# 高温衝撃風洞(HIEST)のピストン作動特性解析

Analysis of Piston Motion Characteristic of High Enthalpy Shock Tunnel

名古屋航空宇宙システム製作所 **戸** 上 健 治\*1 木 村 一 雄\*2 航空宇宙技術研究所 伊 藤 勝 宏\*3

宇宙往還機を始めとする宇宙機の空力データ取得を目的として、航空宇宙技術研究所角田研究センターに当社が納入した高温 衝撃風洞には、高圧空気でピストンを発射して高温高圧のドライバガスを生成させる自由ピストンドライバが採用された.この 設備を運用する際の重要な技術の一つに、発射されたピストンをほぼ速度0で停止させるための条件設定法を確立することが挙 げられる.そのため、航空宇宙技術研究所が開発した最適作動理論をベースに、ピストン停止条件設定プログラムを開発した. 次に、その解析モデルを試験結果を基に精度向上させた.さらに、本プログラムで設定した条件で試験を行った.その結果は、 試験結果と良く一致し、本プログラムの有効性が確認できた.

A free piston driven shock tunnel was developed at National Aerospace Laboratory Kakuda Research Center for aerodynamic and aerothermal tests of Japanese reentry experimental vehicle HOPE-X. One of the key technologies of this kind of shock tunnel is determining the operating conditions such as piston weight, in order to avoid a severe impact of the piston on the compression tube end. For this purpose, the software based upon tuned operation theory which formulates the optimum piston motion was developed and the model was modified and verified according to the test result. The computation results showeds very good agreement with the experimental data and the capability of this software has been proved.

### 1.まえがき

宇宙往還実験機(HOPE-X)が大気圏へ再突入する際には、機 体周りの空気の温度は最高約 10 000°C, 圧力は約1500 気圧まで上 昇し、空気中の分子が解離する等のいわゆる実在気体効果が顕著 になる. このような状態を地上で再現できる試験設備として、航 空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団/三菱重工は世界最高の性能 を有する大型高温衝撃風洞 (HIEST: High Enthalpy Shock Tunnel)の開発を進めてきた<sup>(1)</sup>。本風洞の主要構成及び諸元を、 図1に示す.本風洞の作動原理は,空気2次貯気槽に蓄えられた 高圧空気がピストンを加速し、圧縮管内の駆動気体(ヘリウム/ アルゴン混合気)を圧縮し、高圧隔膜を破断させる. 隔膜破断後 は駆動気体が衝撃波管へ流入し、衝撃波を形成する、衝撃波管端 で反射した衝撃波は、高温高圧の貯気槽状態を作り、ノズルで膨 張して試験部へと流れる。設計上の最重要ポイントは、必要な気 流条件を得るため、ピストンを最高速度約 300 m/s で運転する必 要がある.しかし,設備の損傷を防ぐためには,高速のピストン を隔膜破断後駆動気体を押出した後に急激に減速させ、安全に停 止させなければならない.

これを実現する運転方法が、最適作動法(2)と呼ばれるピストン作

動法であり、本報では、最適作動プログラムの開発と、HIESTの 風洞運転条件設定への適用について述べる。

## 2. 最適作動法

自由ピストン型衝撃風洞は、ピストンによる断熱圧縮で、容易 に高温高圧の衝撃波管駆動気体を作ることができる.しかし、従 来の作動方式では、ピストンがほぼ速度0まで減速されてから隔 膜が破断するため、駆動気体の流出に伴い、駆動気体の圧力が急 激に減少する.そのため風洞総圧を保持することができず、有効 な試験時間が極めて短くなるという致命的欠点を持っていた.航 空宇宙技術研究所開発の最適作動法はこの欠点を克服するもので ある.まず、ピストン速度が十分速い段階で隔膜を破断する.隔 膜破断後もピストンが駆動気体を圧縮し続けることによって、駆 動気体の衝撃波管への流出による圧力降下を補う.それにより、 圧縮管下流端の圧力を維持する時間を長くする.次に、保持した 圧縮管下流端圧力をピストンのブレーキに利用し、駆動気体流出 完了時に、ピストンダンパ位置で停止(ソフトランディング)さ せる.

数学的には、ピストンの運動方程式(1)及び隔膜破断時の駆動気 体質量保存式(2)を連立して無次元化させる.



図1 高温衝撃風洞の構成 高温衝撃風洞の主要構成を示す. Schematic of free piston driven high enthalpy shock tunnel

\*1 研究部機体·機器研究課

\*2研究部空力研究課

\*3 角田宇宙推進技術研究センター ラムジェット推進研究部高温衝撃風洞研究室長

三菱重工技報 Vol. 35 No. 5 (1998-9)

$$W\frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} = -A\left(P - P_{\mathrm{R}}\right) \tag{1}$$

$$\frac{\mathrm{d}(\rho V)}{\mathrm{d}t} = -\rho^* a^* A^* \tag{2}$$

さらに、駆動気体質量及びピストン速度をそれぞれ独立変数及 び未知関数とする2階常微分方程式に帰着させてピストンの運動 を解くことができる。この微分方程式中に、以下のようなピスト ン運動特性パラメータωが現れる。

$$\omega \equiv \sqrt{\frac{c(\gamma) P_0 V_0}{W(A^*/A)^2 a_0^2}}$$

ここで,

₩:ピストン重量	u:ピストン速度
P:ピストン前面圧	PR:ピストン背面圧
A:圧縮管断面積	A*:衝撃波管断面積
ho:駆動気体密度	V:駆動気体体積
a:駆動気体音速	$c(\gamma)$ :比熱比の関数

添字\*:衝撃波管入口での状態 0:初期の状態

この微分方程式の固有値問題を解き、ωが固有値より小さいと きは、ピストンはピストンダンパに直接衝突(ダイレクトヒット) し、ωが固有値より大きいときは、ピストンは一たん押戻されて (リバウンド)から再加速し、ピストンダンパに衝突する.ωが 固有値に等しいときは、ピストンはソフトランディングする.

### 3. 最適作動プログラムの開発

## 3.1 風洞運転条件パラメータ設定

実際に風洞を運転する際に、要求されたノズル出口での気流条件を満たすためには、風洞運転条件パラメータは次の6つが必要になる.

隔膜破断圧力

- ② 圧縮管端のピストンダンパの高さ(2種類から選択)
- ③ 駆動気体のヘリウム/アルゴン分率
- ④ 圧縮管の初期圧力
- ⑤ 空気 2 次貯気槽の初期圧力

## ⑥ ピストン重量(3種類から選択)

3.2 最適作動プログラムの開発

最適作動プログラムは,隔膜破断圧力①,ピストン重量⑥及び 駆動気体のヘリウム/アルゴン分率③を与えると,任意の圧縮比(駆 動気体の初期と隔膜破断時の体積比)に対する V<sub>m</sub> [ピストン加速 度が0になるときの駆動気体体積(②に対応)],隔膜破断時ピス トン速度,空気2次貯気槽初期圧力⑤,圧縮管初期圧力④等を算 出するものである.本プログラムは高精度で風洞運転条件パラメ ータを予測できるように,HIEST に対して次のようなプロセスで 進めた.

- (1) 航空宇宙技術研究所角田センターのパイロット衝撃風洞 HEK (図1参照)の膨大な試験データに基づいた最適作動プログラムを用いて、最初の試験条件を設定した。
- (2) 次に HEK と HIEST の諸元の違いによる条件設定の誤差を修 正するために、(1)で設定した試験条件でのピストン運動を、準 一次元ピストン運動 CFD プログラムでシミュレーションした. CFD プログラム上でピストンがソフトランディングするよう に、空気 2 次貯気槽圧力を微調整し、その条件を用いて試験を 実施した.
- (3) 安全に試験を進めるため、低い破断圧から試験を開始し、徐 々に破断圧の高い条件へと移行した. ピストンも軽いものから

始めて,重いものへと移行した.破断圧 50 MPa 以下,440 kg 以下のピストンの試験が終了した段階で,HEK のモデルを使用 していた CFD コードを HIEST の試験データを用いて修正し, 精度向上を行った.検証に用いたのは,ピストンの時刻一位置 線図及び圧縮管端の圧力履歴データである.

- (4) 準一次元ピストン運動 CFD プログラムの精度が十分になった ところで、最適作動プログラムの解析結果が準一次元ピストン 運動 CFD 結果を忠実にシミュレートするように最適作動プログ ラムの精度向上を行った。
- (5) 以上で精度向上された最適作動プログラムを用いて,580 kgの ピストンを用いる試験の条件設定を行った.

最適作動プログラムでの解析は, "隔膜破断圧力①が与えられた ときにピストンをソフトランディングさせるための, 圧縮管端の ピストンダンパの高さ②, 駆動気体のヘリウム/アルゴン分率③, 圧縮管の初期圧力④, 空気2次貯気槽の初期圧力⑤, ピストン重 量(3種類)⑥の組合せを求める"ことになる。

## 4. 性能確認試験

プログラムの検証/精度向上を行うためのデータは、性能確認 試験として計画された14回の試験から取得した. 試験は、総圧16 ~68 MPa、よどみ点エンタルピ8.8~22 MJ/kgの範囲で実施し た. プログラムの精度向上には、下記に示すデータを用いた.

(1)ピストン走行履歴

圧縮管下流端近傍のピストンの位置を, ピストン側面に描い た白黒のしまにレーザ光を照射して, その反射光の強度の時刻 変化を光電センサを用いて計測したもの.

(2) 圧縮管下流端圧力

ピストンで圧縮されたドライバガスの圧力の時刻歴を圧縮管 の下流端で計測したデータ.

(3) 隔膜破断時刻

高圧隔膜が破断したときに圧縮管中のドライバガスから発光 する光の強度を衝撃波管上流端近傍で衝撃波管光センサ出力に より検知.

## 5. 性能確認試験結果との比較

5.1 CFD プログラムのチューニング

3.2 項に述べた手順に基づき,準一次元ピストン運動 CFD プロ グラムの以下のパラメータの同定を行った.

- (1) 発射部の幾何学形状による圧力損失
- (2) 駆動気体の管壁への熱損失
- (3) 隔膜が有限時間で破断することの効果
- (4) 駆動気体のピストン後方へのリーク
- (5) ピストン走行時の管壁との摩擦

最適作動理論ではピストンは、ピストンダンパの位置でちょう ど速度が0になる.しかし、試験においては種々の誤差要因によ り、完璧に最適な作動をさせることは事実上困難である.

また,設計上,ピストンのピストンダンパに対する衝突許容速

度は 20 m/s と設定されていた。したがって、リバウンド後, この 速度範囲内でピストンがピストンダンパに衝突するように条件設 定を行い,実行上の最適運転と見なすこととした。

そこで、CFD 結果と試験結果を時刻一位置線図で比較し、ピストンとピストンダンパが最も接近した時点での両者の距離 *L*mで評価を行った.

試験での Lm が CFD 結果の Lm よりも小さくなるようにチュー

三菱重工技報 Vol. 35 No. 5 (1998-9)

ニングをした場合は、実際の試験では、ピストンはダイレクトヒットする可能性があり、危険側の予測をすることになる.したがって、前記(1)~(5)のパラメータは CFD での  $L_m$  が試験の  $L_m$  に比べ必ず小さくなるように設定しておかなくてはならない.また、各パラメータはピストン走行速度に依存するものが多く、すべての条件に対して一組のパラメータのみで安全側の予測をすることは困難である.

したがって、ピストン最高速度が 300 m/s 以上の場合を高速条件、それ以下の場合を低速条件と分類し、少なくとも片方の条件 で試験と CFD の  $L_m$  を一致させ、他方の条件の場合でも、CFD の  $L_m$  が試験の  $L_m$  より必ず小さくなるように十分検討してパラメー タを決定した.

## 5.1.1 発射部の幾何学形状と作動特性による圧力損失

発射部の概要を図2に示す。本設備の特徴として、ピストンは 急開弁から独立させ、ピストン本体の構造を簡素化したことが挙 げられる. ピストンを発射する高圧空気は、 ピストン及び発射プ ラグを取囲むように貯められている。そして、発射プラグが有限 時間(10~50 ms)で開き、ピストン背後に空気が流れこむ、CFD ではこれをモデル化するために、図3のように空気2次貯気槽と 圧縮管の間に仮想オリフィスを設け、一定の開口速度でオリフィ スの開口面積が時間に比例して増加するように、断面積を変化さ せた. 今回は、より安全側の評価を行うため、オリフィス開口時 間は 20 ms で一定とした.また,試験時には高圧ガスは、複雑な 形状の流路より流入するために圧力損失が生ずる。その圧力損失 量がピストンの最高速度に影響を与え、その結果として Lm が変化 する.そこで,圧力損失量の模擬は,仮想オリフィスの開口面積 で行い,評価をピストンの最高速度 umax で行った。ほとんどの条 件において、ピストンが最高速度となるのは、ピストンダンパか ら約5m上流の位置であった。低速条件の場合は、試験では、空 気2次貯気槽上流端で反射した膨張波がピストンに追いつきピス トンを減速させるが、CFD では反射した膨張波は模擬されていな い.したがって、低速条件においては、常に CFD の方が試験結果



図2 ピストン発射部の構成 の主要構成,作動原理を示す. Schematic of piston launch section



グラム中の仮想オリフィスの概念を示す. Schematic of imaginary orifice in CFD code





に比べ u<sub>max</sub> が大きくなる傾向を示した.これは,CFD の方が試験 よりも L<sub>m</sub> が小さくなることとなり,CFD が安全側の予測をして いることを意味する.図4に仮想オリフィス径のチューニング結 果を示す.仮想オリフィス径のわずかな差が,解析結果に大きな 違いをもたらしていることが分かる.

## 5.1.2 駆動気体の熱損失

ピストンが高速になれば、断熱圧縮された駆動気体がより高温 になり、単位時間当りの圧縮管端への熱損失は大きくなるが、ピ ストンが走行する時間は短くなる.駆動気体の熱損失は、駆動気 体の各時刻における圧縮管壁に対する熱流束を時間積分した値と なる.したがって、駆動気体の熱損失は、ピストン速度と関連づ けることが困難である.ただし、熱損失を増加させた場合、ポリ トロープ圧縮の関係式から同じ圧縮比(駆動気体の初期体積と圧 縮後の体積の比)での圧力が減少することになる.したがって、 隔膜破断圧を一定とすると、熱損失が増加すれば、隔膜破断時の 圧縮比も増加させる必要がある.以上のことから、熱損失は隔膜 破断時の圧縮比で評価すればよいことが分かる.したがって、こ のパラメータは、CFDと試験結果の圧縮比がすべての試験結果に 対し、平均的に良く対応するように設定した.

### 5.1.3 隔膜が有限時間で破断することの効果

実現象においては、隔膜が破断し完全に開口するまでには有限 時間が必要であり、その間は駆動気体の有効流出径は衝撃波管の 径よりも小さい.これをモデル化するために、圧縮管と衝撃波管 の間に、径が一定の仮想オリフィスを設け、この仮想オリフィス 径をパラメータとした.このパラメータは、隔膜破断後のピスト ン軌跡に影響を与え、試験データにおいては圧縮管端の圧力履歴 の変化として測定される.また、破断後の時刻は、圧縮管端圧力 履歴ではピークから下降していく時刻に相当するため、その時刻 の試験結果とCFDが一致するようにパラメータを決定した.

図5に試験結果とCFDの圧縮管下流端の圧力履歴を示す. 圧力 がピーク値から下がっていく部分に着目すると, CFDの方が圧力 の下降がわずかに速い. これは, 試験結果の方が CFD に比べ駆動 気体流出量が小さく, その結果として Lm が CFD の方が小さいこ とを意味している. したがって, CFD が安全側の予測をしている ことを示しており, このモデルが適切であることを示している.

三菱重工技報 Vol. 35 No. 5 (1998-9)



図5 隔膜破断時間効果のチューニング例(CFD) 隔膜破断に要する時間の影響をCFDコードの結果と試験結果の比較により評価した結果を示す。

Effect of opening time of primary diaphragm (Comparison of CFD computation result & experimental data)

# 5.1.4 駆動気体のピストン後方へのリーク

駆動気体がピストンより上流側へリークした場合, ピストンを 停止させるための駆動気体の圧力上昇が小さくなり, ピストンが より下流側に進むため, ダイレクトヒット側に近い傾向を示すと 考えられる.また, 試験後のピストンの観察により, リークのこ ん跡が認められた.したがって, 本パラメータを用いてピストン 運動の変化を評価したが, 顕著な変化は見られなかった.よって, 駆動気体の全質量に対しては, リークは無視し得る程度であった と考えられ, CFD 上もリークはないと設定した.

#### 5.1.5 ピストン走行時の摩擦

圧縮管壁面とピストンの間に摩擦力が作用すれば、摩擦力が作 用しない場合に比べ、より上流側でピストン速度は最小になり、 リバウンド側に近い傾向を示す.また事実、試験後の圧縮管内壁 には、隔膜破断位置付近で摩擦力が働いたこん跡が見られた.

しかし,前項と同様,本パラメータの計算結果に与える効果は 小さかったため,摩擦力は高圧の駆動気体による力に比べ無視し 得るほど小さいと考えた.したがって,CFDにおいては,ピスト ンの摩擦は無視することとした.

## 5.2 最適作動プログラムのチューニング

最適作動プログラムのチューニングは、本プログラムの結果と 5.1節のモデル化によって検証された CFD 結果を、空気 2 次貯気 槽圧力損失及び駆動気体熱損失の損失割合をパラメータとして一 致させることによって行った。

## 5.2.1 各パラメータの設定方法

(1) 空気 2 次貯気槽圧力損失

CFD 結果において、ある試験条件でソフトランディングさせ るための条件として、空気 2 次貯気槽初期圧が  $P_1$ ,隔膜破断時 ピストン速度が u であったとする. その条件と同じピストン重 量,駆動気体のヘリウム/アルゴン分率,駆動気体初期圧で最適 作動解析を行った結果、ピストン速度が同じ u となったときに 隔膜を破断させるための空気 2 次貯気槽初期圧が  $P_2$ となった場 合には、空気 2 次貯気槽圧力損失割合は、 $1-P_2/P_1$ で決定でき る.

#### (2) 駆動気体熱損失

パイロット風洞 HEK の駆動気体の熱損失割合を初期値にして ある試験条件のピストン重量と駆動気体のヘリウム/アルゴン分



率で最適作動解析を行うと、ピストン速度が0になるときの駆動気体体積  $V_{m1}$  が圧縮比の関数として得られる。一方、圧縮比を任意に決定して、その条件で CFD を行うと、ピストン速度が 0になるときの駆動気体体積  $V_{m2}$  が得られる。そこで  $V_{m1}$  と  $V_{m2}$ が一致するように駆動気体の損失割合を決定した。

#### 5.2.2 各パラメータの評価

この2つのパラメータの組合せも、すべての試験条件に共通で はないので、隔膜破断圧ごとに場合分けしてパラメータの調整を 行った.図6にチューニング完成後の最適作動プログラムで条件 設定した試験の結果とCFD結果の比較を示す.試験結果では、ピ ストンがCFDの予測よりもわずかに上流側でリバウンドし、最適 作動プログラムで設定された条件により安全に風洞が運転でき、 最適作動が実現されていることが示された.

## 6.まとめ

今回, HIEST の性能確認試験のデータを用いて準一次元ピスト ン運動 CFD プログムの検証を行い, HIEST の解析モデルを確立 した.

この検証された CFD プログラムと HIEST の軽量ピストンを用 いる条件での試験データを用いて、最適作動プログラムを開発し 精度向上を行った. さらに、580 kg ピストンを使用する条件や、 隔膜破断圧が 70 MPa を超える、より安全性が重要となる試験条 件の設定に対して本プログラムを適用した. 試験の結果、本プロ グラムによる条件設定が隔膜破断圧 20~70 MPa, ピストン重量 290~580 kg の試験領域に対して妥当であることが示された.

現在は、本プログラムを活用して、HIEST のより詳細な気流検 定試験や HOPE-X 開発のための風洞試験が実施されている.ま た、スペースプレーンに適用が期待されているスクラムジェット エンジンの基礎試験が予定されており、その条件設定についても、 本プログラムが適用されていく予定である.

#### 参考文献

- 宮島博,大型高温衝撃風洞 HIESTの開発,平成9年度衝 撃波シンポジウム講演論文集(1998-3) p.655-663
- (2) Itoh, K., Tuned operation of a free-piston shock tunnel, Proceedings of the 20th International Symposium on Shock Waves Vol.1 (1996) p.43-51