

再突入カプセルの高エンタルピ空力加熱試験

High Enthalpy Aerodynamic Heating Experiments over a Reentry Capsule

複合推進研究グループ

(Combined Propulsion Research Group)

橋本 時忠、小室 智幸、高橋 政浩、佐藤 和雄、伊藤 勝宏

Tokitada Hashimoto, Tomoyuki Komuro, Masahiro Takahashi, Kazuo Sato, Katsuhiro Itoh

Abstract

In recent years, development of re-usable space transportation system is promoted. However, in order to realize it, development of the base technology is indispensable, particularly, aerodynamic heating and characteristics with strong real gas phenomena should be comprehended more precisely. Under such circumstances, acquisition of detailed experimental data like drag and heat transfer over hypersonic bodies is indispensable for the development of reliable space vehicles and thermal protection system (TPS), and also for the validation and progress of numerical estimation. In the present study, based on the numerical results a blunted double cone model (heat model) was designed and manufactured as the aerodynamic configuration design of re-entry capsules. The aim of this experiment is to obtain detailed data of heat flux and pressure distribution as well as the flow structures over the heat model. Coaxial thermocouples and pressure sensors are mounted at the frontal and base region thoroughly, and surface temperature and wall pressure are measured.

1. はじめに

次世代宇宙輸送システムの開発には、大気圏再突入時の熱空力特性の解明が必須の研究事項であるが、このような条件下での機体周りの領域は実在気体現象が顕著となり化学的に非平衡な状態にあるため、実際には機体の空力特性、空力加熱の予測が困難である。これらの現象解明は急務事項であるものの地上実験による再現の難しさにより依然未解決である。従って、このような高速気流を作り出す各種地上実験装置が整備され実飛行に近い条件下で様々な実験が進められている。宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターに設置されている高温衝撃風洞HIEST⁽¹⁾は全長約 80m、最大淀み点エンタルピ 25MJ/kgの高エンタルピ流を作り出すことが可能な宇宙往還機の実飛行条件に近い条件下での熱空力特性試験には有効な大型試験設備である。

飛行体が再突入時に受ける空力加熱は機体の前面だけでなく背面にも影響を及ぼすため、機体を熱から守るために熱防御システム(TPS)が用いられる。しかし、TPSは機体の重量等設計上、大きな割合を占める上に、次世代の飛行体は小型化、経済性が要求されるため、安全性を含め空力加熱の正確な予測が不可欠である。機体背面では、後流の挙動に依存するため、その特性を得ることは重要な課題であるが、高エンタルピ条件下では地上実験の難しさにより、未だその詳細は実験的には明らかではない。図1に鈍頭二重円錐体周りの流れ場の概略を示す。後流は前面の角付近で剥離した境界層に起因する自由せん断層と再循環領域からなり、粘性の影響が支配的な領域になる。本研究に先立って行われた、鈍頭二重円錐体周りの数値計算結果によると、背面の熱流束が淀み点の5%に達し、層流を仮定すると、背面近傍に衝撃波の存在が確認された。その計算結果を図2に示す。

本研究は平成16年度より再突入時の極限状態を再現可能な実験装置である高温衝撃風洞を用いて機体表面全体について広範囲のエンタルピ条件で詳細な空力加熱データを取得とともに、数値計算結果の検証を目的に研究を開始した。はじめに、熱計測用鈍頭二重円錐模型を設計製作して、熱模型前面および背面に同軸熱電対、圧力センサを設置して、壁面全体にわたって熱流束、壁圧を測定した。

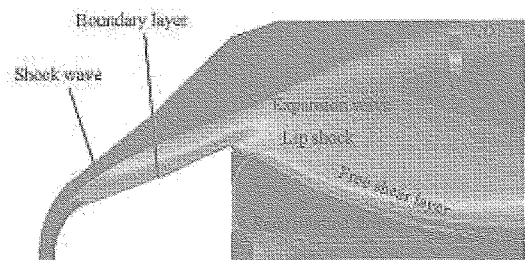


Fig.1 Schematic diagram of the flow field behind a test model

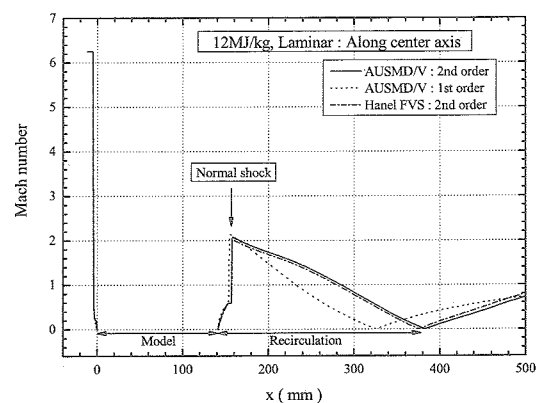


Fig.2 The computed Mach number profile along the streamline through the center of the blunt cone

2. 研究概要

(1) 実験装置

本研究は大気圏再突入飛行体を設計する上で、重要な課題の一つである空力加熱の問題を解決するために、地上で再突入時の過酷な熱環境を再現可能な高温衝撃風洞(HIEST)を用いて実施された。この衝撃風洞は境界層内で十分に化学反応が起こり得る高エンタルピ状態を作り出すことができる。HIESTの上流部からの外観図を図3に示す。

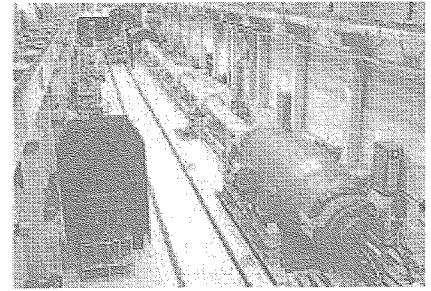


Fig. 3 High Enthalpy Shock Tunnel (HIEST)

(2) 実験模型

実験に用いた熱計測用試験供試体の概略を図4に示す。本実験は背面での熱流束データ取得を目的に、供試体は図5に示すように、下から支持した。外形は半径45mmの球に半頂角20°の第一円錐、および、半頂角25°の第二円錐が接続された形の鈍頭二重円錐形である。球および二重円錐形状を含む前面部には、熱流束センサとして同軸型熱電対(Medtherm Corporation, TCS-E-10370)が12点設置され、また、背面部には9点設置されている。また、気流の一様性を確認するために、鈍頭部淀み点から15°離れた上下左右位置と、さらに支柱による気流の影響を確認するために、背面中心から15mm離れた位置にも同様に熱電対を設置した。圧力センサにおいては、前面部には淀み点から15°および30°の位置に2点、背面部には熱電対と同様、支柱による気流への影響を確認するため、中心から4方向15mm間隔で合計16点それぞれ設置した。

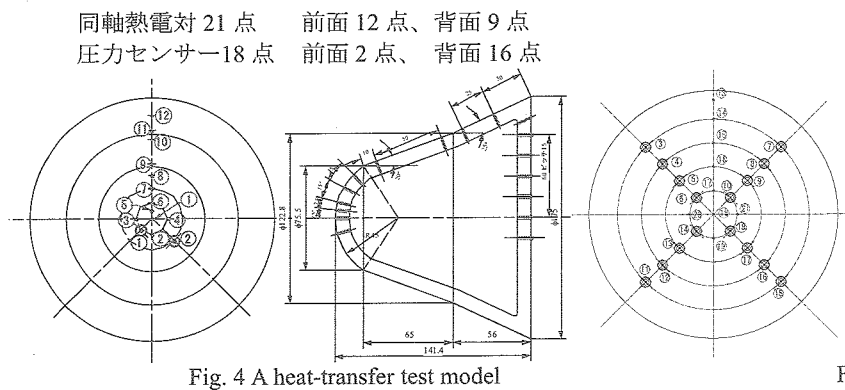


Fig. 4 A heat-transfer test model

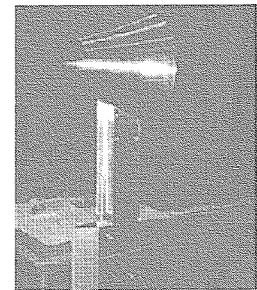


Fig. 5 A photo of the blunt double-cone model for heat measurement

(2) 実験条件

実験条件を表1に示す。淀み点圧力は20MPaから60MPaまでの3種類で、淀み点エンタルピは4MJ/kgから20MJ/kgまでの5種類で、実験条件は計10通りである。ノズル気流条件は準一次元化学非平衡コードNENZF⁽²⁾を用いて求めた。

Table 1 Nominal test conditions

	h_0 (MJ/kg)	u_∞ (m/s)	p_0 (MPa)	$Re/10^6$
20MPa	3.77	2580	13.1	1.99
	7.19	3500	17.0	1.09
	12.3	4380	18.4	0.659
	14.7	4700	17.0	0.53
	20.9	5470	16.6	0.393
40MPa	3.97	2660	32.4	4.55
	8.06	3700	33.2	1.76
	12.54	4440	28.4	0.958
	16.1	4930	31.5	0.53
60MPa	7.99	3700	58.1	3.08

3. 成果概要

3.1 圧力分布 図6に代表的な実験条件として、淀み点圧力20MPa、淀み点エンタルピ12MJ/kgのときの表面の圧力分布を示す。HIESTは他の風洞と比べ高エンタルピ極超音速流を数ミリ秒間発生可能な最高性能を誇る風洞ではあるが、決して長い試験時間を有するとは言えず、また、図6から明らかなように、模型前面と背面では、試験気流が達するのに時間差が生じている。従

って、正確に試験時間を決定することは重要である。この場合、ノズル部に伝達衝撃波が達してからベース部に最初に気流が到達するのに $450\mu\text{s}$ かかっている。ノズル始動過程とその後の流れ場形成に約 1 ミリ秒間要するので、従って、試験気流は伝達衝撃波の到達から 1.5 ミリ秒後から始まると決定した。

次に淀み点圧力で無次元化した背面圧力を図 7、8 に示す。図 7(a)、(b)は淀み点圧力条件が 20MPa 一定であるが、支柱の影響を検討するために背面上部左側と下部左側の時間平均圧力分布をそれぞれ示す。横軸は背面中心からの距離を示す。図 7(a)、(b)ともに、淀み点エンタルピが小さいほど、主流レイノルズ数が大きいほど圧力が大きくなる傾向を示した。また、どのエンタルピ条件についても、数値計算で予測されたような位置による圧力変化は観測されなかった。さらに、背面上部の方が下部よりも圧力が約 5%大きくなる傾向を示した。

無次元化に使用した淀み点圧力は、模型前面部の淀み点から 15° および 30° の位置に設置されている圧力センサから得た結果から Newtonian Theory⁽³⁾を用いて計算した。

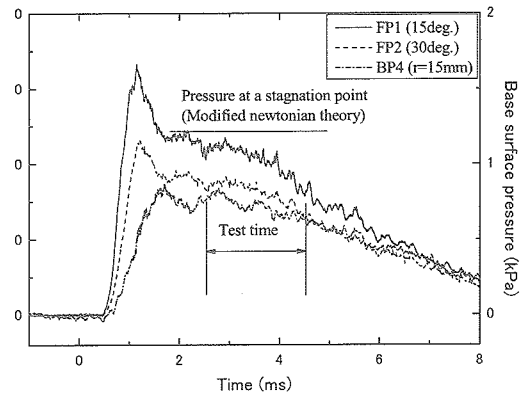
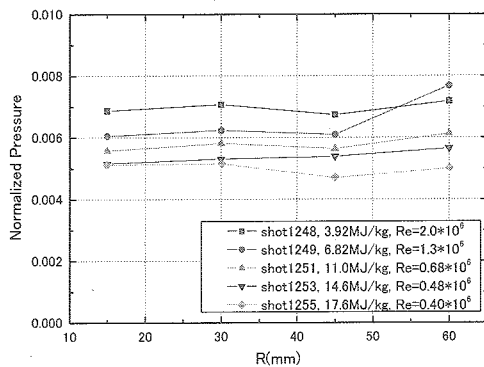
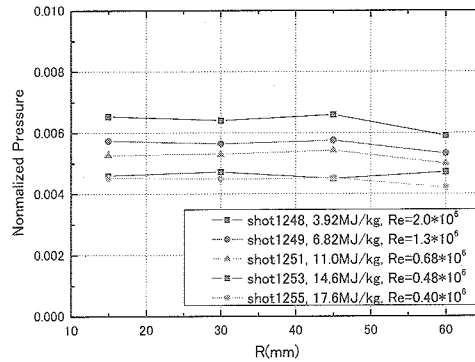


Fig. 6 Pressure histories for an enthalpy of 12MJ/kg and a total pressure of 20 MPa



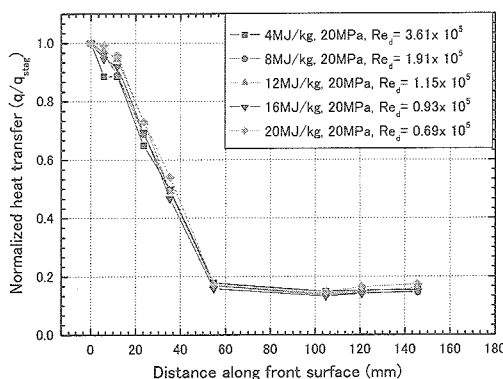
(a) Pressure distribution on the upper left side



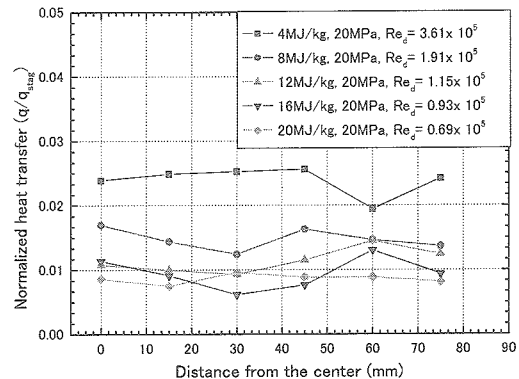
(b) Pressure distribution on the lower left side

Fig. 7 Normalized pressure distribution on the base surface for the total pressure of 20MPa

3.2 熱伝達測定 図 8 に淀み点圧力が 20MPa 一定で 4MJ/kg から 20MJ/kg までの 5 種類のエンタルピ条件についての無次元化熱流束分布を示す。図 8(a)、(b)はそれぞれ前面および背面の熱流束分布を示す。各点で得られた熱流束の値は各実験条件での試験時間における時間平均値であり、その値を淀み点熱流束値で無次元化した。横軸は(a)が淀み点からの模型表面に沿った距離、(b)が背面の中心からの距離をそれぞれ示す。図 8(a)において、加熱量が最大になる模型頭部付近で、各エンタルピ条件により数パーセ



(a) front surface



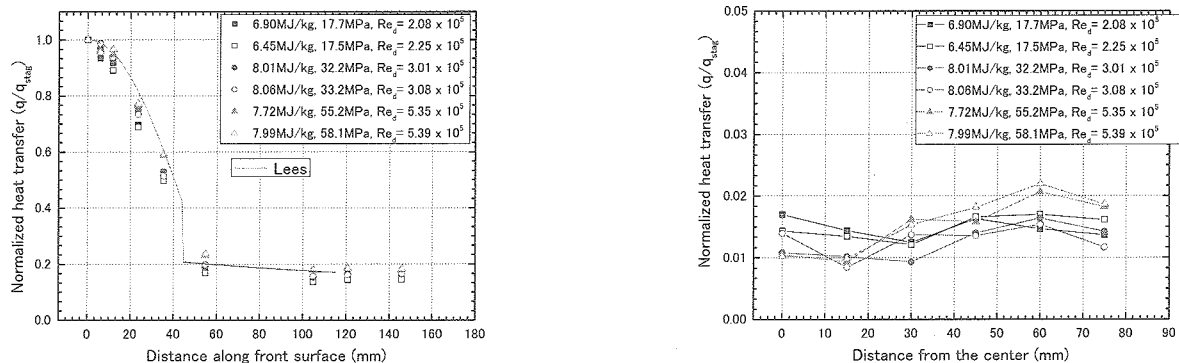
(b) base surface

Fig. 8 Normalized heat transfer distribution on the heat model for 20MPa conditions

ントのばらつきが現れているものの円錐部ではよく一致している。このように4MJ/kg~20MJ/kgという広範囲なエンタルピの変化に関わらず、無次元化熱流束分布は同様な分布を示した。一方、図8(b)において、模型背面ではどの条件についても比較的平坦で位置による変化は観測されなかったが、前面部のように無次元化熱流束値は一致しなかった。実測の熱流束値は高エンタルピ条件ほど大きかったが、無次元化すると、低エンタルピ条件の方が大きくなる傾向を示し、主流レイノルズ数が大きいほど、無次元化熱流束は大きくなることがわかった。数値計算結果によると、背面熱流束は最大で淀み点熱流束の5%以上に達すると予測されたが、この条件下では最大で2.5%だった。自由せん断流が衝突する淀み点付近では高圧になり、より大きな加熱があるものと予想されるが、背面の表面では模型頭部付近と比べて加熱量は十分小さくなった。また、数値計算によって予測された背面中心近傍での衝撃波は実験結果からは得られなかった。

淀み点圧力が40MPa一定で4MJ/kgから16MJ/kgまでの4種類のエンタルピ条件についても同様の実験を行ったが、この場合も、20MPa条件と同様の傾向を示した。背面熱流束分布では、すべてのエンタルピ条件について、半径方向に向かって熱流束が大きくなる傾向が強くなり、主流のレイノルズ数が大きくなるほど熱流束値も大きくなる傾向はより顕著になった。また、この条件下でも淀み点熱流束に対する背面熱流束は最大で2.5%であった。

図9にエンタルピ8MJ/kg一定で20MPaから60MPaまでの3種類の淀み点圧力条件での無次元化熱流束分布を示す。図9(a), (b)はそれぞれ前面および背面の熱流束分布を示す。図9(a)の実線はLeesによって得られた鈍頭物体周りの層流熱伝達についての自己相似解を示す⁽⁴⁾。ここでは、鈍頭部と第一円錐部にのみ適用し、それぞれの実験条件について解いた。各実験条件について自己相似解の分布はほとんど一致し、圧力条件の違いは無次元化熱流束に影響を与えないということを示した。しかし、実験結果によると、淀み点圧力が大きい条件ほど、無次元熱流束分布は大きくなり、自己相似解による傾向とは大きく異なった。また背面では、淀み点圧力が大きくなるにつれて半径方向に向かって熱流束が大きくなる傾向が強くなった。



(a) front surface (b) base surface
Fig. 9 Normalized heat transfer distribution on the heat model for 8MJ/kg conditions

4. まとめ

平成17年度は広範囲の実験条件で支柱の影響を考慮に入れながら全表面上の熱伝達および壁圧を取得することを目的に実験を実施し、詳細なデータを得ることができた。以下に結論を要約すると、

- 数値計算によると背面熱伝達は最大で淀み点熱流束の5%に達すると予測されたが、すべての実験条件について最大で2.5%であった。
- 淀み点圧力条件一定のときエンタルピが小さく、レイノルズ数が大きい条件ほど実験で得られた背面の無次元圧力および熱流束分布は大きくなる傾向を示した。しかし、エンタルピ一定で淀み点圧力条件を変化させると、レイノルズ数の変化による差は背面ではそれほど大きくなかったが、前面においては、変化が見られた。

参考文献

- (1) K. Itoh・他6名, Proc. Int. Conf. on Fluid Engineering, 1, (1997), 353
- (2) J.A. Lordi・他2名, NASA CR-472, (1959)
- (3) J.D. Anderson, Hypersonic and high temperature gas dynamics, (1989), 53
- (4) L. Lees, Jet Propulsion, 26 (1956) 259