X and the scramjet engine. The design of Hiest was based on the tuned piston operation theory and carried out so as to duplicate the high-temperature real gas effect caused mainly by molecular dissociation along the HOPE-X reentry path in the velocity range of 4 - 7 km/sec. For these testing requirements, a stagnation enthalpy of up to 25 MJ/kg and a stagnation pressure of up to 150 MPa are required at the nozzle reservoir condition when the 500 mm model is used. The construction phase of the Hiest was completed in October 1997 and a series of initial calibrations which mainly concerned with the characteristics of the free piston driver and the shock tube was proceeded until the end of January 1998. Since the Hiest became operational 80 shots have been conducted so far, for the measurements of driver gas contamination, the nozzle flow calibration, the force and heat flux measurements around the HOPE-X model. Here, the initial calibration results are shown by focusing on the performances of the free piston driver and the shock tube with the tuned operation. Moreover, some critical issues of the high enthalpy nozzle flows which were encountered in the further calibration are discussed.

1. はじめに

大気圏に再突入する宇宙往還機まわりの気流は1万度を越える高温となるため、気体分子の解離や原子の電離が起り、往還機の熱・空力特性に大きく影響する。また、超高速域のスクラムジェット作動特性においてもこの実在気体効果は重要となる。このような秒速4kmを越える超高速の実在気体流れを作ることができる唯一の試験設備が高温衝撃風洞である。航空宇宙技術研究所では平成7年度より、宇宙開発事業団と共同で、HOPE およびスクラムジェットの研究開発データを取得するため、世界最大の高温衝撃風洞 Hiest(High Enthalpy Shock Tunnel)の建設を進めてきた^(1,2)。平成9年6月に据付・組立を完了し、各種調整試験を経、10月に風洞基本性能を確認するための総合作動試験を開始した。この初期の総合作動試験では、主に自由ピストンドライバー及び衝撃波管の作動特性の把握に重点を置き、本風洞設計の基本概念である最適作動法⁽⁴⁾を実証した。その後、駆動気体による試験気体汚染計測及びピトー圧・熱流束レーキによるノズル流検定試験を行って主流条件を設定し、現在、HOPE の空力試験を行っているところである。

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1,500気圧、4,000度の高温高圧状態になる。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1,500気圧、10,000度ほどになり、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ところが高温衝撃風洞の最も特徴的なところであり、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圧の試験気流淀み点状態を作ることができる。Hiest の主要な仕様は以下の通りである。

圧縮管	長さ：42m	内径：600mm
衝撃波管	長さ：17m	内径：180mm
空気2次貯気槽	容量：7.7m ³	
ピストン	質量：300, 440, 580kg	
ノズル	出口径	：1200mm
	スロート径	：24-50mm

高温衝撃風洞は、空気貯気槽、圧縮管、衝撃波管、ノズルおよび測定部からなる。高圧空気で

試験気流淀み点エンタルピー	最大 25MJ/kg
試験気流淀み点圧力	最大 150MPa
試験気流持続時間	2msec 以上

*1 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センター

ところで、本格的な高エンタルピ流試験設備は世界的にも稀少である。高エンタルピ域のCFD技術に関して、検証データの少なさが物理モデルの難易度と相まって信頼性の向上を阻んでいることは間違いない。したがって、HIESTは高エンタルピCFD技術の発展に大いに活用すべきである。そのためにはこの設備が作る流れの素性をしっかりと把握しておかなければならないのだが、高エンタルピノズル流れの不明瞭さやノズルスロート溶融問題など苛酷な高温環境に起因する厄介な問題があり、主流条件を精度良く知ることが非常に難しい^{5,6)}。このように不確定要因が切実な設備を有効利用するには、CFDとの相互補完が必要不可欠である。既存の高エンタルピ設備より格段に大きく、温度、圧力が高いHIESTでは、スロート溶融問題が既存設備よりはるかに厳しくなっており、この問題について根本解決を目指すとともにどのようにCFDを活用していくかも検討しているところである。

本報告では、初期の総合作動試験で得た自由ピストンドライバーや衝撃波管の特性を示すとともに、その後の主流検定で明らかになった、CFDの検証データとして使用する際のノズル流れの問題点について述べる。

2. 自由ピストンドライバー及び衝撃波管の作動特性

2.1 総合作動試験条件

表1 総合作動試験条件

試験 No	エンタルピ (MJ/kg)	隔膜破断圧 (MPa)	ピストン質量(kg)
1	10	20	290
2	11	25	290
3	15	20	290
4	20	50	290
5	22	50	290
6	22	50	290
7	17	50	440
8	17	50	440
9	15	50	290
10	9	50	580
11	9	50	580
12	9	50	580
13	9	50	580
14	16	70	440
15	16	70	440
16	9	100	580

主に自由ピストンドライバー及び衝撃波管の作動特性の把握に重点を置いて行った総合作動試験の条件を表1に示す。No.3までは低圧条件でピストン発射特性を主に確認した。No.3～13

においては隔膜破断圧を50MPaに固定し、ピストン質量、駆動気体組成及び淀み点エンタルピを変化させて圧縮管、衝撃波管及びノズルの基本特性を把握するとともに、ピトー・熱流束レーク、HOPE力・圧力・熱模型及び光学計測装置(シュリーレン、レーザホログラフィ)の性能評価を行った。さらにNo.14～16では高圧作動時の健全性を確認した。

2.2 自由ピストンドライバー

高温衝撃風洞では衝撃波管駆動気体を自由ピストンで断熱圧縮することにより非常に強い衝撃波を発生し高エンタルピ流を作るが、駆動気体を高圧縮するため作動時間が極端に短くなり、また圧力回復率も著しく低下する。HIEST開発にあたって、航技研はこの自由ピストンドライバの欠点を克服するため最適作動法⁹⁾を開発し、それを設計の根拠とした。この最適作動法は、ピストンを高速作動させて駆動気体の圧力を保持し、かつ試験時間終了後の残留駆動気体によりピストンを減速して、管端に達するときに速度0となるよう条件を定める方法である。この総合作動試験では、最適作動法を実証し、その効果を確認することが最大の目的であった。

最適作動法の実証には、ピストン運動の詳細な計測が必要となる。ピストン表面に酸化被膜法で黒い縞を設け、レーザ反射光の強度変化を検出することにより得たピストン運動のx-t線図を試験No7と11について図1に示す。縦軸は、圧縮管端から6m上流に設置した基点ピストンセンサーにピストンが到達してからの時間、横軸は圧縮管端のピストンストッパーからの距離である。試験条件毎に多少異なるが、ピストンがストッパーの上流600mmあたりに達すると隔膜が破断する。その後ストッパーに近づくにつれピストンは急激に減速され、ストッパー上でほぼ停止している。ピストン軌跡から求めた速度変化を図2に示す。ピストンは隔膜破断時(ストッパーから約600mm上流)でも160～180m/sの速度を保持しており、10%ほどのオーバーシュート以内で駆動気体圧力を一定時間持続するのに適度な大きさである。その後ピストンは急激に減速して管端に達するわずか手前で速度0となり、最適作動法が実現されたことを示している。

図3には、圧縮管端で計測した駆動気体の圧力変化を示す。ピストンを高速で作動させるため、圧縮過程において強い攪乱が生じ、ピストンと管端の間を往復するものの、隔膜破断後約3msほど一定レベル以上の圧力が持続されている。なお、隔膜の破断タイミングは、駆動気体中の何らかの不純物が高温で発光する事を利用し、隔膜の下流700mmに設置した光センサにより検出している。

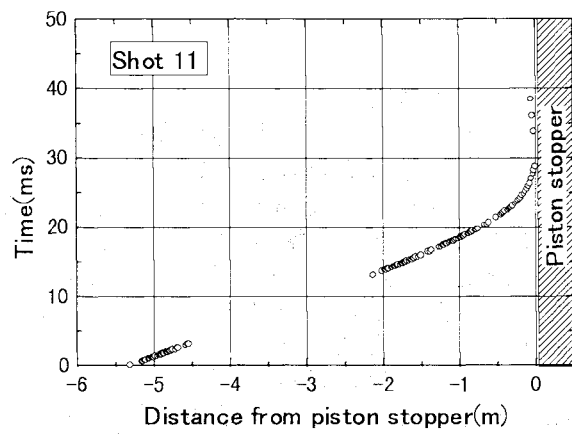
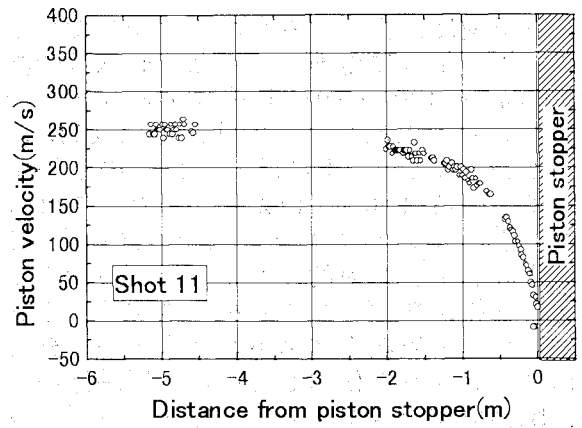
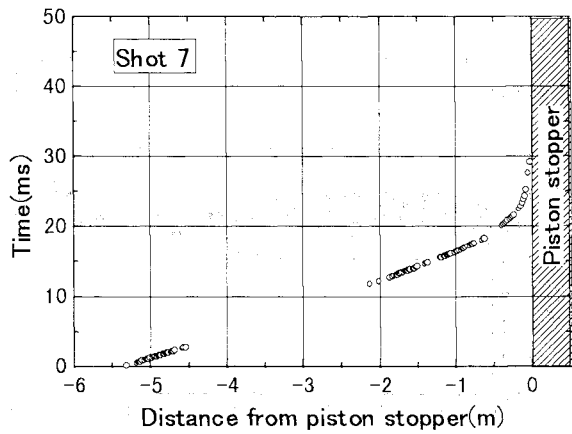


図 2 (続き) Shot11 のピストン速度変化

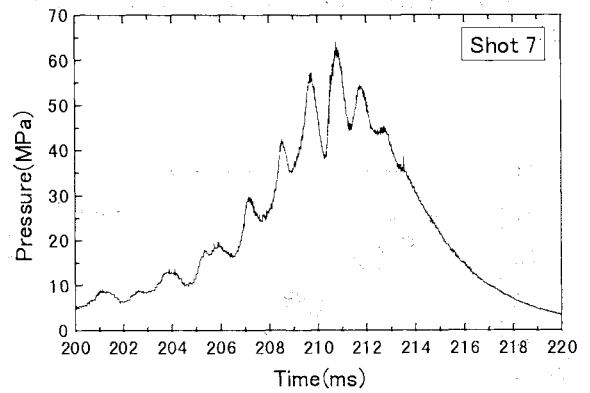


図 1 Shot7 と 11 のピストン x-t 線図

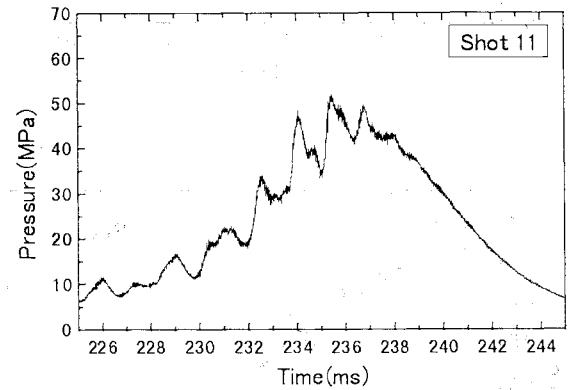
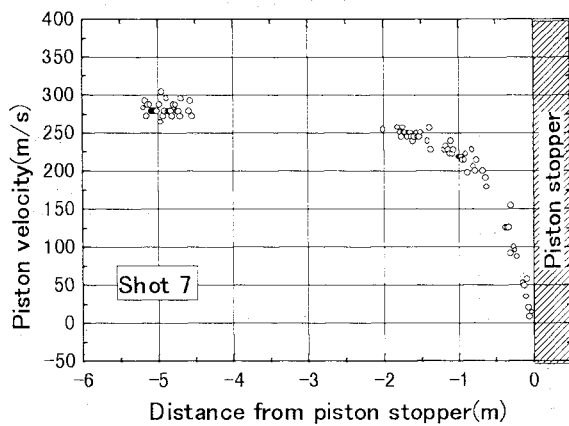


図 2 Shot7 のピストン速度変化

図 3 駆動気体の圧力履歴

駆動気体の圧力履歴とピストン運動の軌跡から駆動気体圧縮過程の P-V 線図を得る。図 4 にその対数表示を示す。ピストンを高速作動させることによる擾乱が現れるが、最小二乗法で勾配を求め、ポリトロープ指数を得る。それを淀み点エンタルピに対し整理した結果を図 5 に示す。自由ピストン型衝撃風洞を最適作動法に基づいて運転するとき、淀み点エンタルピと圧力により条件が決まる。特に、駆動気体圧縮比と

ピストン速度は主に淀み点エンタルピで決まるので、このように整理してみた。破線は断熱指数、1.64 ~ 1.65 の細い領域は1/3スケールのパイロット風洞データで検証した CFD による予測値である⁽⁴⁾。本試験結果はこの予測値を大きく下回る 1.60 ~ 1.62 であった。これは1/3スケールのパイロット風洞と同程度⁽⁴⁾であり、すなわち、相対的にパイロット風洞よりも大きな熱損が発生したことを示唆する。本風洞もパイロット風洞もピストンストッパー材としてポリウレタンを使用している。圧縮過程が進み、駆動気体温度が上昇するとストッパーは熱で溶ける。その結果煤が発生するのだが、サイズが大きく圧縮過程にかかる時間が長い本風洞では、この煤の量がパイロット風洞に比べると圧倒的に多く、溶融が激しいことを示している。このことが熱損の大きさに関与しているかもしれない。

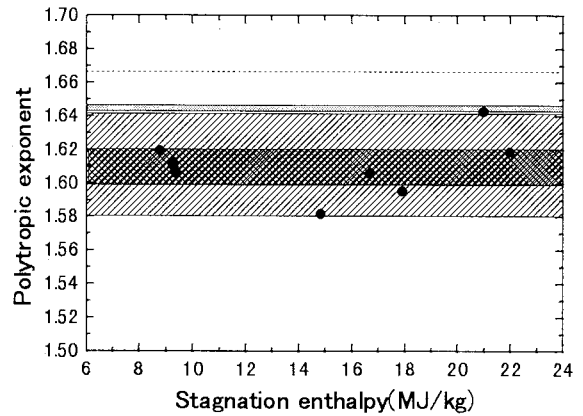


図5 ポリトロップ指数

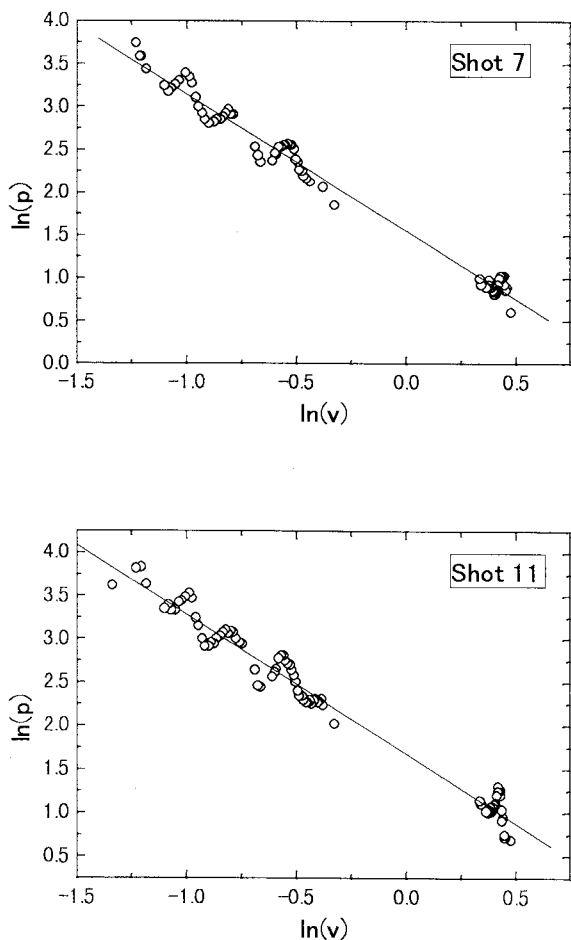


図4 駆動気体圧縮過程の P-V 線図

2.3 衝撃波管

自由ピストンドライバー最適作動法の効果に視点を置き、衝撃波管性能について考察する。図6は、高圧隔膜の下流 6m の位置から衝撃波管端までの 11m 間の衝撃波速度の変化である。衝撃波速度は下流へ向かって徐々に減少する。ちなみに、淀み点エンタルピは管端の衝撃波速度を用いて算出している。高圧隔膜の下流 6m の位置の速度はほぼ最高速度に近い。よって、管端での速度と 6m 地点の速度の比で衝撃波の減衰率を定義し、図7に示す。これも先述と類似の理由で、淀み点エンタルピに対して整理した。既存の高温衝撃風洞⁽⁷⁻⁹⁾では、15 ~ 30%ほど衝撃波が減衰するのに対して、本風洞ではわずか 4 ~ 12%の減衰率であった。これは、最適作動法により駆動気体圧力が維持されていること、さらに適切な衝撃波管長さとお内径の比(L/D)を選択したことによる。

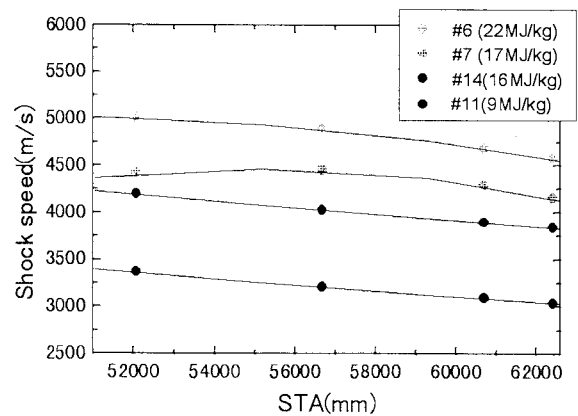


図6 衝撃波速度の変化

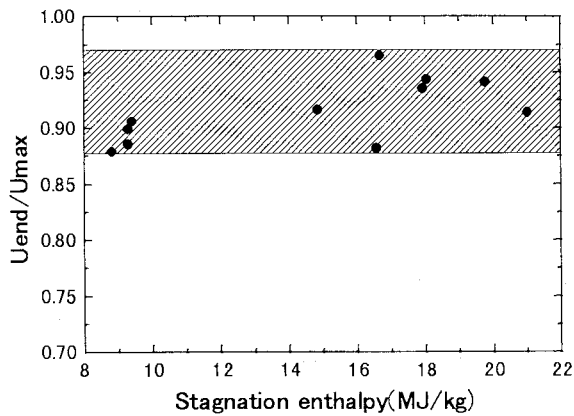


図7 衝撃波減衰率

法と適切な衝撃波管 L/D の選択による。

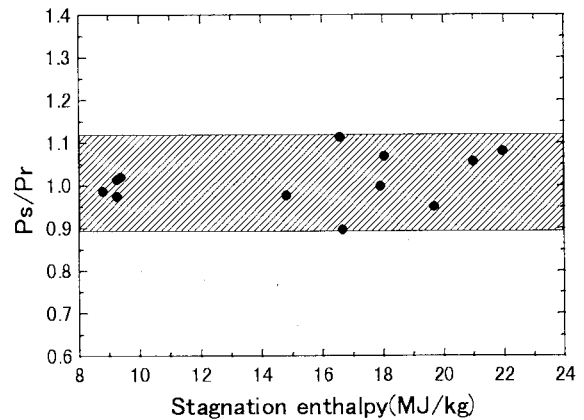


図9 衝撃波管圧力回復率

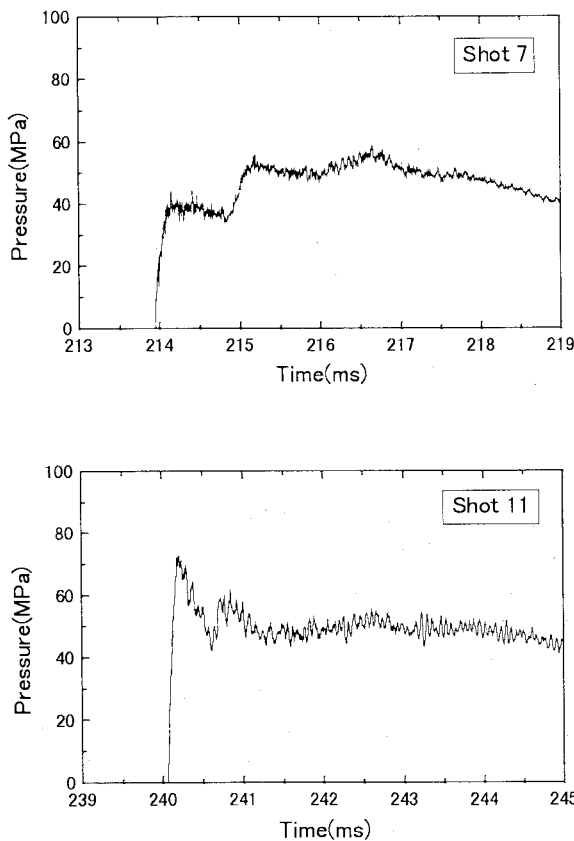


図8 衝撃波管端圧力履歴

図8にはノズルの貯気槽圧となる衝撃波管端圧力の時刻歴を示す。立ち上がりから1msほどは駆動気体の攪乱の影響が現れるが、その後2~3msほどの一定状態を得た。この一定圧力と隔膜破断圧の比で圧力回復率を定義し、それを図9に示す。先述したように、本風洞の自由ピストンドライバのポリトロプ指数は、設計値を大きく下回り、駆動気体の熱損は相当大きい。それにも関わらず、既存風洞^(7,9)より十分高い0.9~1.1という圧力回復率を達成した。これも先ほどの衝撃波減衰率と同様、最適作動

3. ノズル流れの問題

次に、ノズル流検定試験において観測された、スロート材の熱的損傷が主因とみられる主流の劣化について簡単に紹介する。まず、図10及び11にそれぞれ淀み点エンタルピ14MJ/kgと22MJ/kgの時のノズル出口上下左右方向のピトー圧分布を示す。図10の14MJ/kgの場合、流れの始動後約1msecでは非常に一様性が良く、コアな領域が直径約1mほどある。2msecになると周辺の方(境界層側)でわずかに一様性が崩れるものの、試験気流として十分使用可能である。一方、図11の22MJ/kgでは、始動後1msecですでに一様な領域が狭く、2msecになると周辺から大きく乱れ、もはや試験気流として耐えるものではない。この気流の乱れに関連して、22MJ/kgの場合のノズル出口淀み点熱流束の履歴を図12に示す。ノズル出口中心軸上では、乱れが無く、滑らかな状態が続く。しかし周辺部ほど気流始動後すぐに乱れが現れ始め、時間の経過とともに、また周辺ほど乱れが激しくなる。紙面の都合上、図は省略するが、低いエンタルピでも熱流束の乱れは観測されており、その傾向は、エンタルピが低いほど開始時期が遅く、またより周辺に留まる。

4. おわりに

HOPE およびスクラムジェットの研究開発データを取得するため、大型高温衝撃風洞 HIENT を建設し、風洞基本性能を確認するための総合作動試験を行った。ピストン運動と圧縮管圧力を計測し、本風洞設計の基本概念である最適作動法を実証し、衝撃波管圧力レベルと保持時間よりその効果を確認した。また、ノズル流れの試験に着手し、スロート材の熱的損傷が主因とみられる主流の劣化が観測された。現在、HOPE 熱空力試験に着手し、またスクラムジェット試験の準備を進めているが、ノズル流れの改善に向けたスロート材料・構造による比較試験も計画しているところである。

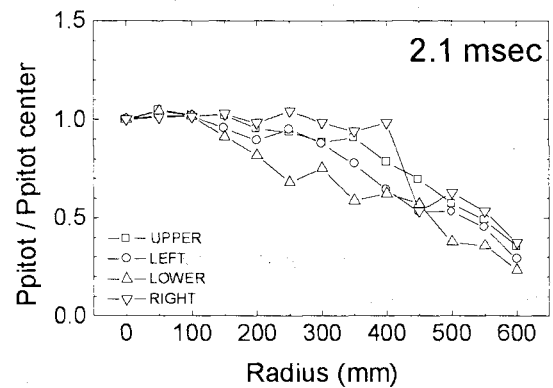
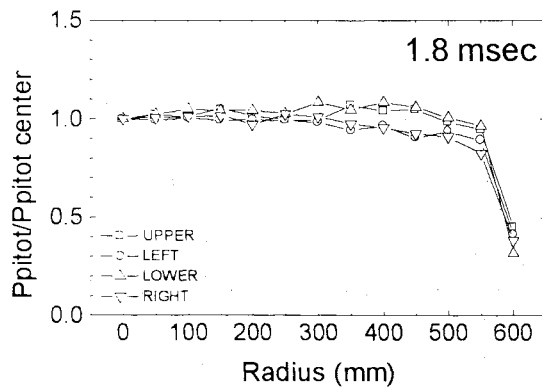
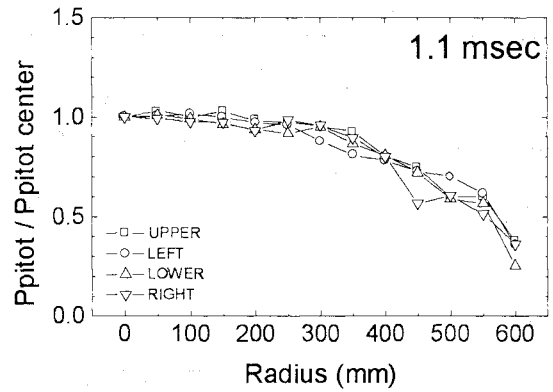
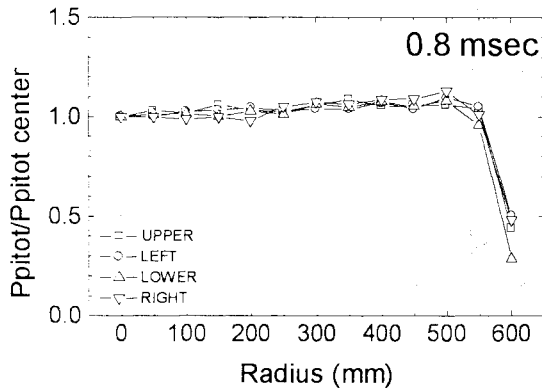


図 1 0 ノズル出口ピトー圧分布(14MJ/kg)

図 1 1 ノズル出口ピトー圧分布(12MJ/kg)

参考文献

- 1)伊藤、升谷、宮島、大型高温衝撃風洞の基本設計、日本航空宇宙学会誌、第43巻、1995
- 2)宮島、大型衝撃風洞 HIEST の設計の特徴、第58回風洞研究会議、1997
- 3)K. Itoh, S. Ueda, T. Komuro, K. Sato, M. Takahashi, H. Miyajima and K. Koga, Design and Construction of HIEST(High Enthalpy Shock Tunnel),Proc. International Conference on Fluid Engineering, ICFE'97, 1997
- 4)K. Itoh, Tuned Operation of Free Piston Shock Tunnel, Proc. 20th International Symposium on Shock Waves,1995
- 5)C.Park, Evaluation of Real-Gas Phenomena in High-Enthalpy Impulse Test Facilities: A Review, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.11, No.1, 1997
- 6)P.Sagnier and J-L. Verant, Flow Characterization in the ONERA F4 High-Enthalpy Wind Tunnel, AIAA Journal,Vol.36,No.4,1998

- 7)G.Eitelberg, First Results of Calibration and Use of the HEG, AIAA Paper 94-2525, 1994
- 8)H.Hornung, B.Sturtevant, J.Belanger, S.Sanderson, M.Brouillette and M.Jenkins, Performance Data of the New Free-Piston Shock Tunnel T5 at GALCIT,Proc. 18th International Symposium on Shock Waves, 1991
- 9)D.M.Jenkins, R.J.Stalker and R.B.Morrison, Performance Consideration in the Operation of Free-Piston Driven Hypersonic Test Facilities,Proc. 18th International Symposium on Shock Waves, 1991

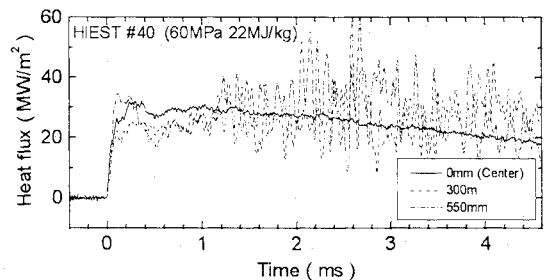


図 1 2 淀み点熱流束履歴(22MJ/kg)