

## 高温衝撃風洞による HOPE-X 模型の空力加熱試験

丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、  
伊藤勝宏、高橋政浩、植田修一

(航空宇宙技術研究所角田研究センター)

前原卓哉、成田智昭

(航空宇宙技術振興財団)

水藤貴靖(宇宙開発事業団)

### Aerodynamic heating experiment on a HOPE-X model in the high enthalpy shock tunnel

Hideyuki TANNO, Tomoyuki KOMURO, Kazuo SATO,  
Katsuhiro ITOH, Masahiro TAKAHASHI, Shuichi UEDA (NAL)

Takuya MAEHARA, Tomoaki NARITA (JAST)

Takanobu SUITO (NASDA)

#### Abstract

Aerodynamic heating experiment on a HOPE-X reentry vehicle model was carried out in the free piston shock tunnel HIEST at National Aerospace Laboratory Kakuda Research Center. Seventy coaxial thermocouples were instrumented on the windward of the model, which is 1/40 scale of the actual vehicle. Flow condition was varied with different diameter nozzle throats under same free piston driver condition. Measured heat flux distribution around the model under the condition was reported. Heat flux fluctuation on the leading edge of the model was also mentioned.

#### 1. はじめに

我国では 21 世紀初めの初飛行を目指して、宇宙往還機の開発が進められている。宇宙往還機が大気圏再突入する際の空力加熱には耐熱材による熱防御が必要だが、耐熱材は機体重量増加の

原因となっており、ペイロードの確保の為には、機体の熱負荷を正確に把握し、効率的な耐熱設計によって機体重量の軽減を図らなければならない。その為には計測精度の高い風洞試験が不可欠だが、再突入時の往還機体周りの流れは、

大気の解離等化学反応を伴う超高速気流であり、この化学反応現象を含めた気流条件を模擬し、十分な計測精度が保証できる大きさの模型を試験できる設備は限られ、実験的報告は極めて乏しい<sup>[1][2]</sup>。

航空宇宙技術研究所では、宇宙開発事業団と共同で大気圏再突入時の気流を再現できる高温衝撃風洞 Hiest を建設し、今年 2 月より運用を

開始した。HIEST は自由ピストン型衝撃風洞で、50cm クラスの宇宙往還機模型の空力加熱計測が可能である。本報告では、HIEST を用いた宇宙往還技術試験機 HOPE-X の類似模型の風洞試験を行い、高エンタルピ流れでの空力加熱特性及び模型翼前縁、衝撃波干渉領域で観測された熱流束の変動現象について報告する。

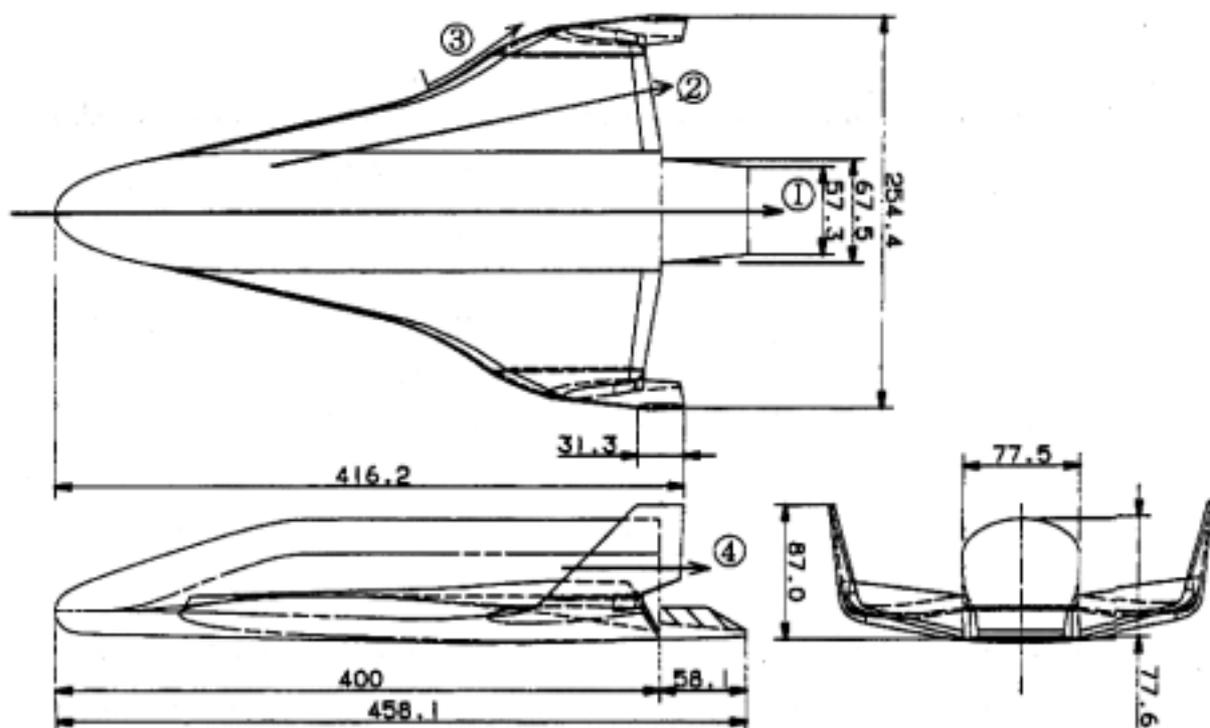


図 1 HOPE-X 類似模型(単位 mm)

## 2. 実験

高温衝撃風洞 HIEST の詳細は参考文献<sup>[3]</sup>を参照されたい。HOPE-X 類似模型は実物寸法比 40 分の 1 のステンレス製で、模型底面及びチップフィンにはクロメル-コンスタントン同軸型熱電対 (Medtherm TCS-E-10370) を計 70 個埋め込んだ。図 1 に模型寸法を示す。気流に対する模型の迎え角は試験を通じて 40 度に固定した。実験は衝

撃波管駆動条件を固定し、ノズルスロート径を 30mm、40mm、50mm と変えて行った。それぞれの実験条件を表 1 に示す。気流条件は、計測された衝撃波管端圧力および衝撃波速度を基に化学平衡計算コード<sup>[5]</sup>から得られた温度を初期値とし、非平衡ノズル計算コード<sup>[6]</sup>より算出した。

Stagnation Pressure(Mpa)	57.0(±14%)		
Enthalpy(MJ/kg)	10.5(±3.9%)		
Shock speed(m/s)	3215(±2.0%)		
Nozzle Throat diameter(mm)	24	30	50
Expansion ratio (Nozzle exit dia. =1200mm)	2500	1600	576
Flow velocity(m/s)	4360	4425	4250
Mach Number	9.51	8.65	7.13
Reynolds Number(x10 <sup>6</sup> )	4.07	5.21	11.0
Density(x10 <sup>-3</sup> kg/m <sup>3</sup> )	2.52	3.70	10.04
M/√Re (x10 <sup>-3</sup> )	14.9	12.0	6.83
Pitot pressure(kPa)	48.7	73.4	192
Heat flux(MW/m <sup>2</sup> ) (on permanent probe hemisphere, r =10mm)	11.1	12.9	16.9

表1 気流条件

### 3. 実験結果

#### 3.1 機体周りの熱流束分布

熱流束はそれぞれの熱電対により計測された温度変化より、一次元熱伝達の仮定を基に次式から算出する

$$\dot{q} = 2\sqrt{\frac{\rho ck}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} + \sqrt{t_n - t_{i-1}}}$$

ここで、 $\dot{q}$ は熱流束、 $\rho$ 、 $c$ 、 $k$ はそれぞれ熱電対材料の密度、比熱、熱伝導率を表す。 $T$ は温度、 $t$ は時間を示す。図3、4、5、6にそれぞれ、図1中のモデル上の直線①、②、③、④の各線上に配置された熱電対で計測された熱流束を示す。それぞれ、①:中心線上、②:翼、③:翼前縁、④:チップフィン上の分布である。計測値は模型周りの流れがほぼ定常に達した後の0.5ミリ秒間を平均化し、模型先端に配置された熱電対の値を参照値 $Q_0$ として無次元化している。図中縦軸は無次元熱流束、横軸は模型全長( $L_0=458.1\text{mm}$ )で無次元化した模型先端からの熱電対位置を示す。図3、6の縦軸は対数表示である。

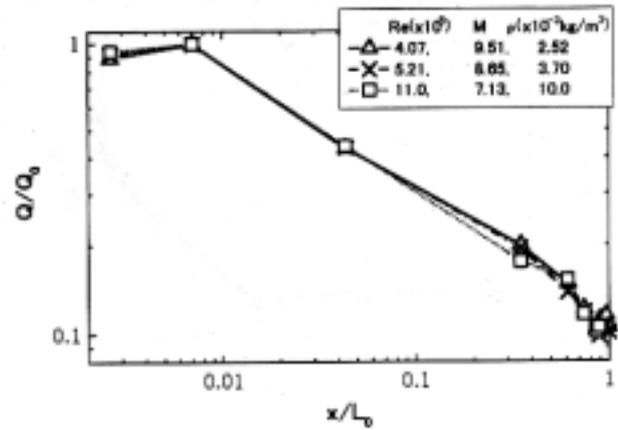


図3 熱流束分布 1

図3、直線①の機体中心線上の分布では、A、B、C 全ての条件で熱流束は淀み点から下流に離れるにつれて低下する。機体下流での変動は機体とボディフラップ間の段差の影響とみられる。気流密度の増加につれて機首部分での熱流束の低下、下流部分での熱流束の増加の傾向があり、実在気体効果の方向性は良い。図4、直線②の翼上の分布も同様な傾向を示した。

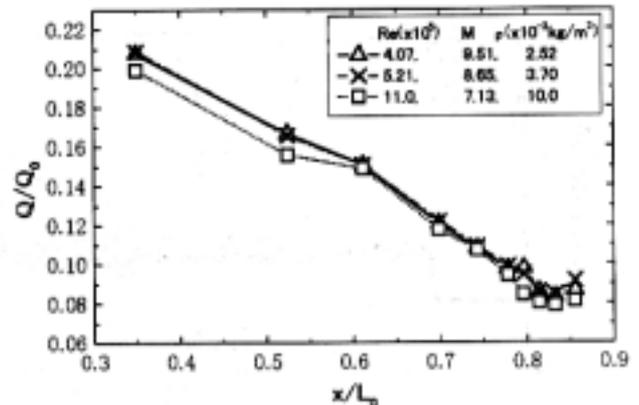


図4 翼の熱流束分布

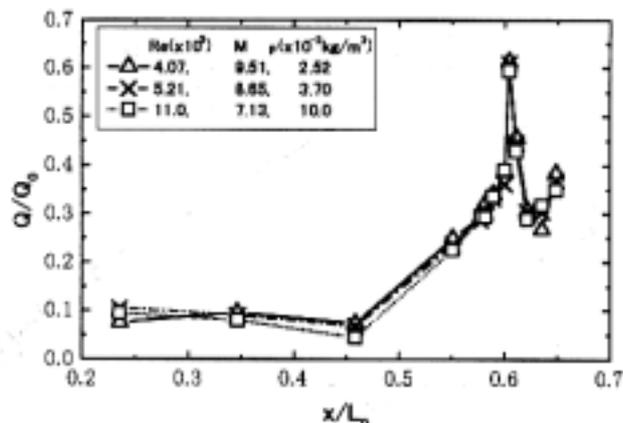


図 5 翼前縁の熱流束分布

図 5、翼前縁の直線③上の分布には、衝撃波-衝撃波干渉によると思われる熱流束の最高値が  $X/L_0=0.6$  付近に現れる。ピーク位置は気流条件によって変化しなかった。

### 3.2 翼前縁での熱流束の変動現象

翼前縁の衝撃波干渉領域で熱流束の変動現象が確認された。この現象は条件 C でのみ発生し、Re 数およびエンタルピに敏感に影響を受ける。

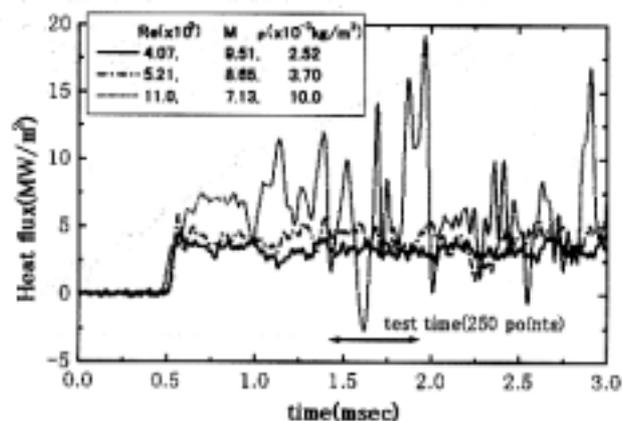


図 4 翼前縁の熱流束の変動

## 4. まとめ

高温衝撃風洞 HIEST を用いて宇宙往還技術試験機 HOPE-X 類似模型の空力加熱計測を行った。実験は実機の飛行経路に沿って 3 種類の気流条件で行い、機体中心線上、翼、翼前縁、チップフィンの熱流束分布の気流条件による変化を明ら

かにした。

## 参考文献

- [1]Krek RM, Stalker RJ(1992) Experiments on Space Shuttle Orbiter models in a free piston shock tunnel. Aeronaut J 1992:249-259
- [2]Ueda S, Komuro T, Sato K, Takahashi M, Itoh K(1997) Aerodynamic heating experiments on a HYFLEX model in the HEK high enthalpy shock tunnel. Proceedings of 21st International Symposium on Shock Waves.
- [3]高橋、伊藤、小室、佐藤、丹野、植田、前原、成田(1998) 高温衝撃風洞(HIEST)の初期検定(その1自由ピストンドライバー特性)、第30回流体力学講演会論文集
- [4]佐藤、丹野、植田、小室、伊藤、高橋、前原、成田(1998) 高温衝撃風洞(HIEST)の初期検定(その2ノズル流特性)、第30回流体力学講演会論文集
- [5]Prbhu RK, Erikson WD(1988) A Rapid Method for the Computation of Equilibrium Chemical Composition of Air to 15000K. NASA-TP-2792
- [6]Lordi JA, Mates RE, Moselle JR(1965) Computer Program for the Numerical Solution of the Non-equilibrium Expansions of Reacting Gas Mixtures. CAL Report No. AD-1689-A-6.
- [7]Schultz DL, Jones TV(1973) Heat transfer measurements in short duration hypersonic facilities. AGARDograph 165.
- [8]植田、佐藤、小室、丹野、伊藤、尾藤(1996) 簡易 HOPE 模型の空力加熱試験、平成7年度衝撃波シンポジウム論文集