

放電プラズマによる極超音速での空力制御に関する基礎研究

渡邊保真, 高間良樹, 今村宰, 綿貫忠晴, 鈴木宏二郎
 東京大学大学院工学系研究科, 東京大学大学院新領域創成科学研究科

Preliminary Studies on Aerodynamic Control with Direct Current Discharge

by

Yasumasa Watanabe, Yoshiki Takama, Osamu Imamura, Tadaharu Watanuki and Kojiro Suzuki

ABSTRACT

A new idea of an alternative aerodynamic control device for hypersonic vehicles utilizing plasma discharge is presented. The response of surface pressure distribution over a flat plate model to the D.C. plasma discharge in hypersonic flow was examined with both experiments and numerical analyses. It was revealed that the surface pressure upstream of the plasma area significantly increases, which would be applicable to a new aerodynamic control device. It was also found that there are two modes in the correlation between the electric power input and the surface pressure change around the plasma area. The burnt trace on the flat plate model after the experiments suggests that the pressure change may be caused by the onset of the boundary layer separation and the shock wave or compression wave formed in front of the separation bubble. Such pressure rise was also observed in the result of two-dimensional numerical analyses based on the Navier-Stokes equations with energy addition that simulates the Joule heating of plasma discharge. The steady-state solution shows that the pressure change observed in the experiments can be qualitatively explained as an effect of Joule heating on air flow.

1. 序論

極超音速機を設計する際には非常に高いレベルの信頼性が要求される。例えば、空力制御の些細なミスは、軌道がずれることに加え、設計時に想定していなかった箇所での局所的な空力加熱のピークが発生することにより、熱防御システムが部分的に破損して機体の全損に至る可能性がある。このような事態を避けるためにも、空力制御系に冗長性を持たせることは重要であり、従来のフラップによる空力制御に加え、可動部分を持たない空力制御デバイスの搭載が望ましい。また、従来のフラップは低レイノルズ数環境下では効率が落ちるといった問題があるので、新しい空力制御装置は低レイノルズ数環境下でも効率がよいことが望まれる。本稿では、このような新しい空力制御装置の一つとして機体表面での放電プラズマが有望であると考え、その有効性について基礎研究を行った結果について報告する。

最近の研究により、低速や超音速の流れ場中では放電を空力制御に応用可能であることが実証されつつある。プラズマアクチュエータ^{1,2)}は、大迎角飛行時に翼上面での流れの剥離を防ぐ事で失速を遅らせ、揚力を増加させる空力制御デバイスである。プラズマによる超音速内部流制御³⁾は、スクラムジェットエンジンの空気取り入れ口付近での衝撃波の発生位置を操作することで、設計点以外のマッハ数における巡航時のエンジン効率を改善する空力制御デバイスである。このようなプラズマによる空力制御デバイスの研究を基に、本研究ではプラズマによる極超音速機の新たな空力制御デバイスを提案する。

図 1 は本研究で提案するプラズマによる空力制御デバイスの概念図である。プラズマを機体表面で発生させることにより放電部付近の圧力分布が変化することが期待される。重心から離れたところで圧力が変われば、わずかな圧力変化でも空力制御を行うだけのモーメントを発生させることができるので、空力制御デバイスとして利用可能である。

本研究では放電部付近の機体表面と電極を、図 1 の下のようにならびに平板に電極が埋め込まれた模型で模擬し、極超音速風洞実験により放電が流れ場へ及ぼす影響を調べる。

なお、電源として直流電源を用いることとした。これは、直流電流であれば定常放電が期待でき、現象がより観測しやすと考えられたためである。

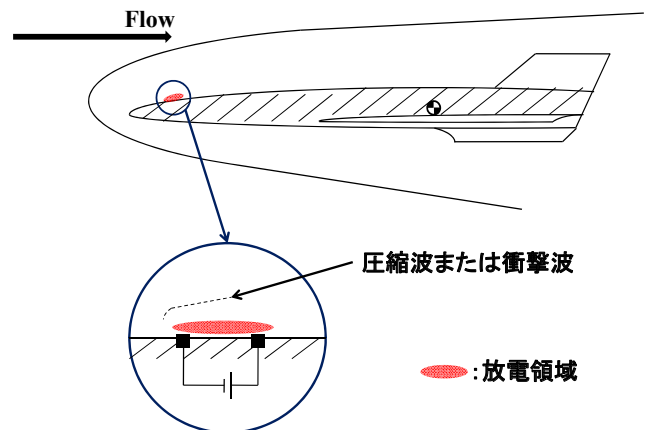


図 1 プラズマによる空力制御装置概念図

また、プラズマ放電による気流等への影響が、主に気流へのジュール加熱による効果であるという仮定の下、定常及び非定常な熱入力に対する圧力変化について数値解析を行った。

本研究の目的は以下の 3 点である。

- 1) 平板模型を用いて極超音速気流中での放電実験を行い、放電領域付近での圧力変化及び衝撃波の発生の有無等の、極超音速流れへの影響を調べる。
- 2) プラズマ放電による極超音速流れへの影響は、流れのジュール熱による加熱に起因する効果であると推測し、プラズマへの投入電力と圧力変化の相関関係を調べる。
- 3) 以上 1, 2 を踏まえ、放電による極超音速飛行体の空力制御デバイスの概要を検討する。

2. 極超音速風洞実験の概要とその結果

2.1 実験概要

東京大学柏キャンパス極超音速風洞⁴⁾にて風洞実験を行った。本実験における風洞諸元を表 1 に示す。

実験に用いた直流電源は最大電圧 500V、最大電流 15A のもので、予め最大許容値を設定しておく、電流電圧のいずれかが設定値に達したらその値で制限をかける回路が組まれている。今回は表 1 のように許容値を設定した。

実験における典型的な圧力・温度・電源操作の時間履歴を図2に示す。図2において、P0はよどみ点圧力、P1は測定室内のジェット外での圧力、T0はよどみ点温度を表している。なお、本実験では電源のON/OFFのタイミングは手動で操作している。

表1 風洞実験設定

風洞	マッハ数	7.0
気流条件	よどみ点圧力 P ₀ [kPa]	953.5
	よどみ点温度 T ₀ [K]	559.2-586.7
電源設定	電圧許容値 [V]	500
	電流許容値 [A]	6
模型設定	実験時模型迎角 [deg]	0

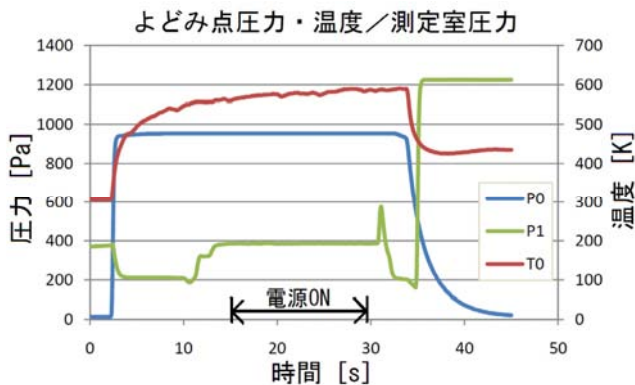


図2 実験時の時間履歴

本実験では、平板表面圧力は、平板中心線に沿った4点において測定した。圧力測定点の詳細な位置及び模型前縁からの距離を図3に示す。模型表面には、1対の電極が設置されており、電極の材質は銅タングステン合金 (Cu30%-W70%) である。平板はベークライト板を用いた。放電部における電流値及び電圧値はオシロスコープにより計測した。模型上面及び前面からビデオ映像を撮影した。また、模型側面からは、シュリーレン法による可視化を行い、CCDカメラ (解像度 720 x 480) により映像を、高解像度デジタルカメラ (解像度 3780 x 3592) により静止画を撮影した。実験系の概要を図4に示す。

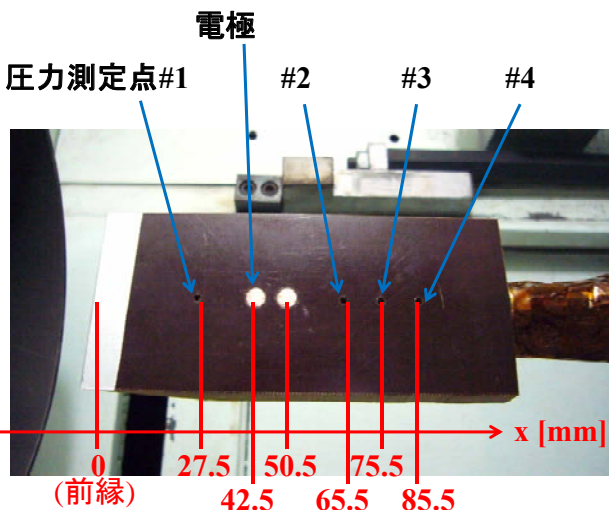


図3 平板模型

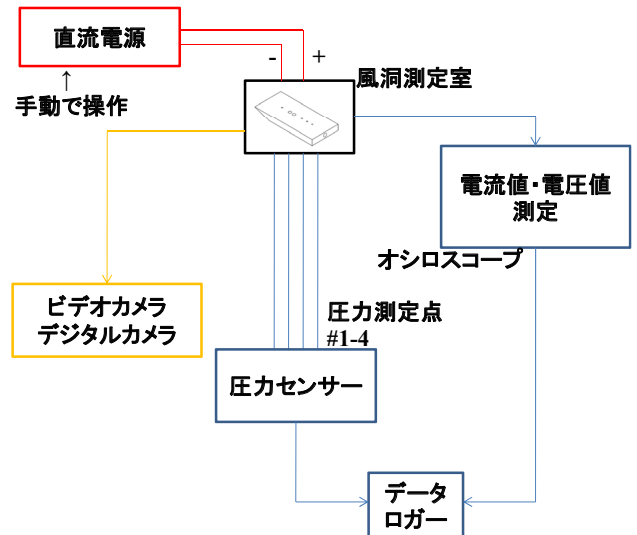


図4 実験系概要

2.2 実験結果

放電実験の典型的な写真を図5に示す。

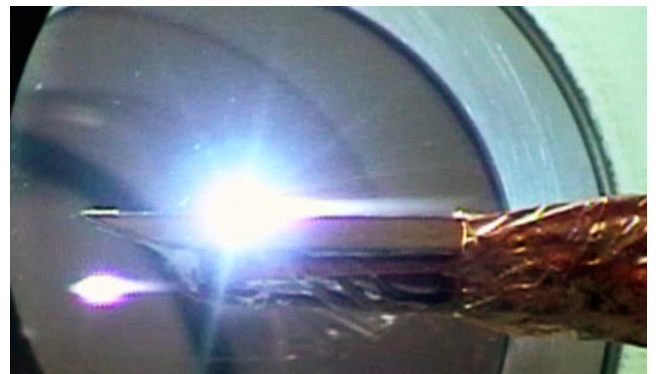


図5 放電実験の典型例

気流中で安定な放電を得るためには、陰極と陽極の気流方向に対する配置は重要である。極超音速気流中での放電実験の結果、陰極を上流側に設置すると放電が安定することが分かった。逆に上流を陽極にすると、放電が不安定であるか、あるいは全く放電しなかった。

放電領域上流での圧力変化が顕著であったため、投入電力に対する放電部上流 (測定点 #1) における圧力変化の相関関係を調べた。圧力変化は放電時圧力を非放電時圧力で割った値として定義される圧力係数を用いて評価した。圧力係数と投入電力の時間履歴及び相関関係をそれぞれ図6、7に示す。図8には典型的な放電例について、シュリーレン法による可視化写真を示す。図8では、放電に伴い強力な発光と何らかの弱い波が発生していることが確認された。

図6、7より、放電のパターンには以下の2つのモードがあることがわかる。

- (1) 圧力係数は投入電力にほぼ比例するが、圧力係数自体はそれほど大きくはないモード
- (2) 投入電力は小さいものの、圧力係数はかなり大きいモード

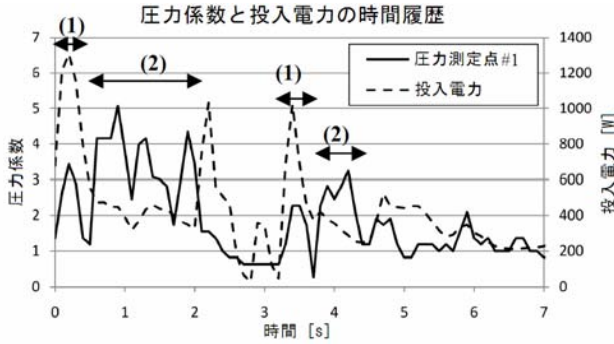


図 6 投入電力及び圧力係数の時間履歴

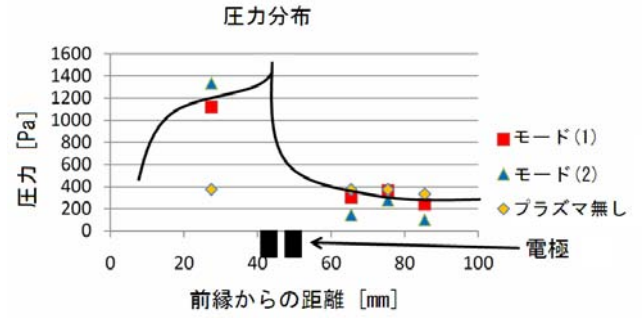


図 9 圧力の空間分布

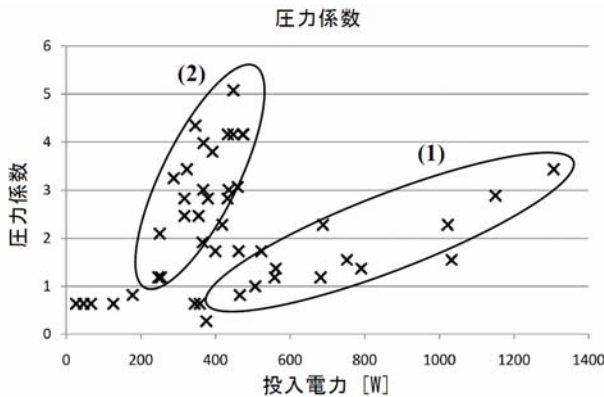


図 7 圧力係数と投入電力の相関関係

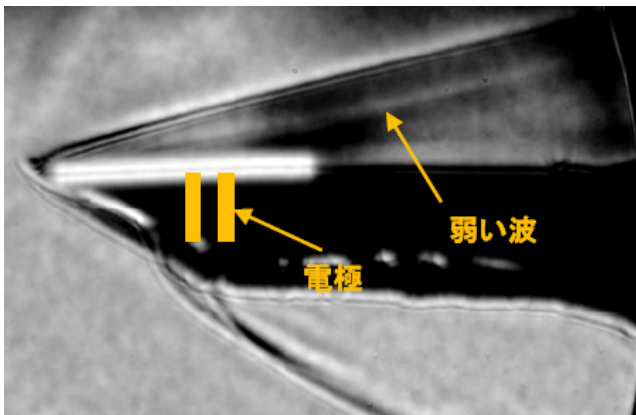


図 8 放電時流れの可視化の典型例 (シュリーレン法)

放電のモード(1)は空気の絶縁破壊の際に起こるモードであり、また、モード(2)はモード(1)の直後に続けて起こるモードである。モード(2)の持続時間はモード(1)の持続時間に比べてかなり長いので、断続的な放電を繰り返してモード(2)を繰り返し起こすことにより、時間平均をとることで低消費電力、大圧力変化の効率のよい空力制御装置を実現できるのではないと思われる。

模型の中心線に沿った圧力の空間分布を図 9 に示す。非放電時には表面圧力分布がほぼ一定値であるのに対し、放電時には電極下流側における圧力がわずかに減少し、同時に上流側で圧力が非放電時の 3 から 4 倍程度まで大きく上昇することがわかる。ここで、図 9 における黒の実線は後述する数値解析により予想された、定性的な圧力分布形状である。

3. 数値解析

実験後の模型表面には、図 10 に示すようにプラズマにより焼けた跡が確認された。図 10 より、平板上の流れが放電領域を避けて流れたことが予想される。これは、放電の影響で平板上の境界層が剥離を起こしたため放電部前方で圧縮波あるいは衝撃波が発生し、結果的に放電部前方で圧力が上昇したことを示唆している。



図 10 実験後の模型における焼けた跡

図 7 から明らかなように、投入電力と圧力変化との間には相関関係が存在した。それ故、実験で観測された圧力変化の主な原因がプラズマの発生による気流へのジュール加熱であると仮定するのは妥当であろう。そこで、実験での圧力変化がジュール加熱による効果として説明できるかどうかを明らかにするため、数値解析による検証を行った。2次元の Navier-Stokes 方程式の右辺に加熱を表す生成項を付加したものについて、熱入力が定常の場合と、実験にあわせて非定常にした場合とで数値解析を行った。

解析に用いた方程式を次に示す。

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} = \hat{S} \quad (1)$$

$$\hat{S} = \frac{1}{J} [0 \ 0 \ 0 \ q_j]^T \quad (2)$$

ここで、 \hat{Q} は保存量、 \hat{E}, \hat{F} は移流項、 \hat{E}_v, \hat{F}_v は粘性項、 \hat{S} は生成項 J はジャコビアン、 q_j は単位奥行きあたりの熱入力である。

時間方向の積分には、2次精度の Runge-Kutta 法を用いた。移流項の離散化に関しては、AUSMDV Scheme⁵⁾ に MUSCL 法 3 次精度風上バイアスを組み合わせることで行った。計算に用いる座標の定義を次の図 11 に示す。また、計算に用いる格子を図 12 に示す。

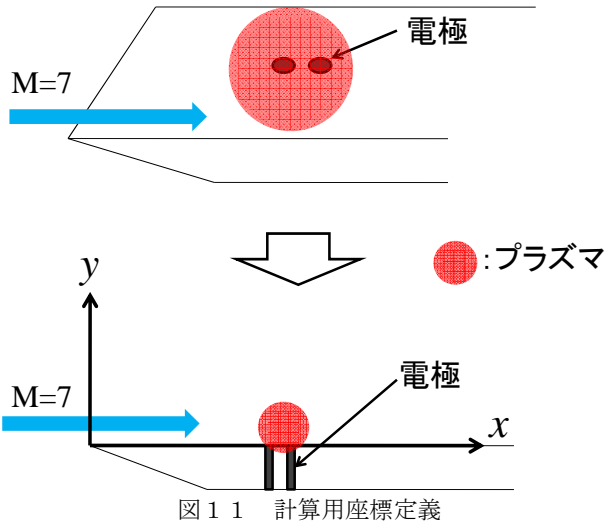


図 1.1 計算用座標定義

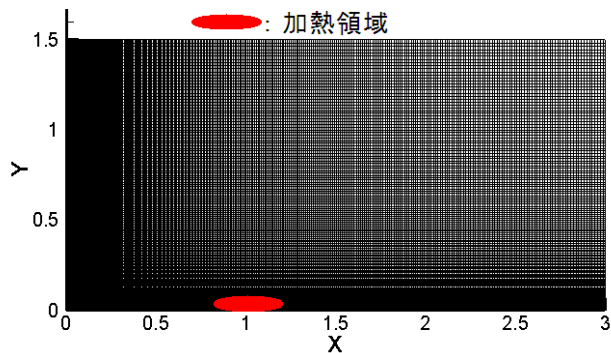


図 1.2 計算格子

計算に用いた格子点の数は、 x 方向に 331 点、 y 方向に 151 点である。代表長さ L は 5cm とし、その他の計算条件は全て先の風洞実験での条件にあわせた。熱入力は楕円形状で与え、楕円の中心に近づくほど加熱量が增大するように設定した。楕円の中心は $x=1.0$ 、 $y=0.02$ とした。ここで x, y は無次元化された座標である。

また、パラメータ ℓ は次式で定義される。

$$\ell(x, y) = \frac{(x-1.0)^2}{0.1^2} + \frac{(y-0.02)^2}{0.04^2} \quad (3)$$

計算領域内で $0.0 \leq \ell \leq 3.0$ を満たす領域を S_{heat} とおく。パラメータ ℓ を用いて、単位奥行きあたりの加熱量 q_j の分布を次のように与えた。

$$\begin{cases} q_j = (\text{加熱量}) \times \frac{1}{\cosh \ell} / \iint_{S_{heat}} \frac{dx dy}{\cosh \ell} & (0.0 \leq \ell \leq 3.0) \\ q_j = 0 & (\ell > 3.0) \end{cases} \quad (4)$$

加熱量の計算領域全体にわたる総和である総加熱量は、実験での実際の投入電力を基に決定した。放電領域の奥行き方向への広がり 2cm 程度であったので、(4)式の加熱量は、実際の投入電力に $1\text{m}/2\text{cm}=50$ を乗じて単位奥行きあたりの値を出し、それを更に(一様流密度) \times (一様流速) $^3 \times$ (代表長さ L) で除して無次元化した値である。今回は、投入電力は一定とし、時間積分値のみを実験と合わせた場合と、実際の投入電力の変動(図 6)にあわせて増減

させた場合、即ち、定常状態の解析と非定常状態の解析を行った。

本研究の数値解析では、プラズマによる流れへの影響が主に熱入力により説明できると仮定し検証を行った。そのため、プラズマの影響は(1)式で右辺の生成項 \hat{S} において、熱入力 q_j としてのみ加味され、気体分子の解離等その他の効果は加味されていないことに注意しておく。

一般に、2次元解析では3次元解析と比べて現象が強調される傾向がある。本研究においても実験と定量的に合う結果を得るためには、 q_j を上述の方法で決まる値よりも小さい値に設定しなければならず、総加熱量を実験での投入電力の5分の1の値とした。

3.1 定常状態の解析

実験で観測された現象は非定常現象であったが、現象の大まかな性質をつかむため、加熱量が実験での投入電力の平均値の5分の1で一定であるとして、定常状態の解析を行った。

熱入力がある場合の圧力分布の解析結果を図 1.3 に示す。また、比較のために熱入力のない場合の圧力分布の解析結果を図 1.4 に示す。

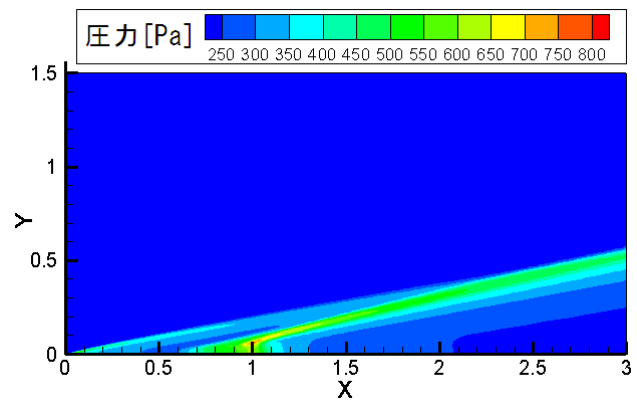


図 1.3 圧力分布 (熱入力あり)

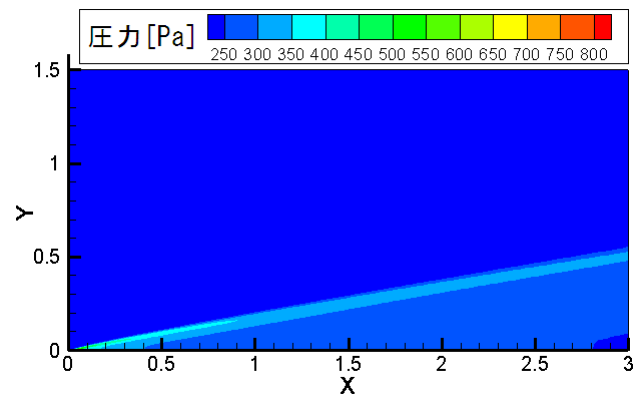


図 1.4 圧力分布 (熱入力無し)

図 1.3, 1.4 より、熱入力がある場合には、電極の上流側の領域で表面圧力がかなり上昇することが確認された。これは実験結果と合致する。この解析結果は、実験で観測された圧力変化が、プラズマによるジュール加熱による効果として定性的に説明できるということを示している。

図 15 は圧力の等高線図の放電部付近の拡大図及び流線である。図より、いくつかの場所では流れが一樣流とは逆になり、循環する領域が形成されていることがわかる。これは、図 9 から予想された、放電による境界層の剥離と、それに伴う衝撃波あるいは圧縮波の形成を説明できるものである。

図 16 は、計算された平板表面上の圧力分布の一例である。上述の結果と同様に、この図からも電極前方の圧力増加を説明可能であることがわかる。

以上より、実験で観測された圧力変化は、放電プラズマによる流れへのジュール加熱の効果として説明できるといえるだろう。

圧力分布及び流線

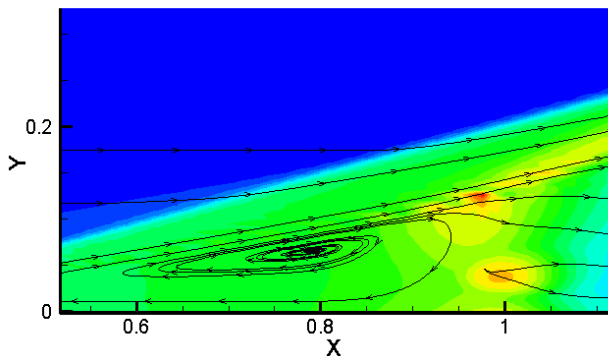


図 15 圧力分布と流線 - 加熱部付近拡大図

圧力分布

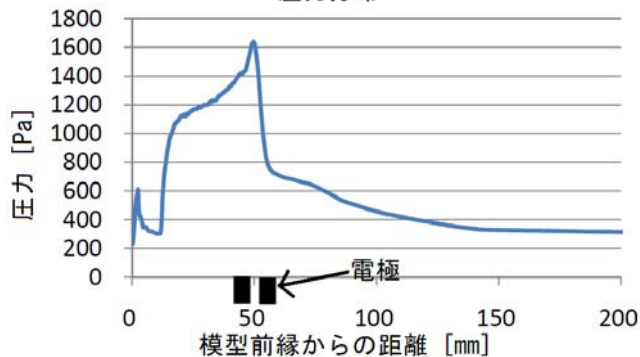


図 16 表面圧力分布

3. 2 非定常状態の解析

より実験結果とあわせるため、熱入力を実際の実験で観測された投入電力の時間履歴に従って変動させた。実験における投入電力と圧力係数のグラフに計算結果の圧力の時間履歴をあわせたものを図 17 に示す。なお、図 17 では圧力の測定点 # 1 と、同等の位置での解析結果による圧力の計算値を示している。

図 17 より、非定常状態の解析による圧力の時間履歴パターンは実験のものとはやや形状が異なる。一つの理由としては、実際の現象が 3 次元的なものであることに対し、解析では 2 次元の解析を行っているという点が挙げられる。実際の現象では、放電による空気の解離反応等が発生しており、これらの化学反応を考慮した解析により解析・検討を行うべきである。しかし、本研究では熱入力が現象の主な要因であるかどうかを検討することを目的として、プラズマによる気流への影響が熱入力のみであるとした簡単なモデルの下で数値解析を行っている。この方針に

従い、今後、本解析モデルを 2 次元から 3 次元に拡張し、より実際の現象に即した放電による熱入力が表現できるようにする予定である。

圧力及び電力の時間履歴

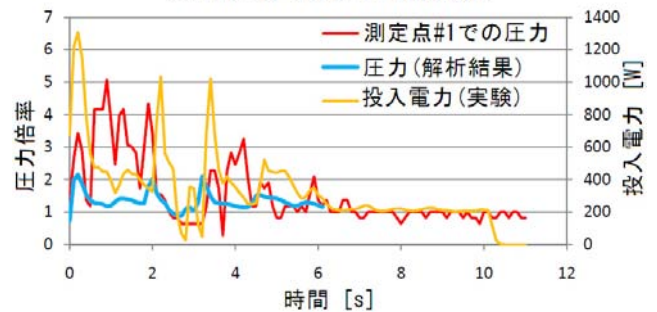


図 17 圧力と投入電力の時間履歴

4. 空力制御装置としてのプラズマ放電

本実験では、放電領域の上流側において顕著な圧力の上昇がみられた。もしもプラズマ放電による空力制御装置が極超音速機の重心から十分に離れた位置に設置されていれば、空力制御に十分なモーメントを作ることができるので、従来の空力制御装置と併せて補助的なデバイスとして用いることができるであろう。

デバイスを駆動させるための電源としては、エンジン出力の一部を発電機に回すことでもまかなうことができると考えられる。

また、この空力制御装置が効率のよいものであるためには、図 7 で示した放電モードの(2)をなるべく長い間継続することが必要となる。放電モードの(2)が、絶縁破壊時の短時間のモード(1)に続いて起こるモードであったことを考慮すると、パルス的に放電を繰り返すことで、モード(1)とモード(2)を繰り返し、時間的に平均すれば効率的な放電モード(2)を長く行うことができ、デバイス全体としての効率をあげられると考えられる。

5. 結論

本研究は、プラズマ放電を用いた極超音速機用の新しい空力制御装置開発のための基礎研究として、直流プラズマ放電が極超音速気流に対して与える影響を調べた。

極超音速気流中での放電実験により、次のことが判明した。

- (1) 極超音速気流中での放電により、放電部周囲での圧力分布が変化する。これは極超音速機の空力制御装置に応用可能である。
- (2) 極超音速気流中で直流プラズマ放電を安定に行うためには、流れの方向に対して陰極を上流側に設置することが望ましい。
- (3) 放電領域の上流側において、表面圧力の上昇が顕著である。
- (4) 投入電力と圧力変化の間には相関関係があり、この相関関係には 2 つのモードが存在する。

さらに、プラズマの影響をジュール加熱によるものと仮定した数値解析により、次のことが判明した。

- (5) プラズマ放電による圧力変化は、プラズマ放電によるジュール加熱の効果であるとして、定性的に説明可能である。

参考文献

- 1) Enloe, C. L., McLaughlin, T. E., VanDyken, R. D., Kachner, K. D., Jumper, E. J., Corke, T. C., Post, M., and Haddad, O., "Mechanism and Response of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Geometric Effects", *AIAA J.*, 42 (2004), pp.595-604.
- 2) Porter, C. O., Baughn, J. W., McLaughlin, T. E., Enloe, C. L. and Font, G. I., "Temporal Force Measurements on an Aerodynamic Plasma Actuator", *AIAA Paper*, 2006-104.
- 3) Sergey Leonov, Valentin Bityurin, Konstantin Savelkin, Dmitry Yarantsev, "Effect of Electrical Discharge on Separation Processes and Shocks Position in Supersonic Airflow", *AIAA Paper*, 2002-0355.
- 4) 今村幸, 綿貫忠晴, 鈴木宏二郎, 柏風洞 WG: 東京大学 柏キャンパス極超音速風洞の気流特性 について, 第 39 回流体力学講演会/ANSS2007, JAXA-SP-07-016, pp.50-58, 2008. (東大柏極超音速風洞の詳細は風洞ホームページ http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/wt_index.htm を参照のこと)
- 5) Wada, Y., Liou, M., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities", 第 1 2 回 航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1994, pp.117-122.