

# 再突入飛行環境評価技術向上のための高速衝撃波管の開発

藤田和央, 鈴木俊之 (JAXA 総合技術研究本部)  
山田剛司 (東京大学大学院 新領域科学創成学科)

## Development of a Hyper-velocity Shock Tube for Improvement of Reentry Flight Environment Assessment Technologies

Kazuhisa Fujita, Toshiyuki Suzuki (JAXA/IAT)  
Gouji Yamada (University of Tokyo)

### 概要

JAXA 総合技術研究本部では、将来の再使用輸送系、有人飛行、惑星プローブ開発に関わる基盤技術の向上を目指し、観測部が 70×70mm、全長約 23 m の中規模で、最大衝撃波速度 12 km/s を達成可能な中型高速衝撃波管を開発し、その運用を開始した。本報告では、衝撃波管の概要と性能について紹介するとともに、超高速短時間計測システム開発の現状を紹介し、今後の研究開発の方向について議論する。

#### 1. はじめに

JAXA の長期ビジョンには、将来の再使用輸送系、有人飛行、惑星プローブ開発など、高度な再突入飛行を必要とするミッションが数多く謳われている。再突入技術の開発は、OREX や HYFLEX など一連の HOPE-X プロジェクトで手がけられ、USERS カプセルや HAYABUSA カプセルで培われてきた。しかしながら欧米と比べると国内では熱空力に関わる基礎技術があまりに未熟であり、実際に機体を開発する段階での過大な重量マージンやコスト増につながるなど、バランスの良い研究開発体制が構築されたとはいえない。上記の将来計画を着実にかつ効率よく行うためには、数値シミュレーションによる評価技術を高度化し、地上インフラの選択的・効率的な整備を行ってシミュレーション技術を検証し、地上で実証できる項目を可能な限り増やして、飛行実証に関わるコストを抑制するなど、バランスの良い研究開発体制を構築することが重要である。

このような立場から、総合技術研究本部・空力

グループでは、飛行環境評価や熱防御システム評価のための標準コードの整備を行うとともに、これを検証するためにミニマムコストで最大限の効果の期待できる実証装置の整備を推進してきた。衝撃波管は開発に関わるコストが安価であるとともに、再突入機の前方衝撃層をほぼ完全に再現できる唯一の地上設備であるため、気体の断熱圧縮フェーズで生じる実在気体効果の検証にはもっとも適した装置である。実際、NASA の Ames Research Center でも、衝撃波管を用いた熱化学コードの検証と開発が継続的に行われている。このような背景から、空力グループでは中規模で汎用性の高い、かつ将来ミッションの飛行環境をカバーすることのできる衝撃波管を H19 年度に開発し、現在動作マップの取得と計測システムの開発を行っている。

#### 2. 衝撃波管の概要

図 1 に衝撃波管の概念図を、図 2 にその外観を示す。衝撃波管は現在、JAXA 飛行場分室の第二突風風洞に設置されている。装置の全長は約 23 m で

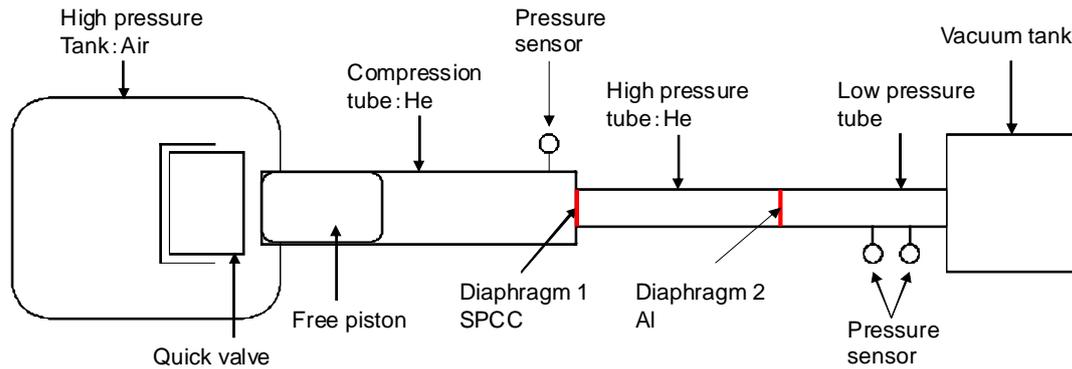


図 1：自由ピストン・二段隔膜型衝撃波管の概念図

あり、空気源は 0.98 MPa まで充填可能である。衝撃波管は自由ピストン圧縮による高圧 He を発生する内径 150 mm の圧縮管と、これに続く He 高圧管および試験部の低圧管から構成される。試験部は 70×70 mm 矩形断面を持つアルミ引き抜き管であり、全長約 4 m である。ピストン駆動と破膜衝撃から装置を守るため、空気源から観測部までは可動式の台上に設置され、二重のベローズによって真空タンクに接続されている。

衝撃波管観測部においては、高応答の圧力センサーを 2 個用いて衝撃波到達を検出し、到達時間のずれとセンサー間の距離から衝撃波速度を検出する。また下流のセンサーは計測系のトリガーピックアップ信号としても使われており、プログラマブル遅延パルス発生装置によって、任意の位置に衝撃波を「停止させて」衝撃波背後の任意の位

置における計測を実現している。なお、衝撃波面と計測システムへのトリガへの正確な相対関係は、別途衝撃波面のレーザーシュリーレン計測装置によって決定される。

図 3 に示したのは、このようにして幾つかの衝撃波速度について、衝撃波背後の様相を撮影したものである。露光時間は 100 ns であり、図では衝撃波背後の発光の様子を衝撃波を「停止させて」観測することに成功している。

### 3. 衝撃波管の性能

これまで多くの研究が自由ピストン・二段隔膜衝撃波管についてはなされており、その性能を予測することは困難ではない。実際、衝撃波管の設計は、これまでの数多くの研究成果をもとに行われた。本稿では、今回開発された衝撃波管特有の特性を取得することを目的として、いくつかのパラメトリック実験を行い、最終的に動作マップの作成を行った。

#### 3.1 隔膜最小厚みと到達圧力

ピストンにより圧縮された He による第一隔膜の破断は、圧縮管の最大到達圧力を決定する重要な要素である。第一隔膜破断時に、ピストンがまだ十分な速度を有している場合、破膜後ピストンが第一隔膜部のピストンダンパーに激突し、装置にダメージを与える。このため事前にピストンの挙動と圧縮特性を解析し、また隔膜の破断圧を試験に



図 2：衝撃波管外観

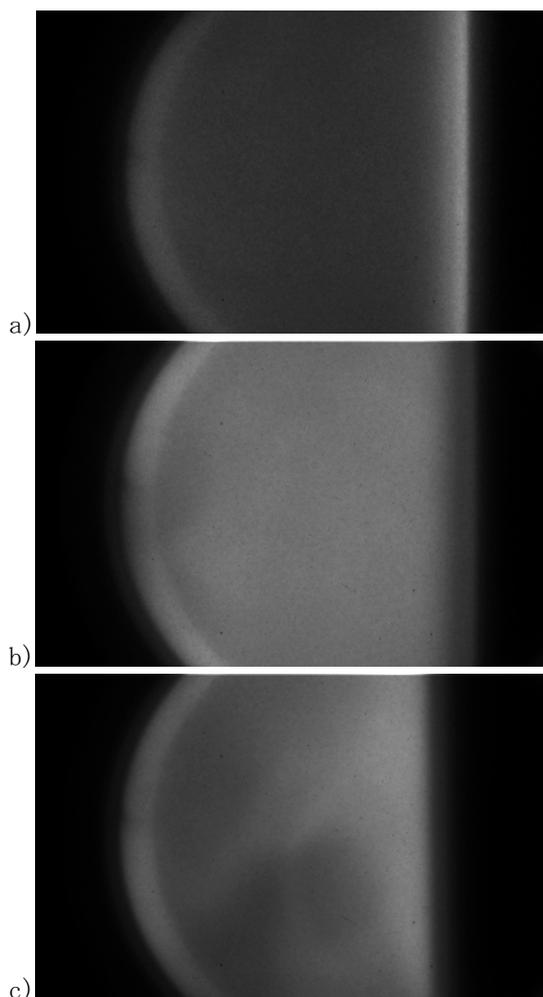


図 3 : 衝撃波背後の発光の様子。ゲート時間は 100 ns。衝撃波速度と衝撃波前方圧力はそれぞれ a) 9.2km/s、100 Pa、b) 10.4km/s、30Pa、c) 11.8km/s、30Pa。衝撃波は画面左から右へ走行。

より測定しながら、ソフトランディングが可能な条件を決定している。図 4 に示したのは、第一隔膜の最小厚みと破断圧力との関係である。本装置では、第一隔膜として SPCC を採用し、溝は幅 3mm、深さ 0.4mm としている。図より、第一隔膜破断圧は、第一隔膜最小厚みとほぼ線形な関係で結ばれることが分かる。これをもとに、ピストン上死点での到達圧力が、使用している隔膜の破断圧とマッチするように、空気源圧力や圧縮管の He 初期充填圧力を調整している。

### 3.2 高圧管充填圧と衝撃波速度

衝撃波管理論によると、二段隔膜衝撃波管にお

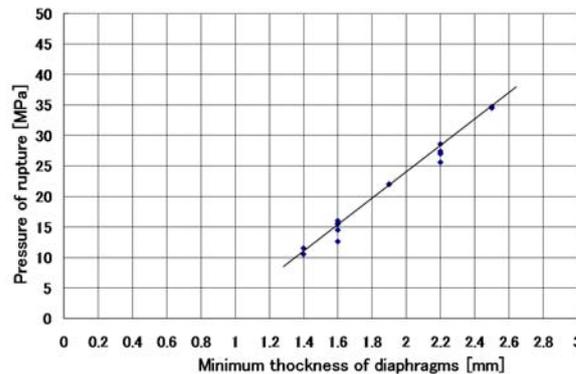


図 4 : 第一隔膜破断圧と最小厚みの関係。

いては、高圧管 He の充填圧力が観測部衝撃波速度に与える影響は小さいとされる。しかし実際には、高圧管の充填圧力は衝撃波速度にかなりの影響を与える。図 5 に示したのは、高圧管の充填圧力以外はすべて同じ条件として衝撃波管を運用した場合の、衝撃波速度の変化を示したものである。一般に、高圧管の充填圧力を増加すると衝撃波速度が低下するが、逆に低すぎても衝撃波速度は低下する。これは、高圧管充填圧力が低すぎると、高圧管を走行する衝撃波面とコンタクトサーフェスの距離が十分に確保できなくなるため、第二隔膜破断後に膨張波の影響が顕著となるためであると考えられる。本試験の結果から、当該装置では、高い衝撃波速度を達成する場合は、高圧管の充填圧を 5 kPa に設定している。

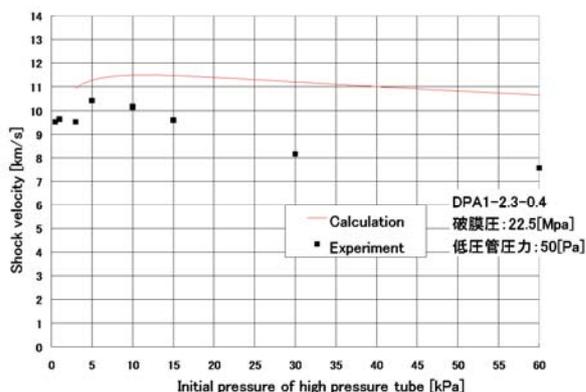


図 5 : 衝撃波速度と高圧管充填圧力の相関。

### 3.3 ピストン圧縮管初期圧と衝撃波速度

衝撃波管理論によると、ピストン圧縮管初期圧はピストンのソフトランディングと最大到達圧に影響を与えるものの、衝撃波速度には影響を与えない。しかし実際には、第一隔膜破断時にあまりにもピストンが第一隔膜に接近していると、圧縮 He のボリュームが十分でなく、膨張波によって高圧管を走行する衝撃波が減衰し、結果として観測部での衝撃波速度が低下する。図 6 に示したのは、ピストン圧縮管初期充填圧のみを変化させて観測部の衝撃波速度への感度を調べたものである。破断厚が低いケース a) では、ピストンによる圧縮比が低いいため、破膜時に十分な高圧 He のボリュームが確保されるため、衝撃波速度の著しい低下は起こらない。これに対し、破断圧が高いケース b) では圧縮比が高く高圧 He のボリュームが小さくなる

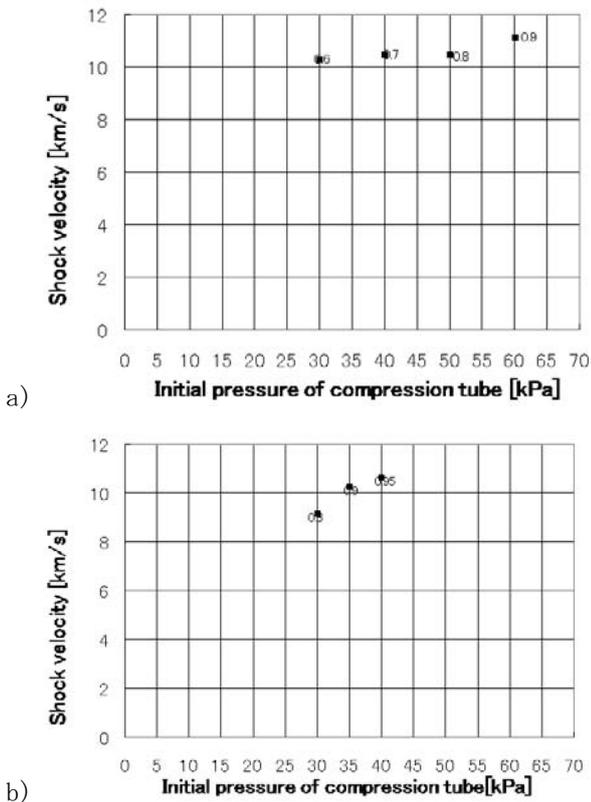


図 6 : 衝撃波速度とピストン圧縮管初期圧の相関。第一隔膜最小厚み、破膜圧、高圧管初期圧力はそれぞれ a) 1.6 mm、16 MPa、5 kPa および b) 2.5 mm、34.5 MPa、15 kPa。

ため、初期充填圧を十分高くしないと衝撃波速度が低下する。すなわち、ただいたずらに破膜圧を

上げればよいというものではなく、破膜時に十分な高圧 He のボリュームを確保する必要がある。

### 3.4 性能マップ

以上の基礎的なパラメトリック実験に基づき、適正条件で衝撃波速度の性能マップを取得した結果を図 7 に示す。図で STS-40、HAYABUSA とあるのはそれぞれ orbital entry、super-orbital entry として代表的な 2 つのケースの飛行環境である。Exp3 が適正条件で運用した結果であり、特に Exp2 は最適条件で行った結果である。本装置は、HAYABUSA の飛行環境を完全にカバーするとともに、最適条件ではより高い性能を発揮するポテンシャルを有することが示されている。

### 4. 今後の予定

現在の飛行環境評価コードは、実は十分な検証が完了しておらず、また誤差に対する定量的な評価も困難である。今後まず手始めに、大気の主成分で、特に orbital entry 環境で熱・空力特性に大きな影響を与える  $N_2$  について、熱的緩和・解離反応の検証と誤差の評定、またオンデマンドで高精度モデルの構築を目指す。

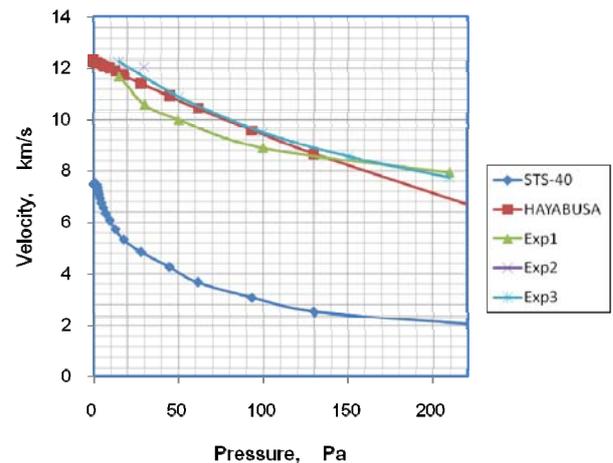


図 7 : 衝撃波管性能マップ (適正条件による)