

# 仮想エアロスパイクに関する極超音速風洞実験

丹羽史彰<sup>\*1</sup>, 櫻井鷹哉<sup>\*1</sup>, 久保田弘敏<sup>\*2</sup>

<sup>\*1</sup> 帝京大学大学院 理工学研究科 総合工学専攻, <sup>\*2</sup> 帝京大学 理工学部 航空宇宙工学科

## Hypersonic Wind Tunnel Experiments for a Virtual Aerospike

by

Fumiaki Niwa, Takaya Sakurai, Hirotohi Kubota (Teikyo Univ.)

### Abstract

For accomplishment of the future space plane, it is necessary to reduce both of aerodynamic drag and heating in the ascent flight especially the reduction of aerodynamic drag is focused in this study. For the purpose of such requirement, the concept of Directed Energy Air Spike (DEAS), which makes a virtual spike by applying a heat source in front of the vehicle with use of high power laser, is applied. The experiment with aerodynamics force measurement and flow visualization using a hypersonic wind tunnel of Mach 7 of Graduate School of the Frontier Science the University of Tokyo is conducted to study the effect of reduction of aerodynamic drag by DEAS, which aims to compare the results of the above mentioned effects by DEAS with actual aerospike.

### 1. はじめに

スペースシャトルが引退を迎えるにあたり, 将来の宇宙輸送方法として宇宙往還機の必要性がより高まっている. 宇宙往還機実現のためには, 空力抵抗や空力加熱を減らす必要がある. その方法としてエアロスパイクを使用する方法などが提案されているが, その中でもレーザーを用い, 鈍頭物体前方に熱源を作ることによって仮想スパイクを作るとすることにより流れ場を変え, 空力抵抗, 空力加熱を減少させる方法(DEAS:Directed Energy Air Spike)という方法<sup>1)2)</sup>が有効と考えられる.

本研究は, DEAS を用い, 極超音速気流中における空力抵抗値の計測や流れの可視化の技術確立をすることで, 宇宙往還機の実現に貢献することを目的とする.

### 2. DEAS とは

エアロスパイクを適用することにより, 空力抵抗は劇的に減少するが, 鋭い先端部での熱負荷や大迎角時のピッチングモーメント増大を考えると極超音

速飛行において用いることには問題もある. DEAS は, レーザーを用い熱源を生成することで, それがエアロスパイクの先端の役割となる言わば仮想エアロスパイクであるために, 前述したような問題はない. これはエアロスパイクの難点を克服しつつ, 空力抵抗と空力加熱を低減するものである. このときの流れ場は図 1 に示すようであり, 熱源によって衝撃波を生成し, その後方の流れはエアロスパイクによる流れと類似のものになる. DEAS に対して数値計算を行った結果によれば, 最適条件では, 空力抵抗と空力加熱が, 同時にそれぞれ, 37%及び 80%まで減少し得ることが知られている<sup>3)</sup>.

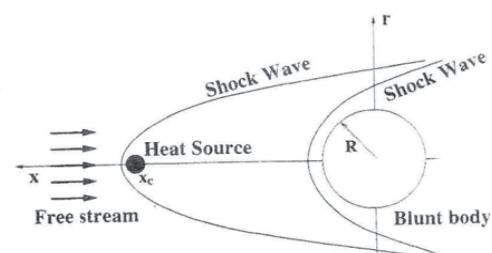


図 1 流れの模式図<sup>3)</sup>

DEAS を用いるためには、物体前方に熱源を置く必要があり、その方法の一つとして本実験ではレーザーを使用する。レーザーが集光されることにより絶縁破壊によってプラズマが生成され、その後もレーザーをプラズマに照射し続けると、レーザーは主にプラズマ内の電子の逆制動放射によって吸収される。これをブレイクダウン(break down)と呼ぶ。したがって、DEAS の効果を発揮させるためには、レーザーのブレイクダウンを実現させることが必要である。

レーザーエネルギーが吸収される過程は、LSD, LSC と呼ばれる 2 つの過程がある<sup>4)</sup>。レーザー強度が十分に大きい場合、レーザーエネルギーを吸収したプラズマは周辺の大気を加熱・圧縮し、衝撃波を伴いながらレーザーの上流側へと膨張していく。この状態を Laser Supposed Detonation(LSD)という。このときプラズマから衝撃波へとエネルギーが伝達するため、LSD の領域がエネルギー変換効率に影響してくる。また、時間が経ちレーザー強度が小さくなってくると、プラズマ前縁は衝撃波から離れた状態で爆風波は膨張していく。この状態を Laser Supposed Combustion(LSC)という。この領域ではプラズマから衝撃波へエネルギーが伝達されず、エネルギー変換効率には影響しない。衝撃波はエネルギーを受け取らないため断熱膨張すると考えられる。

3. 実験方法

東京大学新領域創成科学研究科の極超音速風洞を使用し、マッハ数 7 の極超音速気流中に宇宙往還機のノーズ先端を模した直径 40mm の半球の実験模型を置き、レーザー誘起によって仮想スパイクとなるプラズマ(熱源)を実験模型の前方に生成する。

使用するレーザーは EOR 社製の Q スイッチ付き Nd:YAG レーザーである。出力エネルギーは最大 2[J] で、波長は 1064[mm]、ビーム径は 10[mm]である。パルスレーザーであり、復帰に 1 分程度を要するため、風洞通風中に一回のみ照射を行う。

図 2 のように実験模型に作用する軸力( $F_A$ )、垂直力( $F_N$ )、横力( $F_Y$ )、および天秤の基準点まわりのピッチングモーメント( $M_P$ )、ローリングモーメント( $M_R$ )、ヨーイングモーメント( $M_Y$ )、を計測する。また、ハイスピードカメラを用いシュリーレン法による流れの可視化を行う。ハイスピードカメラの撮影速度は

2.5  $\mu$  秒(40 万コマ/秒)で、ストロボ光源とハイスピードカメラとレーザーの同期を行い 120 枚の画像を撮影した。レーザー照射経路、シュリーレン系の模式図を図 3, 4 に示す。また、各機器の連携図を図 5 に示す。

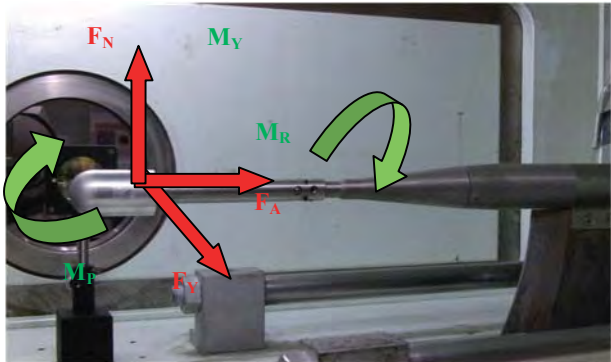


図 2 各空力特性値模式図

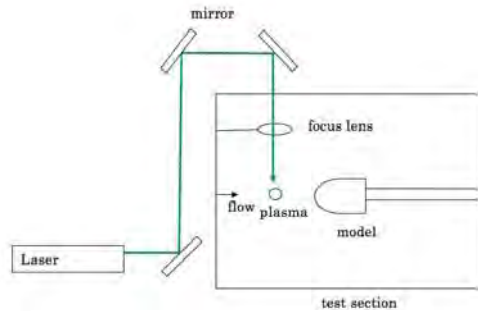


図 3 レーザー照射経路 (模式図)

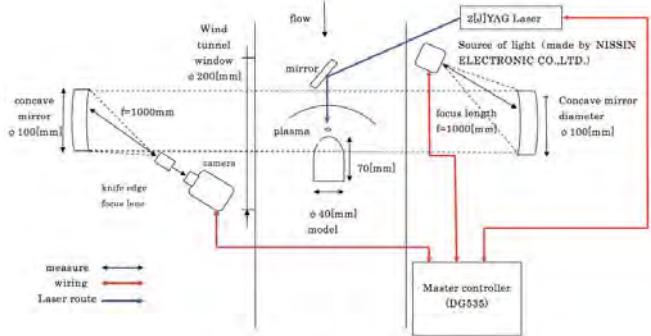


図 4 シュリーレン系

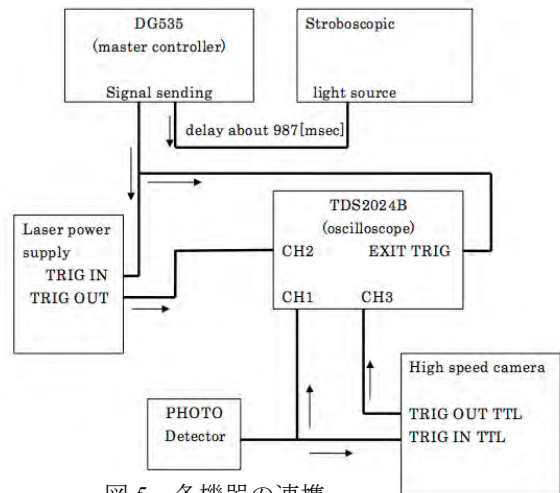


図 5 各機器の連携

物体前方から熱源（ブレイクダウン位置）までの距離を変え、計12回の空気力測定を行ったが、レーザーのブレイクダウン（レーザー誘起プラズマの生成）の前後で測定した値にはばらつきがあり、ブレイクダウン位置による測定値の傾向や有意な測定値を確認することはできなかった。原因として、計測に用いた天秤はマイクロ秒オーダーの応答性を持つが、レーザーのブレイクダウンの時定数はナノ秒オーダーであるので、天秤の応答がレーザーのブレイクダウンに追従できず、有意なデータが得られなかったということは十分に考えられる<sup>5)6)</sup>。また、プラズマ生成による電氣的ノイズも発生していると推測でき、その影響を受けないような空気力の測定方法を検討する必要がある。軸力の測定結果を図6に示す。

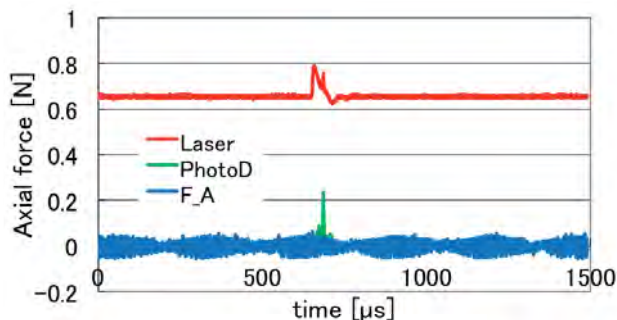


図6 軸力の測定結果

また、模型先端から、下-5mm、横-10mmの位置でブレイクダウンを起こし、モーメントの発生の可能性も調べたが、他の実験との違いは確認できなかった。同じ集光距離で実験をしていても、毎回同じ位置でレーザーのブレイクダウンが起こっていない可能性もあり、ブレイクダウン位置を十分に確認する必要がある。また、連続発振レーザーもしくは高繰り返しのできるパルスレーザーを使用することで、熱源が維持されることにより現象の時間が長くなる。これにより、天秤等の既存の測定装置を用いた空力抵抗値の測定が可能になると考えられる。

#### 4. 可視化実験

レーザーブレイクダウンによる流れの変化を観察するために、計7回の可視化実験を行った<sup>7)8)</sup>。図7は風洞運転中のシュリーレン写真で、衝撃波の生成が認められる。しかし、風洞運転中はレーザー誘起プラズマが生成されず、プラズマと物体の衝撃波干

渉を捉えることは出来なかった。他の実験も全て同様の結果であった。

原因として考えられる事由を以下に列挙する。初期の実験では空気力測定に重点を置き、流れの可視化を行わなかったため、レーザー光を風洞側面の観測窓から入射させることができず、反射ミラーを置かず、集光レンズ1枚のみのシステムを構成できたためレーザーのパワーロスが少なく、レーザーブレイクダウンが実現できた。本実験ではレーザー入射系とシュリーレン光学系を両立させるため、レーザー入射は風洞上方の観測窓から行うこととしたので、反射ミラー3枚、集光レンズ1枚を使用せざるを得なくなり、レーザー光学系が複雑になったため、レーザーのパワーロスが起きたと考えられる。また、設置した反射ミラー、集光レンズが風洞起動時の振動を受けており、それによりレーザー光学系がずれた可能性も考えられる。レーザーブレイクダウンが起きなかった原因は複合的な問題であり、今後これらを詳しく検証していく必要がある。さらに、副次的要因として200[Pa]という低圧状態では気流密度が小さいため、レーザーブレイクダウンが起こりにくくなっており、かつレーザーのパワーロスや光学系のずれがより影響を及ぼしている可能性がある。そのため、低圧状態におけるプラズマが生成されるレーザーエネルギーの閾値等を調べる必要がある。

図8は風洞を運転していない状態でのシュリーレン写真で、レーザー誘起プラズマが生成され現象を捉えることに成功し、実験模型との干渉を確認することができた。ブレイクダウンにより中央にプラズマが生成され、時間経過とともに膨張し、ブレイクダウンから32.5μ秒後に捉えたシュリーレン写真である。また、表1にレーザーエネルギーの計測結果を示す。

表1 レーザーエネルギー

Exp.	HV[kV]	energy[J]
exp.1	2.2	1.52
exp.2	2.2	1.46
exp.3	2.3	1.71
exp.4	2.3	1.63
exp.5	2.1	1.07
exp.6	2.4	2.00
exp.7	2.5	2.20



図7 模型前方の弓型衝撃波

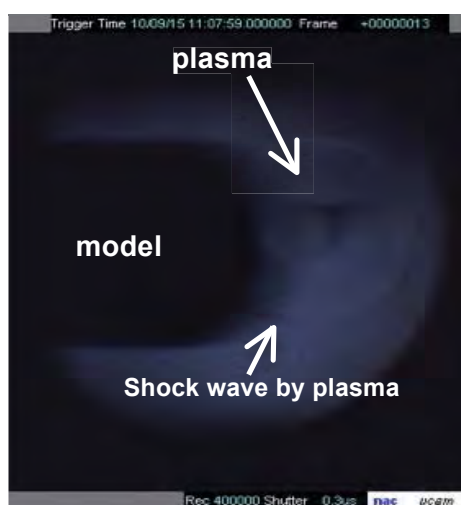


図8 プラズマ生成による衝撃波

## 5. 結論

- 1) 大気中におけるレーザーのプラズマと実験模型の衝撃波干渉を確認することができ、DEASの可能性を予測することができた。
- 2) ハイスピードカメラの撮影速度は  $2.5 \mu$  秒(40万コマ/秒)で上記の衝撃波干渉を捉えられることがわかった。
- 3) 各空力特性を測定することはできたが、ノイズである可能性が高い。よって、今後  $\mu$  秒オーダーの現象が捉えられるような測定装置の開発、もしくは連続発振レーザーが高繰り返しパルス発振のできるレーザーを使用する必要がある。
- 4) 空気力測定の実験では、レーザー誘起プラズマの生成が確認できたが、可視化実験では生成されなかった。原因としては、空力測定実験は、

集光レンズ1枚のみだったが、可視化実験では、レーザー入射系とシュリーレン光学系を両立させるため、レーザー入射は風洞上方の観測窓から行うこととしたので、反射ミラー3枚、集光レンズ1枚を使用せざるを得なくなり、レーザー光学系が複雑になったため、パワーロスが起きプラズマが生成されなかったと考えられる。

- 5) また、上記4)の副次的要因として  $200[\text{Pa}]$  という低圧状態では気流密度が小さいため、レーザーブレイクダウンが起こりにくくなっており、かつレーザーのパワーロスや光学系のずれがより影響を及ぼしている可能性がある。そのため、低圧状態におけるプラズマが生成されるレーザーエネルギーの閾値等を調べる必要がある。

## 6. 今後の展望

現在のところ、DEASの可能性は見いだせているが、実験が成功したとは言えず、実験で見つかった課題を詳細に検証し風洞運転中にレーザー誘起プラズマを確実に生成する方法を考えなければならない。今後は、そのような課題を解決していくとともに、DEASに関する数値解析を行い、実験と数値解析の両方から比較を行いたい。

## 参考文献

- 1) Myrabo, L. N, Raizer, Y. P : Laser-Induced Air Spike for Advanced Transatmospheric Vehicles, AIAA Paper 94-2451, 1994
- 2) 久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴 : 宇宙飛行体の熱力学, 東京大学出版会, 2002
- 3) 高木亮治 : Directed Energy Air Spikeによる空力加熱率減少のシミュレーション, 日本航空宇宙学会論文集 vol. 50, No.578, pp. 123-128, 2002
- 4) 畑井啓吾 : レーザー支持爆轟波の加熱構造とその維持条件, 東京大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻平成20年度修士論文, 2009
- 5) 丹羽史彰 : Directed Energy Air Spikeに関する極超音速風洞実験, 帝京大学理工学部航空宇宙工学科卒業論文, 2010
- 6) 丹羽史彰, 久保田弘敏 : 極超音速流における仮想エアロスパイク (DEAS) 適用の試み, 第4回ハイパーソニックフォーラム, 2010
- 7) 丹羽史彰, 櫻井鷹哉 : Directed Energy Air Spike(DEAS)による空力抵抗軽減効果, 大学コンソーシアムとちぎ 第7回学生&企業研究発表会, 2010
- 8) 櫻井鷹哉 : 仮想スパイク(DEAS)に関する極超音速風洞可視化実験, 帝京大学理工学部航空宇宙工学科卒業論文, 2011