

10kW 級 $\Phi 75\text{mm}$ 大口径 ICP 加熱器の気流特性に関する研究

宮谷聡 (東京大・院), 山田和彦 (JAXA/ISAS), 安部隆士 (JAXA/ISAS)

The Characteristics of Plasma Flow Produced by 10 kW and $\Phi 75\text{ mm}$ Large Diameter ICP Heater

by

Satoshi Miyatani (The University of Tokyo), Kazuhiko Yamada (JAXA/ISAS) and Takashi Abe (JAXA/ISAS)

ABSTRACT

A low ballistic coefficient atmospheric re-entry system, which applies a flexible membrane aeroshell to a spacecraft, attracts attention recently as a next-generation technology for space transportation. In order to realize this innovative technology, one of the important subjects is heating resistance evaluation of the membrane material for this flexible aeroshell. Therefore, inductively coupled plasma (ICP) heater was newly developed which has the ability to simulate the heating environment of the low-ballistic-coefficient re-entry. This ICP heater has 10kW electric power supply and $\phi 75\text{mm}$ glass tube. In this paper, the operating range of ICP heater and the result of heat flux distribution and dynamic pressure of air plasma flow are introduced. It is confirmed that the plasma flow produced by this ICP heater is axisymmetric and its core flow has a diameter of 40mm. Furthermore, the heat flux is controllable from almost 100kW/m^2 to 250kW/m^2 , which is enough to evaluate the durability of the membrane material for the atmospheric entry vehicle.

1. はじめに

次世代の大気圏突入システムとして、図1に示すような展開型柔軟エアロシェルを利用した低弾道係数型大気圏突入機が注目されている¹⁾³⁾。このシステムは、大きさの割に軽量のエアロシェルによって、大気圏突入時の減速に必要な空気を効率よく得られることが重要な特徴である。

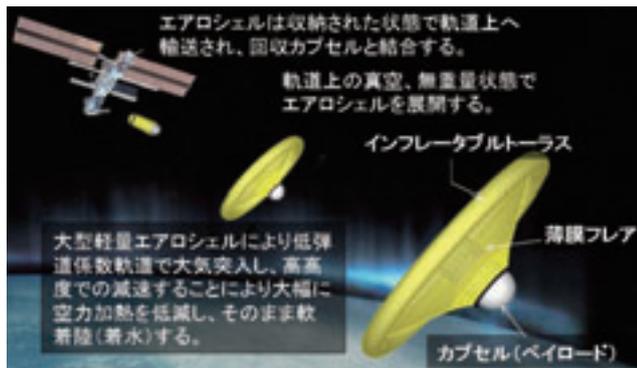


図1 展開型柔軟エアロシェルを利用した低弾道係数型大気圏突入機の例

このシステムの実用化のために克服すべき技術課題の一つとして、エアロシェルを構成する柔軟材料の耐空力加熱性能を正確に評価することが挙げられる。展開型柔軟エアロシェルを利用した大気圏突入機の特徴として、大気密度の薄い高高度で減速が行えるため、大気圏突入中に経験する空力加熱を従来型の大気圏突入機に比べ軽減できることが知られている。例えば、直径2.5mの柔軟エアロシェルを搭載した総重量15kgの再突入機の場合、地球周回軌道からの再突入時に受ける最大淀み点熱流束は約 100kW/m^2 、気流動圧は約 160Pa と推定している。加熱率に関しては、従来型の大気圏突入機に比べ1桁程度小さい値である。

我々の研究グループでは、これまでに、熱風器、レーザーや極超音速風洞を利用して柔軟材料の評価を行い、一定の成果を得てきた。⁴⁾⁶⁾ これらの装置は、どれも約 100kW/m^2 の熱流束を再現することができるが、実飛行環境と異なる点も多い。例えば、レーザー加熱器は加熱領域が小さいことが課題であり、極超音速風洞は実環境に比べてエンタルピーが低く、加熱時間が30秒程度と短いという課題があった。

そこで、より柔軟なエアロシェルを有する大気圏突入機が経験する加熱環境に近い状況を模擬する装置として、

ICP (Inductively Coupled Plasma, 誘導結合プラズマ) 加熱器を開発した。ICP加熱器は、石英ガラス管内を流れる気体に対して、その周囲に巻いたコイルに高周波の大電流を印加することにより、非接触で高温のプラズマ気体を得ることができる。このICP加熱器を用いて空気プラズマを生成することで、高エンタルピーかつ低空力加熱の実環境に近い加熱状況を模擬できると考えている。さらに、本装置で生成した空気プラズマは広い加熱領域を持ち、加熱時間は数分から数十分と非常に長いことも利点である。

本稿では、開発したICP加熱器の作動特性、および生成される空気プラズマの気流特性について報告する。気流特性は、気流動圧計測と熱流束計測を扱い、特に材料の耐熱評価試験において重要なパラメータである熱流束については詳細に計測した。

2. ICP 加熱器

2. 1. 装置の構成

ここで開発したICP加熱装置は、1) 高周波電源、自動マッチングボックス、自動点火装置、プラズマトーチからなる本体部、2) ガスボンベ、マスフローコントローラからなるガス供給系、3) 真空チャンバー、電動弁、真空ポンプからなる真空排気系、4) 本体部を冷却するための冷却水系からなる。図2に、今回開発したICP加熱器の写真を、図3に、ICP加熱器のシステムブロック図を示す。

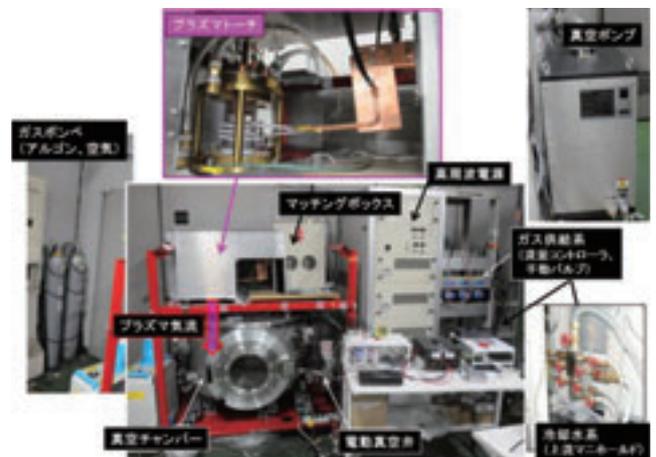


図2 開発したICP加熱器システム

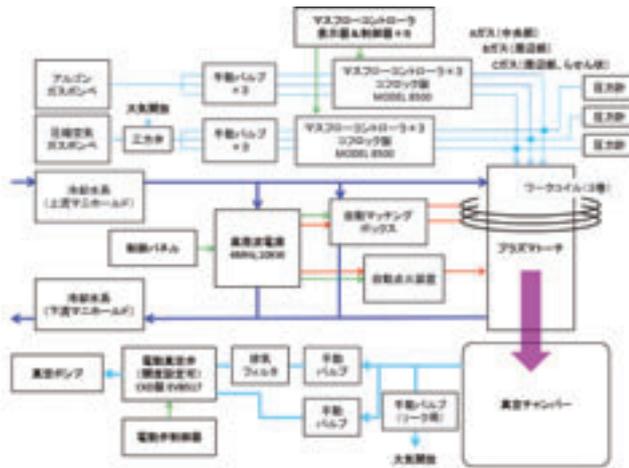


図3 ICP 加熱器システム全体ブロック図

本体部の設計製造は、JAXA 調布の 110kW の ICP 加熱風洞⁷⁾⁸⁾を参考に日本高周波 (株) が行った。プラズマトーチの仕様は、基本的に JAXA 調布のものを踏襲し、最大投入電力を 10kW とした。このプラズマトーチは、内径 75mm のガラス管、それを取り巻く 3 巻のワークコイル、そして、駆動ガス流路から構成されている。駆動ガス流路は、A ガス (中央部、軸方向)、B ガス (周辺部、軸方向)、C ガス (周辺部、らせん状) の 3 つの流路からガラス管内に導入される。また、プラズマトーチは自動マッチングボックスを介して高周波電源と接続されている。この高周波電源の周波数は 4MHz であり、最大 10kW の電力を投入できる。さらに、自動点火装置によってトーチ内部に放電火花を生成し、プラズマ点火の補助として使用できる。駆動ガスは、アルゴンガスと空気の 2 種類が用意されており、これらの気体流量はマスフローコントローラを用いて制御する。プラズマトーチに導入され、トーチ内部でプラズマ化されたガスは真空チャンバー内部へ、上から下へと流れる。材料試験に使用する場合は、この真空チャンバー内がテストセクションとなる。真空チャンバーは、内径φ90cm、高さ 60cm の SUS 製円筒形であり、排気フィルター、電動真空弁を介して、真空ポンプに接続されている。この電動真空弁は開度設定が可能であり、排気量および真空チャンバー内部の圧力を制御している。

図 4 に示すように、プラズマトーチ出口部に、オリフィスを取り付けている。このオリフィスは SUS 製の孔のある厚さ 1.5mm の薄板であり、内径 50mm、外径 110mm となっている。このオリフィスによって、プラズマジェットを直径 75mm から 50mm に絞っている。オリフィスがない状態では、加熱器の動作が不安定になってしまうが、このオリフィスを装着することで ICP 加熱器は安定に動作する。また、逆にオリフィス孔が小さすぎても加熱器は安定に動作しない。本稿では、安定に作動する条件の選定を目的としているため、この理由については今後より詳細に検討する。

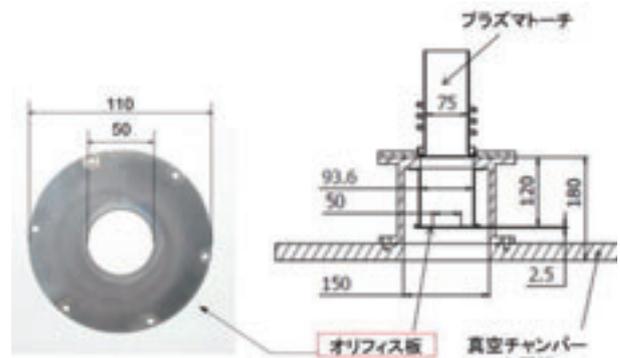


図4 オリフィス板と取付け位置(単位 : mm)

表 1 ICP 加熱器システムの仕様

本体部設計製作	日本高周波 (株)
電源周波数	4MHz±0.05%
必要電力	3 相 AC200V,24kVA
投入電力設定範囲	0~10kW (3kW×4 台)
トーチガラス管内径	φ 75mm
ワークコイル径	φ 96mm
ワークコイル巻数	3 巻
必要冷却水量	62L/min
マスフローコントローラ	コブロック製 MODEL8500
電動真空弁	CKD 製 EVB517
オリフィス孔直径	50mm

2. 2. 空気プラズマの生成

空気プラズマを生成する際は、まずアルゴンプラズマを生成し、A ガス、B ガス、C ガスの各流路をアルゴンガスから空気に置換する⁹⁾。同時に、投入電力、真空チャンバー圧力も調整を行い、最終的に生成された 100%空気プラズマは図 5 のようになる。プラズマトーチ内では紫色に発光しているが、真空チャンバー内では黄色の気流となっていることが分かる。

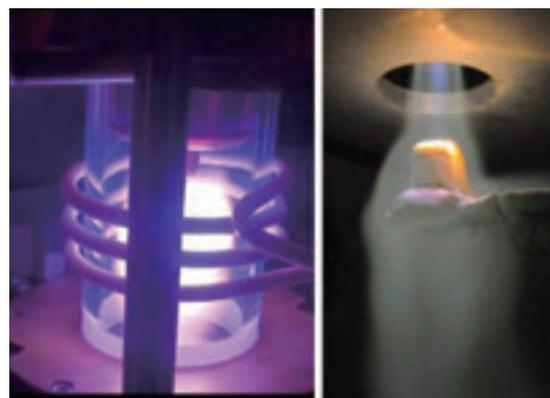


図5 本装置で生成された 100%空気プラズマの様子。左 : トーチ内、右 : チャンバー内 (30SLM, 10kW)

3. ICP 加熱器作動特性

作動特性試験の目的は、ICP 加熱器の各パラメータを変化させ、100%空気プラズマが生成可能な作動範囲を確定させることである。本試験では、空気ガス流量と投入電力をパラメータとし、空気プラズマの生成可能範囲を調査した。なお、特性試験に際し、気流の基準条件を下記の表 2 のように定める。ここで、SLM(standard liter / min)は 1atm,

0°Cにおける1分間の流量を表し、空気 1SLM は 0.0216g/sec に相当する。

表2 基準条件

ガス流量(SLM)				投入電力	チャンバー圧力
A	B	C	合計		
6	12	12	30	10kW	3.9kPa

3. 1. ガス流量特性

駆動ガス流路は、トーチ中央部を軸方向に流れる A ガス、トーチ周辺部を軸方向に流れる B ガス、トーチ周辺部をらせん状に流れる C ガスの3つの流路からなる。ICP 加熱器で生成したプラズマは中心部分が低温、外縁部が高温の軸対称プラズマとなるため、このように気流をスワールさせることで、テストセクションで温度分布が偏ることを防いでいる。ここでは、3つの流路の内、1つの流路のみを表2の基準条件から増減させて、空気プラズマが安定して生成可能な条件を調査した。

試験結果は表3の通りである。B ガスと C ガスを 12SLM に固定した場合、A ガスが 6SLM を上回ると、空気プラズマは明滅し始め、さらに流量を増やすと消失してしまう。一方で、A ガスを 0SLM に設定してもプラズマは安定して生成できる。また、A ガスを 6SLM に固定し、B ガスまたは C ガスを 12SLM 未満に設定した場合でもプラズマが明滅し始め、さらに減少させると消失する。本装置では石英ガラスに巻いたコイルからガスへエネルギーを投入することになるが、この時、表皮効果のために磁界はトーチの中心へ行くにつれて指数関数的に減少する。したがって、中央部を流れている A ガスを増やすことは、高周波によるエネルギーをガスが吸収しにくい方向に働かせている。周辺部を流れている B ガスと C ガスを減らすことも同様である。A ガスの流量に上限があり、B ガスと C ガスの流量に下限があるのは、上記の理由によるものと考えられる。

なお、B ガスと C ガスの上限(20SLM)は使用しているコフロック(株)のマスフローメーターの最大定格流量であり、これを上回ると空気プラズマが不安定となる訳ではない。

表3 ガス流量の制御範囲

流路	最小流量	最大流量
A ガス	0SLM	6SLM (0.13g/sec)
B ガス	12SLM (0.26g/sec)	20SLM 以上 (0.43g/sec 以上)
C ガス	12SLM (0.26g/sec)	20SLM 以上 (0.43g/sec 以上)

3. 2. 投入電力特性

投入電力は 3kW 電源を 4 台使用し、最大 10kW まで出力することができる。投入電力は気流の熱流束に大きく影響を及ぼす可能性があるため、本試験では投入電力の制御可能範囲を調査した。これまでの試験から、空気ガス流量と投入電力の制御範囲に関係性があるとわかっている。そこで、空気ガス流量を表3の範囲で変化させ、投入電力の制御範囲の変化を観察した。

総ガス流量と投入電力の制御可能範囲は表4のようになった。これより、空気ガス流量が増加するほど、投入電力の制御範囲は広がるのが分かった。

表4 投入電力特性

総ガス流量	最小投入電力	最大投入電力
30SLM (A:6 B:12 C:12)	9.5kW	10kW
34SLM (A:6 B:12 C:16) (A:6 B:16 C:12)	7.0kW	10kW
38SLM (A:6 B:12 C:20) (A:6 B:20 C:12)	5.5kW	10kW

※()内は3つの流路に流れているガス量(SLM)

4. 気流動圧計測

柔軟エアロシェルで使用する材料の耐熱性能評価試験に先立ち、本装置によって、生成された 100%空気プラズマの気流特性を把握することは必要不可欠である。そこで、プラズマ気流の動圧計測を実施した。

4. 1. センサの仕様

計測には図6に示すピトープローブを用いた。プローブは直径 20mm の半球状で、先端に直径 1mm の孔が空いており、真鍮製である。また、圧力計測部は高温になるため、冷却水を流せる仕様になっている。

このピトープローブによって取得した気流総圧と真空チャンバー圧力との差圧を表6の圧力計で取得し、これを気流動圧とした。なお、ピトープローブは真空チャンバー内に設置したトラバース装置を用いて水平面内は自由に動かすことが可能であり、高さ方向はラボジャッキを用いて調整している。

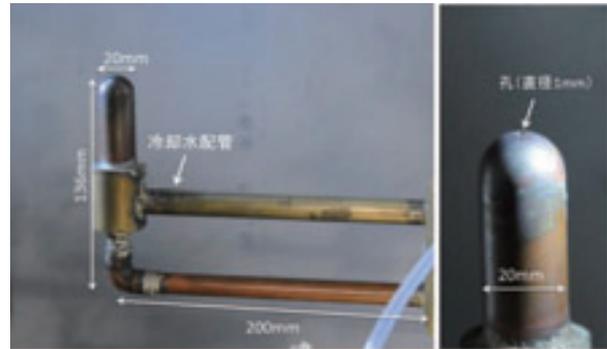


図6 水冷ピトープローブ

表5 圧力計の仕様

型式	横河電機 MT210-767321
測定方式	差圧型
測定レンジ	0-10kPa
分解能	0.1Pa

4. 2. 気流動圧分布

図4で紹介したプラズマトーチ出口部に装着したオリフィスからピトープローブ先端までの距離を鉛直方向の基準とし、水平方向はオリフィスの中心軸とトラバース装置の移動平面の交点を原点とした。鉛直方向はオリフィスからセンサまでの距離を 140mm から 50mm 刻みで 290mm まで設定し、水平方向は 10mm 刻みで分布を計測した。試験時の気流条件は、表7の通りである。

図7にオリフィス中心軸上を通る気流半径方向の動圧分布、図8に気流中心方向の動圧分布を示す。気流中心の動圧は、プラズマトーチの距離に比例して線形に減少する。また、動圧は流量に比例し、今回の気流条件では 30Pa から

50Paとチャンバー圧力に比べて非常に小さい。さらに、半径方向の動圧分布から気流は軸対称であり、コアフロー直径は約40mmである。

表6 動圧計測の試験条件

ガス流量	投入電力	真空チャンバー圧力
24SLM (A:0 B:12 C:12)	10kW	3.3kPa
30SLM (A:6 B:12 C:12)	10kW	3.9kPa
38SLM (A:6 B:12 C:20)	10kW	4.7kPa

※()内は3つの流路に流れているガス量(SLM)

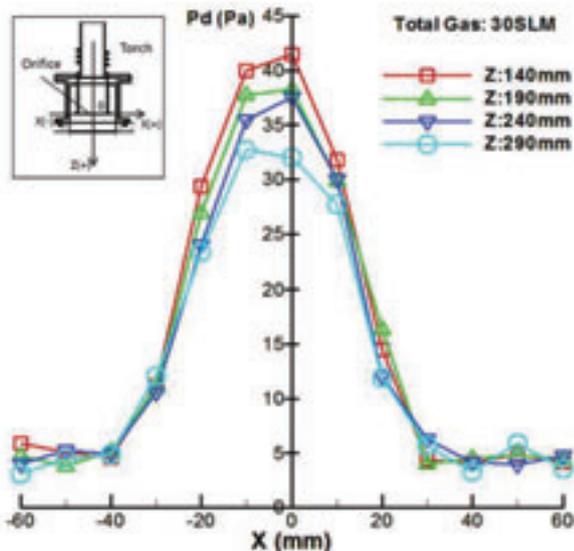


図7 気流半径方向の動圧分布

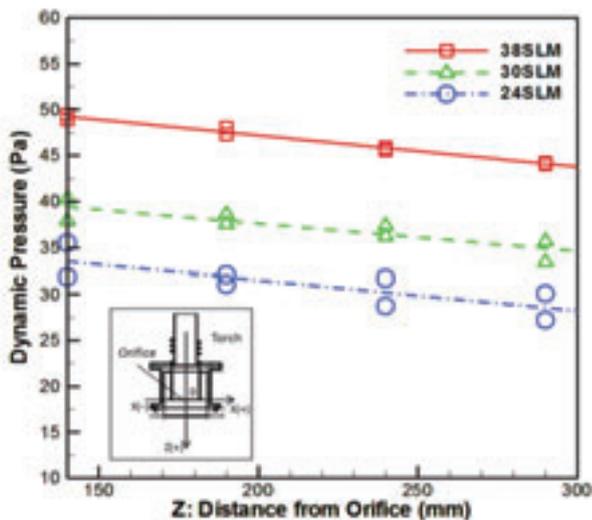


図8 気流中心方向の動圧分布

5. 熱流束計測

気流動圧に続いて、耐熱評価試験で最も重要な要素である、空気プラズマの熱流束を計測した。

5. 1. センサの仕様

使用した熱流束計の仕様を表8に示す。Medtherm社製のガードンゲージはセンサ中央と周辺部の温度差に比例した起電力を発生する。この出力電圧に感度係数を乗じること

によって、熱流束値を得ることができる。なお、周辺部は水冷されている。

表7 熱流束センサ仕様

原理	ガードン型
製造	MEDTHERM 社
型式	GTW-100-40-484
最大熱流束値	100W/cm ²
形状	センサ直径 0.62 inch (15.7mm) センサ高さ 1 inch (25.4mm)
感度係数	94.97 kW/(m ² ,mV)

熱流束センサは、図9に示すように、高さ80mm直径35mmのアルミ製円柱上面に埋め込んでいる。このアルミ円柱の下から銅管を通じて、冷却水をセンサに流している。プラズマ気流の熱流束を計測する際は、さらに断熱材を巻きつけ、直径約50mmの状態で使用している。



図9 熱流束センサのセットアップ

5. 2. 熱流束分布

動圧計測時と同様に、図4のオリフィスからセンサまでの距離を鉛直方向の基準とし、水平方向はオリフィスの中心軸とトランス装置の移動平面との交点を原点とした。センサの位置は気流動圧計測時と同様である。また、気流条件は表7に示した通りである。

図10に気流半径方向の熱流束分布を示す。熱流束分布から空気プラズマのコアは直径約40mmであることがわかる。また、プラズマトーチから離れても気流は半径方向に拡散しておらず、軸方向に対してまっすぐな流れである。

次に、図11に気流軸方向の熱流束分布を示す。気流の熱流束はオリフィスからの距離に応じて低下している。

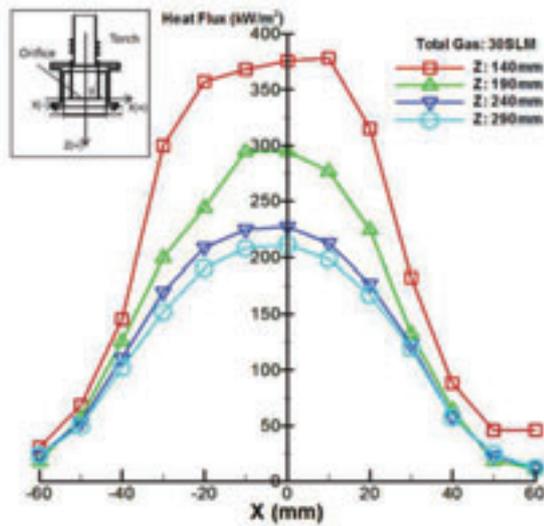


図 10 気流半径方向の熱流束分布

したがって、空気プラズマの熱流束を制御する場合は、空気流量を可能な範囲で最大にし、投入電力を調整した方が広範囲で制御可能である。

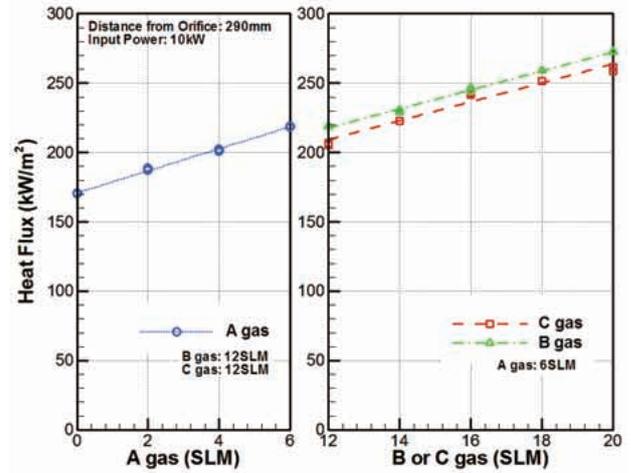


図 12 ガス流量-熱流束特性

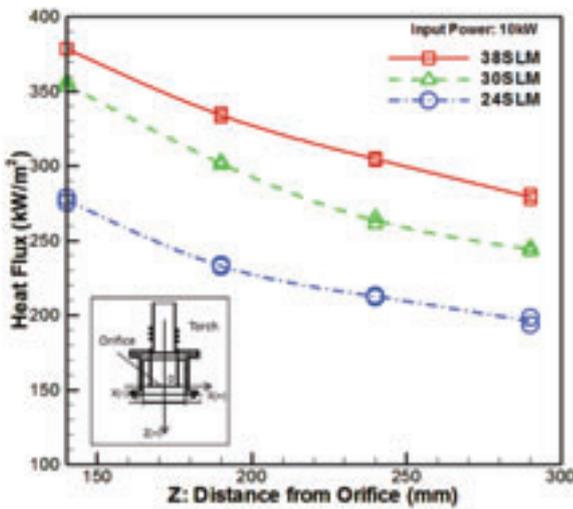


図 11 気流中心方向の熱流束分布

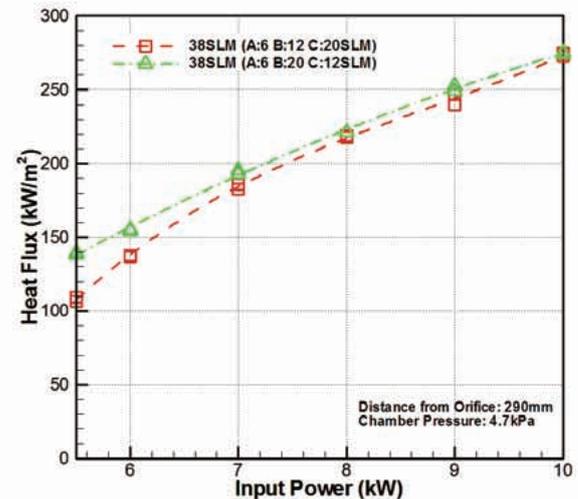


図 13 投入電力-熱流束特性

5. 3. ガス流量－熱流束特性

耐熱性能評価試験において、熱流束の制御可能範囲を把握しておくことが重要である。そこで、ガス流量を3章で示した作動範囲内で変化させ、熱流束の変化を観察した。

空気流量は、3つの流路の内、2つを固定し、残り1つを表3で示した範囲内で変化させた。また、オリフィスからセンサまでの距離は290mmに固定した。

各流路の空気ガス流量と熱流束の関係を図12に示す。これより、ガス流量と熱流束は線形の関係にあることがわかる。また、今回の条件ではガス流量のみを変化させることで、熱流束を170kW/m²から270 kW/m²まで制御できる。

5. 4. 投入電力－熱流束特性

表4より、ガス流量が多いほど、投入電力の制御範囲は大きくなる。そこで、ガス流量を38SLMに固定し、投入電力を変化させた場合の熱流束の変化を観察した。なお、オリフィスからの距離は290mmに固定している。

結果を図13に示す。図12と比較すると、空気ガス流量による熱流束の変化よりも、投入電力による変化の方が大きいことは明らかであり、熱流束を100 kW/m²から270 kW/m²まで制御することができる。

6. まとめ

低弾道係数型大気圏突入機に使用する柔軟エアロシェルを実現する材料の耐空力加熱試験のために開発した10kW級φ75mm大口径ICP加熱装置の作動特性を把握した。そして、生成された100%空気プラズマの気流特性を把握するために、気流動圧計測、および熱流束計測を実施した。その結果から、生成された空気プラズマは軸対称であり、軸方向の動圧変化が小さいことが分かった。また、熱流束分布から熱流束はオリフィスからの距離に比例し、気流コア直径は約40mmであることが確認された。さらに、熱流束特性調査から、プラズマ気流安定範囲内でガス流量を最大流量に固定し、投入電力を調整することで、熱流束を広範囲で制御可能なが分かった。

今後は、さらに気流の特性を理解するために、空気プラズマの発光スペクトルを取得し、スペクトルの相対強度から電子温度¹⁰⁾¹¹⁾を求め、さらにSPRADIANによるフィッティングを行い気体分子の振動温度等を算出する¹²⁾¹³⁾予定である。また、並行して気流特性を十分に把握した上で、本装置を用いて柔軟エアロシェルに使用する材料の耐熱評価試験を行える段階にすることが目標である。

参考文献

- 1) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 今村宰, 秋田大輔, 「展開型柔構造大気圏突入機 MAAC の開発と将来展望」, 日本航空宇宙学会誌, 第 59 巻, 第 695 号, 2011 年, 12 月
- 2) 山田和彦, 永田靖典, 秋田大輔, 今村宰, 安部隆士, 鈴木宏二郎 “観測ロケットによる柔軟エアロシェルの大気圏突入実証試験” 平成 24 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2012 年 12 月
- 3) Yamada, K., Nagata Y., Abe, T., Suzuki, K., Imamura, O., Akita, D., “Reentry Demonstration of Flare-type Membrane Aeroshell for Atmospheric Entry Vehicle using a Sounding Rocket”, AIAA2013-1388.
- 4) Yamada, K., Koyama, M., Kimura, Y., Suzuki, K., Abe, T., and Hayashi, A. K., “Hypersonic Wind Tunnel Test of Flare-type Membrane Aeroshell for Atmospheric Entry Capsule”, ISTS-paper 2009-e-20, 2009.
- 5) 安部大佑, 山田和彦, 林光一, 安部隆士, “極超音速流中でのインフレータブル構造体の空力加熱環境に関する研究”, 平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2011 年 12 月
- 6) 土井翔平, 宮谷聡, 山田和彦, 安部隆士, “大気突入用インフレータブル膜面材料の耐熱性能評価試験”, 平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2013 年 12 月
- 7) Ito, T., Ishida, K., Mizuno, M., Sumi, T., Matsuzaki, T., Nagai, J. and Murata, H., “110kW New High Enthalpy Wind Tunnel heated by Inductively Coupled Plasma”, AIAA-paper 2003-7023, 2003.
- 8) Ito, T., Kurotaki, T., Sumi, T., Fujita, K., Ishida, K., Mizuno, M., “Evaluation of Surface Catalytic Effect on TPS in 110kW ICP-heated Wind Tunnel” AIAA-paper 2005-189.
- 9) 山田和彦, 宮谷聡, 前野宏明, 石井一洋, 安部隆士, “10kW 級 ϕ 75mm 大口径 ICP 加熱器の開発”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013 年 10 月
- 10) Arnold, J. O., Whiting, E. E. and Lyle, G. G., “Line by Line Calculation of Spectra from Diatomic Molecules and Atoms Assuming a Voigt Line Profile”, J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transfer, Vol.9, pp.775-798, Pergamon Press, 1969.
- 11) Fujita, K., Mizuno, M., Ishida, K., Ito, T. and Kurotaki, T., “Spectroscopic Measurement of ICP-heated Wind Tunnel Plasmas”, AIAA Paper, 2004-2681, 2004.
- 12) Fujita, K., Mizuno, M., Ishida, K., Ito, T., Sumi, T., and Kurotaki, T., “Spectroscopic Diagnostics of Electrically Heated High Enthalpy Wind Tunnels”, AIAA Paper, 2005-173, 2005.
- 13) Fujita, K., Mizuno, M., Ishida, K., Ito, T. and Kurotaki, T., “Spectroscopic Flow Evaluation in Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, October-December 2008.