

## 大型衝撃風洞 Hiest の設計の特徴

宮島 博 (航技研 角田)

Design Features of a Large High Enthalpy Shock Tunnel, the Hiest

Hiroshi Miyajima(NAL)

## 概 要

宇宙輸送機の再突入時の空気力及び空力加熱の試験を当面の目的として、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は共同で大型の自由ピストン衝撃風洞 Hiest を建設中である。この衝撃風洞の設計思想はピストン駆動高圧空気から試験気体へのエネルギー輸送を効率的に行うことである。これを実現するために、比較的軽いピストンを用い、且つ、主隔膜の破膜時におけるピストン速度を高くする概念を開発した。ここでは、この設計概念とその結果としての機械設計の特徴を述べる。

## 1. まえがき

大気圏に再突入する宇宙往還機まわりの空気は 10,000 ° C ほどの高温になり、圧力中心や縦揺れモーメント、熱流束の大きさなどの空力/空力加熱特性に分子解離の影響が強く現れる。これを実在気体効果と言い、特にクロスレンジ性能や姿勢制御角への影響は切実であるが、実験的検証の困難さゆえその予測法の信頼性が確保されていない。HOPE などの宇宙往還機開発では、ペイロード確保のため極めて高効率の機体設計が要求され、如何に実在気体効果の予測精度を向上させるかが成功の鍵を握る。

大気圏再突入流れを風洞で再現するには、実機と模型の分子解離の程度を等しくするために淀み温度と密度×代表長さを実機飛行条件に一致させる必要がある。密度×代表長さをバイナリースケーリングパラメータと言い、これを風洞で再現しようとする、流れのエンタルピを再現するほかに、実機より模型が小さい分だけ密度を上げることが必要となり、非常に高い風洞貯気槽圧力が要求される (Fig. 1)。これは、吹き出し型風洞どころ

か従来型の衝撃風洞の限界をもはるかに越える極限的風洞貯気槽要求で、それが可能な唯一の設備が自由ピストン型衝撃風洞である。

自由ピストン型衝撃風洞は、ピストン駆動用空気貯気槽、圧縮管、衝撃波管および極超音速ノズルからなり (Fig. 2)、駆動気体を比較的重いピストンで断熱等エントロピー圧縮し高温高圧にした後衝撃波管を駆動するので、発生する衝撃波の強さが飛躍的に向上する。ドイツ航空宇宙研究所 (DLR) の HEG やカリフォルニア工科大学の T5 など、自由ピストン型衝撃風洞はすでに欧米豪で稼働しているが、実機飛行に使用可能な実用的技術データの生産までには至っておらず、まだ克服すべき種々の問題をかかえている。

航技研と宇宙開発事業団は共同で大型高温衝撃風洞 (NAL/NASDA-Hiest, High Enthalpy Shock Tunnel) の建設を進めている。この衝撃風洞の設計思想はピストン駆動高圧空気から試験気体へのエネルギー輸送を効率的に行うことである。これを実現するために、比較的軽いピストンを用い、且つ、主隔膜の破膜時におけるピストン速度を高くする概念を開発

した。ここでは、この設計概念とその結果としての機械設計の特徴を述べる。

## 2. 自由ピストンドライバの最適作動法

自由ピストン型衝撃風洞では、断熱圧縮で駆動気体の体積が非常に小さくなり、駆動気体の圧力持続時間が極めて短い。したがって、ピストンが停止する圧縮管ピーク圧付近で隔膜を破断する従来の作動方式では、ノズル貯気槽である反射衝撃波背後の圧力が一定にならずに時間とともに下降し、通常の衝撃風洞のような上質の試験気流を得ることができない。この自由ピストン衝撃風洞の特有の問題点を克服するため、Stalker<sup>1)</sup>、および Hornung<sup>2)</sup> は破膜時にピストン速度が十分に高く、これにより駆動気体のほぼ一定の期間を確保する作動法を提案した。このピストンがまだ十分速い段階で隔膜を破断し、駆動気体流出分をピストン移動で補うことで圧力降下を食い止め（駆動圧力保持）、かつ管端に激突しないよう駆動気体流出完了時にちょうどピストン速度が0になる（ソフトランディング）、二つの条件を同時に満足する、いわゆる最適作動条件で運転することが必須となる。航技研では、この最適作動条件について理論的、実験的な研究をおこない、その結果を HIRST の基本的な設計概念とした。近似的な最適作動公式に基づく諸元の決定の概要は別途述べたので<sup>3)</sup>、ここではより厳密な解析による結果を示す<sup>4)</sup>。その結果として、ピストン質量は以前の設計値よりかなり軽量とする必要があることがわかった。

隔膜破断後のピストン運動特性は、隔膜破断時のピストン速度と駆動気体の状態、ピストン質量および圧縮管のサイズに依存し、この駆動気体/ピストン運動系はベッセル方程式に帰着し厳密解を持つ。ソフトランディングの条件は管端からある位置においてピストンの速度と加速度がともにゼロとなる条件を求める固有値問題になる。それは下記に示す

$\omega$  と  $\beta$  の関係として解析解が得られている。

$$\omega \equiv \sqrt{\frac{c(\gamma)P_0V_0}{W_p(A^*/A)^2a_0^2}} \quad (1)$$

$$\beta \equiv u_r/U_r, \quad U_r = \rho_r a_r^* A^*/\rho_r A \quad (2)$$

ここで、 $c(\gamma)$  は比熱比の関数であり  $P_0$ 、 $V_0$  はそれぞれ圧縮管初期圧と体積を示す。 $W_p$  はピストン質量であり、 $A^*$  および  $A$  は衝撃波管入り口のスロート面積および圧縮管の断面積である。 $a_0$  は圧縮管内の気体の初期音速である。 $u_r$  および  $U_r$  はそれぞれ破膜時のピストン速度および駆動気体の圧力を一定に保つに必要なピストン速度である。また、添え字  $r$  は破膜時の状態を示し、 $*$  は衝撃波管入り口のスロートを示す。

駆動気体圧力を隔膜破断時の圧力  $P_r$  の 0 ~ 10% 以内に保つ時間を圧力保持時間と定義すれば、圧縮管内の熱損失、およびピストンのシールの摩擦を考慮すれば実用的な  $\beta$  の範囲は 1.2 から 1.6 の範囲である<sup>4)</sup>。この  $\beta$  の範囲内でソフトランディング条件を満足するのが最適作動条件となる。計算例を Fig. 3 に示すが、 $A^*/A = 0.09$ 、圧縮比  $\lambda = 5.0$  においては必要な  $\beta$  の範囲に対応する  $\omega$  の値は 1.5 - 1.8 の範囲となり、従来の設計よりかなり高い値となる。 $\omega$  の定義式から、この値を大きくするには下記の3つの方法が考えられる。

- (1) 音速の低い駆動ガスを用いる
- (2) オリフィス等を挿入して、 $A^*$  を小さくする
- (3) 軽いピストンを用いる

上記の (1)、(2) は衝撃波管駆動の能力を損なうので、ピストン駆動用の高圧空気から試験気体へのエネルギー輸送を効率的にす

るには、(3)の選択が最も適している。

このような基本的な考え方で決定した諸元を Fig. 4 に示す。初期設計ではピストン質量は 370kg から 895kg の 5 種類であったが<sup>3)</sup>、現設計では 300kg から 560kg の 3 種類をを予定している。

なお、風洞諸元の決定の概要についてはすでに述べたが<sup>3)</sup>、モデルの大きさと必要な試験時間によって風洞のサイジングは支配された。本設備では最大エンタルピ時の試験時間の要求は 2 ms である。圧縮管の径は 600 mm でその長さは 42 m、衝撃波管の径は 180 mm で長さは 17 m である。1200 mm 径のノズルは空力試験用であり、700 mm 径のノズルはスクラムジェット試験用である。HOPE の試験領域をカバーするために、フリーピストン衝撃風洞としては、世界最大、最高性能を目指すことになった。

### 3. HIEST の機械設計の特徴

本風洞の設計思想は、ピストンを駆動する高圧空気から衝撃波管内の試験気体へエネルギーを効率的に輸送し、高温高圧のノズル貯気槽条件を得ることである。この設計の理論的基礎は、前節に概要を述べた最適ピストン作動理論である。解析結果として、軽いピストンを用い、破膜時のピストン速度を高くすることが基本設計概念となった。今までのこの種の衝撃風洞で経験したことの無い作動条件をめざすことになり、リスク低減のため、可能な限り、パイロット風洞で設計概念の検証を行う方針をとった。また、当面は HOPE の空力試験に焦点を合わせていることから、性質のよくわかった良好な流れを得ること、短時間の熱流速および力計測の開発に重点を置いた。

風洞本体の機械設計の特徴は以下のようにまとめられる。

(1) ラップアラウンド型の 2 次貯気槽、

- (2) 急開弁機構を有する発射カプセル、
- (3) 軽量を可能とし、その運動を高精度で計測できる簡単なピストン設計
- (4) 衝突時のピストン変形を防止するポリウレタン製のピストンダンパー
- (5) 高圧カップリング部の 2 重安全構造
- (6) 衝撃波管上流および下流端での交換可能な熱防護ライナー
- (7) Cr-Zr-Cu 製のノズルスロート

上記 (2) から (4) 項までは軽量のピストンを用いるために直接的に必要となったことである。

Fig. 5 に 2 次貯気槽と発射カプセルを示す。ラップアラウンド型の 2 次貯気槽はドイツの HEG<sup>5)</sup> で採用している形態であるが、可動シールを必要としないこと、ならびに、リコイル時に偏った力が働かない点で、オーストラリアの設計 (T 4, T 5) よりも優れている。ピストンは発射プラグ前面にセットされる。ピストンには高圧空気をシールする部分はなく、この発射方式により、ピストンの設計が非常に簡単になる。ピストンの発射は発射プラグを油圧によってわずかだけ移動させることにより開始する。2 次貯気槽からの高圧空気が発射管に流入すればピストンが発射されると同時にプラグは 6m/s 程度まで加速されるが、すぐに油圧衝撃吸収器により加速を抑制する必要がある。この衝撃吸収器ではプラグを停止することは出来ないので、最後にポリウレタン製のプラグダンパーによってプラグは停止する。プラグの開速度が低すぎると、ピストンの加速が十分ではなく、圧縮管性能に影響を及ぼすことがある。この発射管の開発においては、発射プラグの運動や空気の流れにおける動的な現象を極力さげ、準定常的な取り扱いが出来るようにすることが鍵であることがわかった。開発の詳細については小室ら<sup>6)</sup>の報告がある。

Fig. 6 にピストン設計の一例を示す。ピス

トンの設計の要求条件は、軽量とすることが出来ること、破膜前後のピストンの運動を正確に捉えられること、適切に空気と駆動ガス（ヘリウム等）のシールが行えること、ならびに、圧縮管端とピストンの間の波を分散できる構造であることなどである。ピストン本体は A 6061 アルミニウムで、その長さ/直径比はベアリングの中心線間で約 1 である。より軽量のピストンが必要な場合には、この長さを若干短くすることが出来る。矩形断面のナイロン製のベアリングはシールリングとしても働く。本体外表面の黒色の縞はレーザー光の反射によってピストンの軸位置（運動）を正確に捉えるためのものである。この方法によるピストンの運動の計測は非常に精度が高いことがパイロット風洞の試験によって確かめられている<sup>4)</sup>。ピストン前面にはキャビティを付け、これによる圧力波の分散を期待した。

Fig. 7 には主隔膜部の設計を簡略化して示した。主隔膜は圧力板とストライカー板とによって挟まれる。これは圧縮管と衝撃波管を締結するナットによって締め付けられ、ショットの時には油圧によるプリロードがかけられる。内部ナットの強度は外部ナットのそれよりも若干弱くなるような熱処理が施されており、万一異常な運転をしたときでも、内部ナットのみが破損するような 2 重安全の措置を取っている。ピストンダンパーの材料と形態を選定するに当たっては、ダンパーは衝突のエネルギーを弾性範囲で吸収できることと、ある程度の耐熱性を持つことを重点とした。材料としては硬質ポリウレタンを選定し、円筒形のセグメントを接着して二つの異なる長さのダンパーを製作することにした。圧縮管高圧端部にはピストンの運動を検知するセンサーのポートが軸方向に 4 カ所設けられている（図には 2 カ所のみ示されている）。主隔膜には十字の溝が刻まれており、破膜時にペタルはストライカー板に衝突する。ここで、

流路断面は矩形から円形に変わる。

Fig. 8 に衝撃波管下流端部を示す。衝撃波管下流端では、衝撃波が反射して、ノズルの貯気槽状態が作り出される。従って、この部分では高温高圧のガスが滞留するので、衝撃波管の壁面が熱による浸食を受けるのを避けることは出来ない。このため、衝撃波管端には交換可能なスリーブを装着する。このスリーブに対する主要な要求は、良好なヒートシンク性の他に、スリーブ上流端における高温シール性と、ショットを繰り返したときのスリーブの変形が少ないことである。材料としては、比較的高強度の Cr-Zr-Cu 合金を選定し、25 mm 厚さ、長さ 600 mm のスリーブとした。シール面は 70 度接触角とし、必要に応じてシール圧力を調整できる構造とした。高温高圧の作動条件において浸食を受けない高強度のノズルスロート材料は世の中に存在せず、消耗品的な考え方が必要であることから、材料としては、一般に手に入りやすい材料である Cr-Zr-Cu を選定した。2 次隔膜はスロートの下流部に装着する。スリーブの構造やノズルの材料とその単純な流路形状および 2 次隔膜位置などの設計は、パイロット風洞による多くの開発試験の結果を基にした。

#### 4. パイロット風洞による開発試験

すでに述べたように、HIEST のリスク低減のため可能な限り、パイロット風洞で設計概念の検証を行う方針をとった。Fig. 9 に示すように、パイロット風洞は HIEST の約 1/3 の寸法であり、HEK と名付けられている。この風洞は、HIEST の開発試験に用いられているだけではなく、高エンタルピの空気力学に関する基礎研究にも用いられている。

Table 1 に開発試験項目と得られた主な結果まとめた。それぞれいくつかのフェーズに分けて 7 項目の開発試験を実施したが、力計測を除いてすべてクローズし、承認図に反映されている。力計測は現在第 3 回目の試作試験

を終了し、きわめて有望な結果が得られている。最適作動理論の検証、発射管の開発、およびノズルスロートの材料と形状の選定等には HEK を使用する開発試験としては相対的に長期間を費やした。

## 5. むすび

HIRST の据付は現在進行中であり、平成 9 年 9 月中には最初のショットが予定されている。11 月末には 1.2 m ノズルの最初の較正試験を終了し、空力試験が可能になる予定である。なお、本設備には膜溝刻み装置や破膜試験機等の付帯設備、天秤の静的および動的較正装置および各種センサー類の較正装置が準備されており、試験自体は自立的に実施できる配慮がなされている。

本衝撃風洞の建設計画は N A L / N A S D A 共同で進められたものであり、N A S D A 宇宙輸送システム本部、宇宙往還システム室および設備整備開発室ならびに角田ロケット開発センターの多くの方々の参画をいただいた。ここにあつくお礼を申し上げる。また、本風洞の設計、製作および据付工事ならびに調整試験は三菱重工業(株)が担当している。関係者に心より謝意を表したい。

## 引用文献

- 1) Staker, R. J., "A Study of the Free-Piston Shock Tunnel," AIAA Journal, Vol. 5, 1967, pp. 2160-2165.
- 2) Hornung, H. G. and Belanger, J., "Role and Techniques of Ground Testing for Simulation of Flows up to Orbital Speed, AIAA paper 90-1377, 1990.
- 3) 伊藤勝宏、升谷五郎、宮島博、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 年、pp.436-440.
- 4) Itoh, K., "Tuned Operation of a Free Piston Shock Tunnel," Proceedings of the 20th International

Symposium on Shock Waves, Pasadena, California, July, 1995, pp. 43-51. Also, Itoh, K., et al., "Improvement of Free Piston Driver for High Enthalpy Shock Tunnel," submitted for publication in Shock Wave Journal.

5) Eitelberg, G., "First Results of Calibration and Use of the HEG," AIAA paper 94-2525, 1994.

6) 小室智幸、他、高温衝撃風洞用ピストン発射部の研究開発、平成 8 年度衝撃波シンポジウム講演論文集、1997 年 3 月

7) 佐藤和雄、他、高エンタルピ風洞におけるノズルスロートの研究、平成 8 年度衝撃波シンポジウム講演論文集、1997 年 3 月

8) 丹野英幸、他、高温衝撃風洞における短時間空力計測、平成 7 年度応用力学講演会、1996 年 1 月

9) 伊藤勝宏、他、有翼模型の高エンタルピ空力特性計測、平成 8 年度衝撃波シンポジウム講演論文集、1997 年 3 月

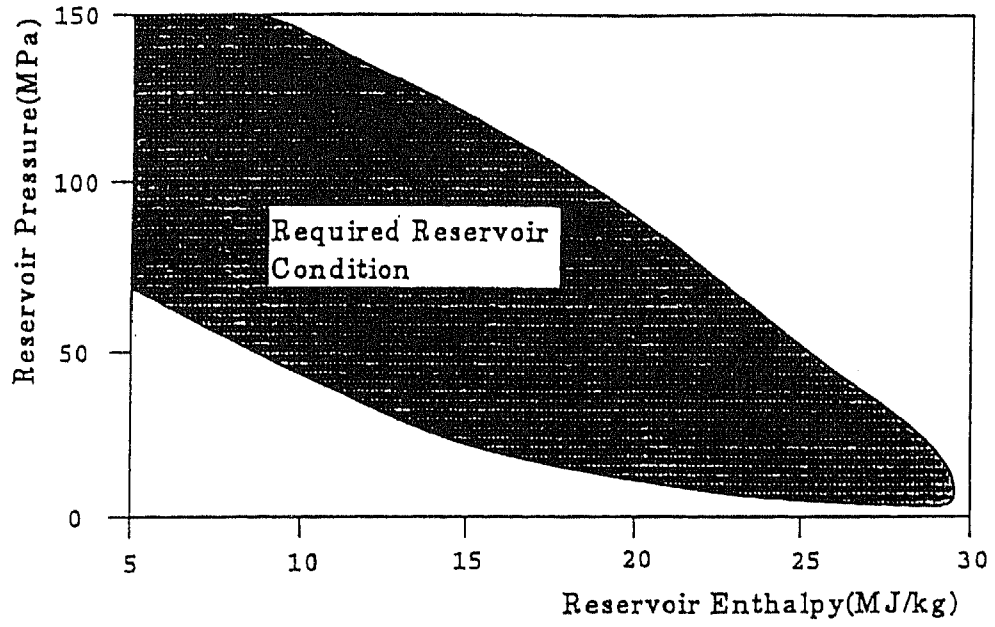


Fig.1 Required reservoir condition for 0.5m model length

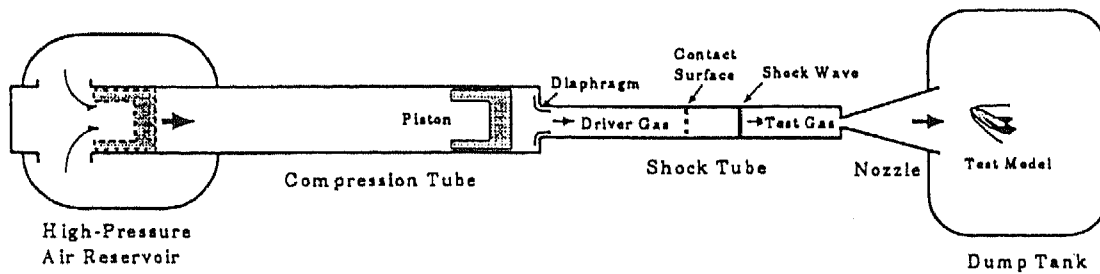


Fig.2 Free piston shock tunnel

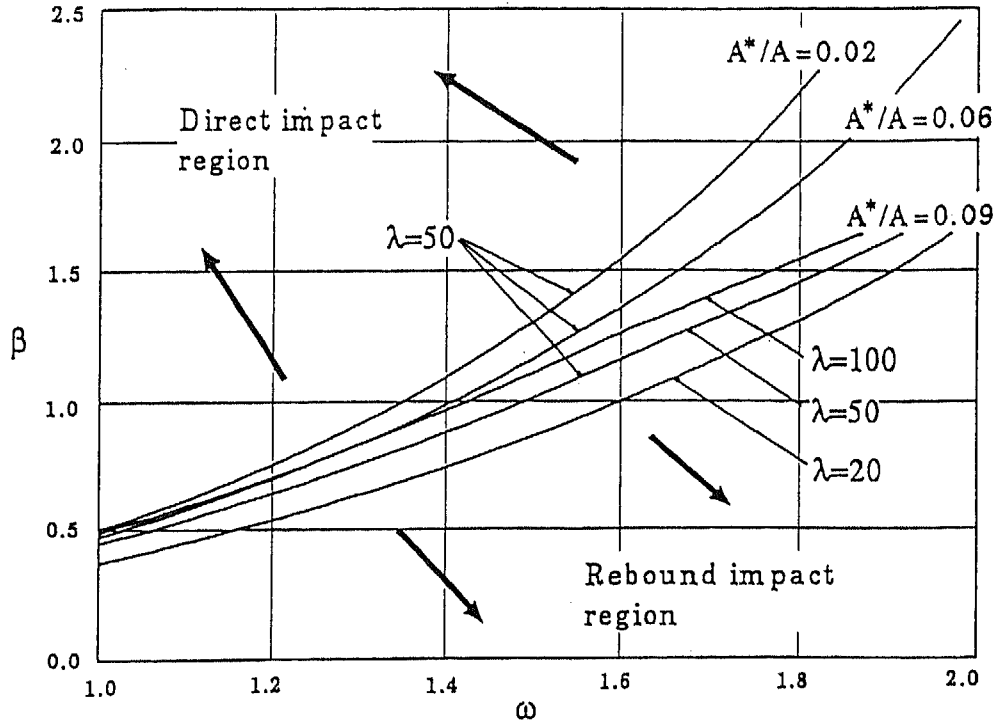
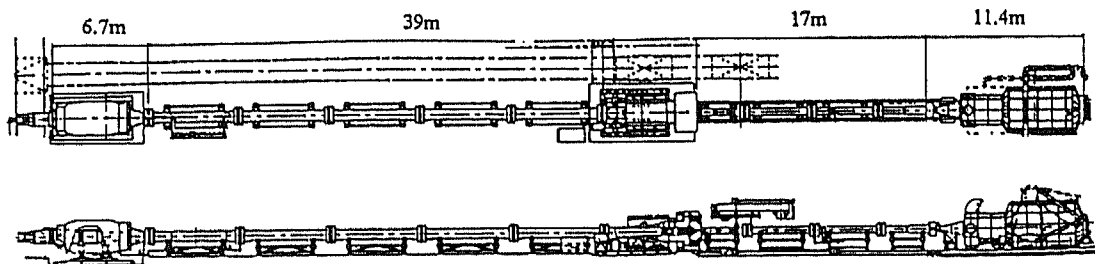


Fig.3 Soft-landing conditions for 100% He driver



Specifications:

Compression tube	42m	$\phi$ 600
Shock tube	17m	$\phi$ 180
Pistons	300 ~ 560 kg	3pistons
Nozzles	$\phi$ 700	Mach6 ~ 8
	$\phi$ 1200	Mach8 ~ 10
Stagnation enthalpy	~ 25MJ/kg	
Stagnation pressure	~ 150MPa	
Test flow duration	2msec or more	

General requirements of HOPE tests:

Model size	500mm length $\times$ 300mm width
Angle of attack	~ 45°
Velocity	4 ~ 7km/sec
$\rho \times L$	$10^{-3} \sim 10^{-2}$ kg/m <sup>3</sup>
(Binary scaling parameter)	
Test flow duration	2msec or more

Fig.4 Hiest characteristics and dimension

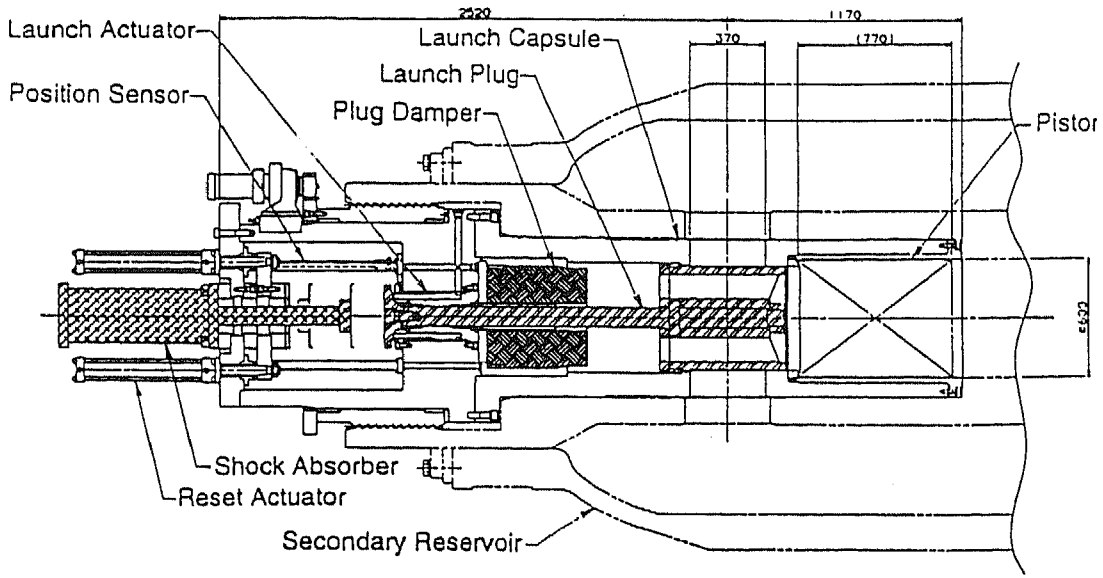


Fig.5 Secondary reservoir and launch capsule

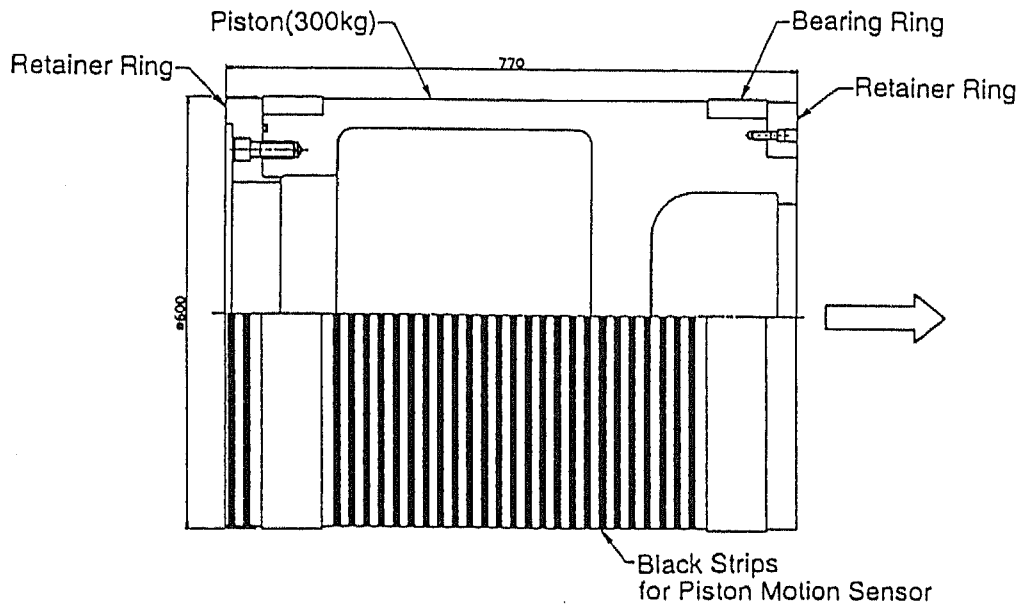


Fig6. Typical piston design



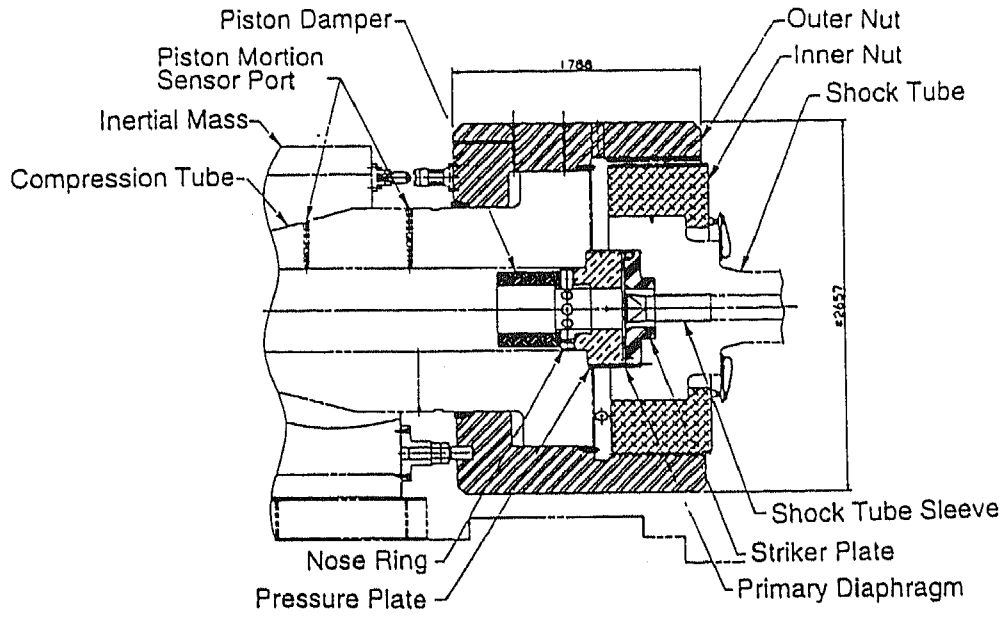


Fig.7 Primary diaphragm section

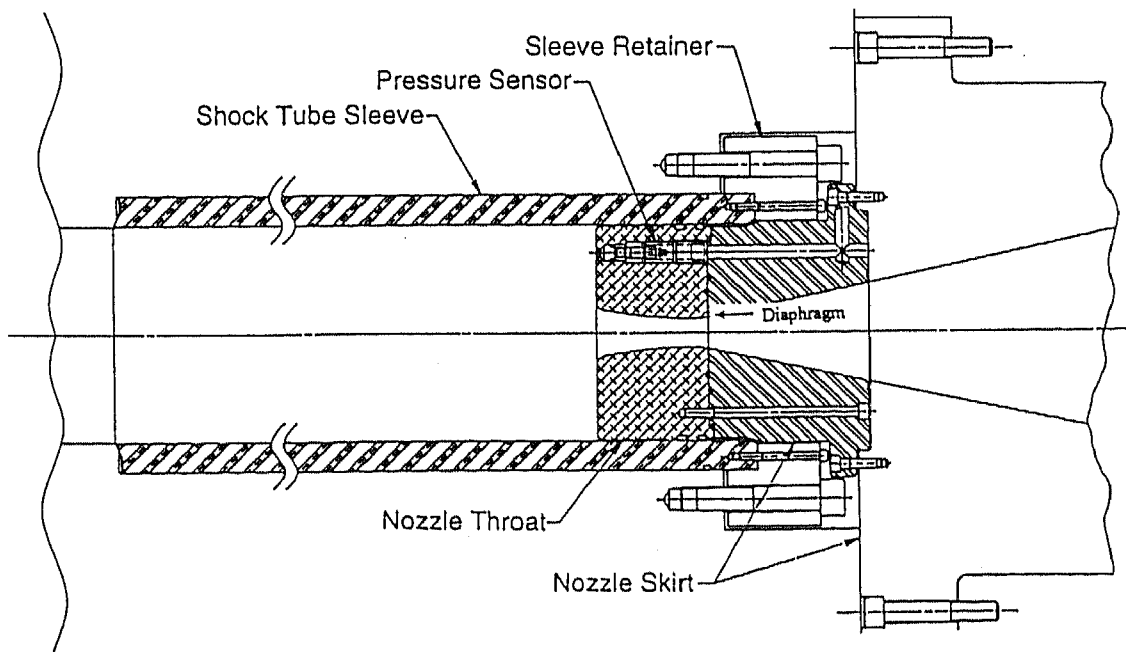
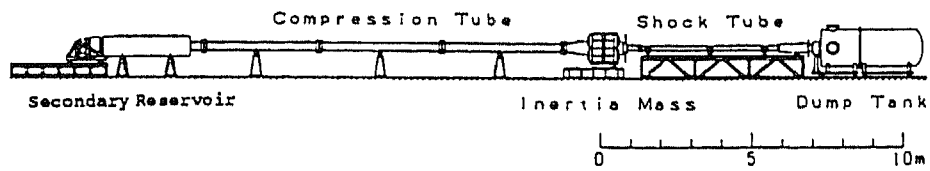


Fig.8 Shock tube end section



Compression tube	length	16 m
	diameter	21 cm
Shock tube	length	6.5 m
	diameter	72 mm
Nozzle	throat	10 and 18 mm
	exit	390 mm
		12° conical
Piston	weight	15 to 26 kg

Fig.9 Pilot free piston shock tunnel HEK

Table 1. HEK test results

Item	Major results	Reference
1. Tuned operation	• Tuned operation analysis verified. • Piston motion measurement.	4
2. Launch tube	• Workable configuration developed.	6
3. Piston damper	• Polyurethane material. • Bonded segments.	
4. ST liner	• Cr-Zr-Cu material. • Metallic seal configuration.	
5. Nozzle throat geometry	• Simple throat configuration. • Diaphragm at downstream of throat.	7
6. Nozzle throat material	• Cr-Zr-Cu.	7
7. Force measurement	• New compensation method. • Development of balance.	8,9