

プラズマアクチュエータを用いた サイレント超音速機の流体制御

川添 博光*¹ 松野 隆*²

1. 序 論

1.1 研究背景および目的

本プロジェクトはソニックブームレス超音速飛行機への応用を目指し、プラズマ流体アクチュエータの開発とその超音速流への適用を目的としている。

超音速大型旅客機の成立を妨げているのはソニックブームである。これを解決するため、近年日本において、複葉翼理論に基づくソニックブームレス超音速飛行の研究が始まっており、理論および数値解析においては劇的にソニックブームを低減する、きわめて興味深い特性が報告されている[1, 2]。一方で、設計点を外れると複葉翼間での流れのチョークなどによってその性能は抗力・騒音ともに著しく低下する点が現在問題となっている。このため、ロバストネスが求められる実機開発を目指すためには、ウェッジ前縁から発生する衝撃波など、機体周りの流れ場を制御する技術が必須である（図1-1参照）。

そこで、本研究では、このような超音速流の制御法として、現在本研究室で研究を行なっているプラズマアクチュエータを適用することを提案する。現在提案されている構成においては図1-2のように一对の平行電極と誘電体、および電源からなり、電極間で誘電体バリア放電を起こすことによってプラズマを生成し、このプラズマによる流体への体積力を利用して図矢印方向の速度を誘起するのが駆動の基本原理である。流体制御デバイスとしては、従来のものに比べ小型で制御が容易であるなど非常に利点が多く[3-8]、今後の発展が非常に期待できるが、研究は始まったばかりであり、現在はアクチュエータのプラズマの物理現象やその特性など、未解明な点が多い。

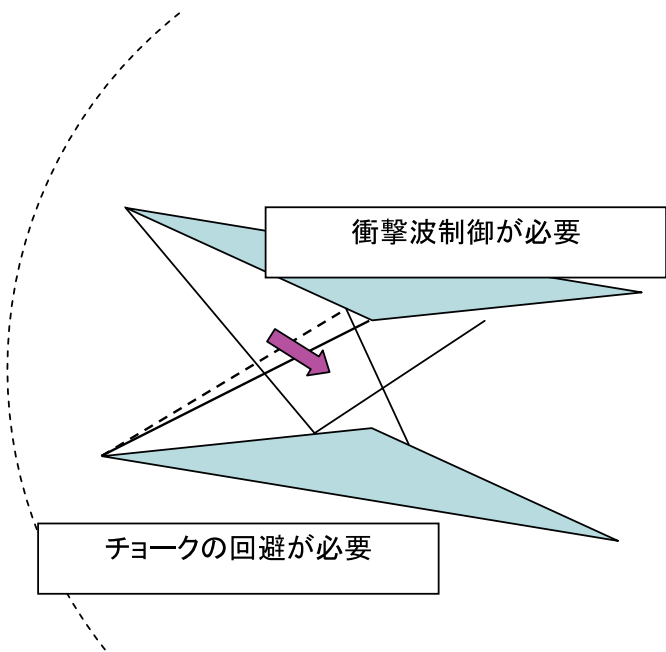


図1-1 複葉超音速機の流体制御の必要点

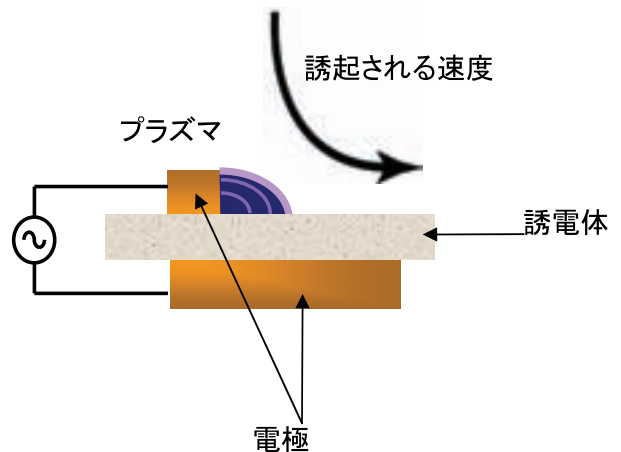


図1-2 プラズマアクチュエータの基本構造

* 1 鳥取大学工学部 教授（代表者）

* 2 鳥取大学工学部 講師

複葉超音速機への応用に関して特筆すべきなのは、このプラズマアクチュエータは翼表面形状に影響を与えない点である。アクチュエータを翼に埋め込むことによって表面を一体化することができるため、流体制御技術として、このデバイスは非常に適していると考えられる。

本研究ではプラズマ流体アクチュエータの開発とその超音速流への適用を目指し、まず超音速流中におけるアクチュエータの基本性能を風洞実験により確認する。その後、衝撃波位置や駆動による仮想表面形状の制御を行い、ソニックブームレス超音速飛行機への応用可能性を調べる。

1.2 研究計画および内容

本プロジェクトでは、上記目的を達成する上で次に示す3つのマイルストーンを設定した。

- マイルストーンⅠ：プラズマアクチュエータの超音速流れ場への適用を可能にする
- マイルストーンⅡ：プラズマアクチュエータによる衝撃波位置の制御
- マイルストーンⅢ：virtual shape（プラズマアクチュエータの誘起する流れ場によって機体表面の形状を変化させるのと実質的に同等の効果を得的）の制御と、それによるチョーク回避

今回の研究ではマイルストーンⅠを達成することを目標とし、具体的には以下の事項を実施した。

- 超音速風洞を既存の真空チャンバー等を用い製作する
- プラズマアクチュエータ駆動のための大出力のアクチュエータ・電源を開発する
- 超音速風洞にプラズマアクチュエータを設置し、その駆動により流れ場が変化することを確かめる

1.3 本論文の構成

上記の研究計画を踏まえ、本稿はまず2章で超音速風洞の製作と性能評価に関して述べる。次に3章でプラズマアクチュエータの開発、特にここでは低速流への適用について報告し、第4章でこれらの結果をもとに行なわれた、プラズマアクチュエータの超音速流への適用試験結果について論じ、第5章でこれらをまとめる。

2. 超音速風洞の製作と性能評価

2.1 超音速風洞の設計

プラズマアクチュエータ開発のために、実験に使用する小型超音速風洞を設計・製作した。

主な設計条件は表2-1に示す通りである。これらの条件を満たしつつ、既存の設備と干渉しないように設計した結果、試験部寸法を40 mm × 40 mm × 100 mmとして風洞筐体ならびにノズルを設計・製作した。試験部の流れを一様とするために、超音速ノズルにはラバールノズルを採用し、ノズル形状はLiepmannらの方法に準拠し特性曲線法[9]を用いて数値的に設計した。なお、ノズルが小さい場合にはノズル壁面に生成される境界層の影響が無視できなくなるが、今回はノズルが可変であり調整が可能であることなどを考慮して、第一次のモデルとして境界層を無視して設計を行った。

以上のようにして設計された超音速風洞の試験部概要を図2-1に、また真空タンク部を含むシステム全体の概略を図2-2に示す。

表2-1 小型超音速風洞の主な設計条件

形式	大気吸込み型
測定部一様流マッハ数	$M = 1.70$
低圧側タンク容量	2 m ³
試験時間	2 s 以上

観測窓はアクリル製で、シュリーレン法などによる可視化を可能とした。風洞筐体直後にボールバルブを設置し、バルブを開放することによって真空タンクと接続し通風を行なう。設置空間の関係上、ボールバルブより下流の配管を途中直角に曲げ、低圧タンクに接続した。

2.2 風洞の性能評価

超音速風洞側面に設置した圧力孔に半導体圧力センサを接続し、通風時の圧力を計測し一様流マッハ数を求めた。その結果、スロートから $x = 60, 70, 80$ mm の位置でそれぞれマッハ数は1.72となり、風洞はほぼ目的のマッハ数を達成してい

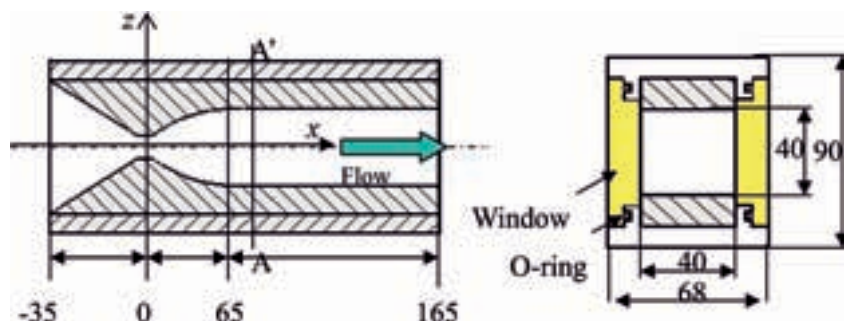


図 2-1 超音速風洞試験部概要

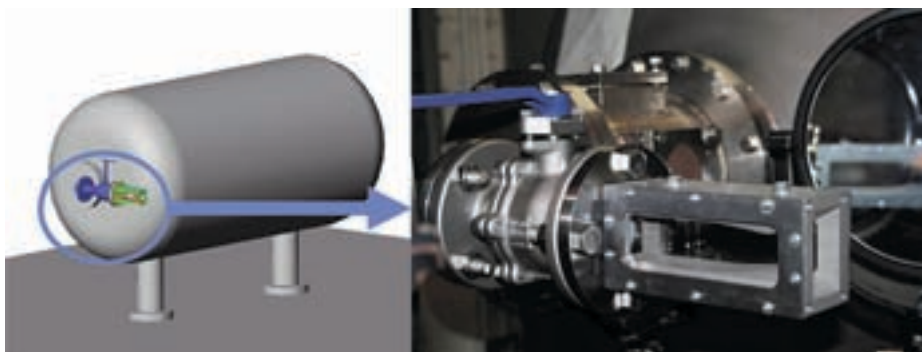


図 2-2 超音速風洞設置概略

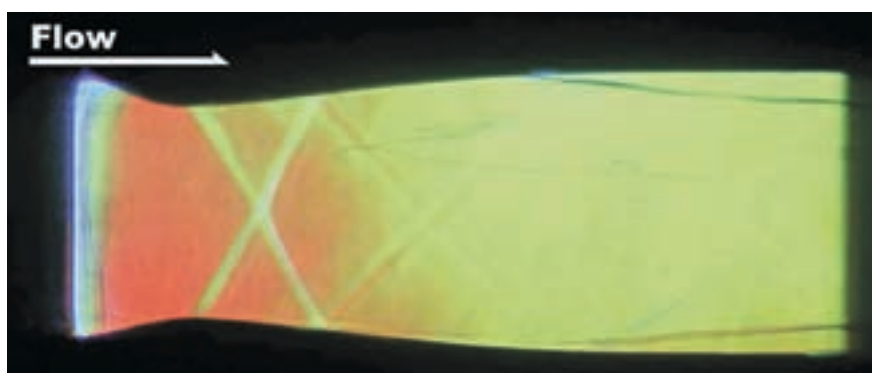


図 2-3 ノズル内部流のカラーシュリーレン法による可視化結果

ることが分かった。このときの通風時間は約4秒であり、これも目標値を達成している。

模型を設置しない場合の風洞内部の流れ場をカラーシュリーレン法により可視化した結果を図2-3に示す。図から、スロート部直後の膨張部付近より衝撃波が発生していることが確認できる。この衝撃波は反射を繰り返しながら測定部にまで到達しており、気流の一様性を乱す原因となることが予想されるため、これに関しては今後原因の解析と修正が必要である。（なお、図2-3測定部の壁近傍に見られる線は、製作施工時に塗布したオイルが付着したものであり、この後通風を繰り返すことによって軽減していった。）このように、気流の一様性に改善すべき点があるものの、一様流マッハ数、通風時間ともに所定の目的を達成し、これによって超音速風洞におけるプラズマアクチュエータ開発の基盤を構築することができた。

3. プラズマアクチュエータの開発

3.1 プラズマアクチュエータについて

現在鳥取大学では、米国ノートルダム大学流体物理・制御センターと共同でプラズマを利用した流体アクチュエータを開発している。本研究においては、上記のようなこれまでの研究結果を元に、新しい形状のプラズマアクチュエータを超

音速流中における流体制御を目的として開発した。

近年活発に研究が行なわれているプラズマアクチュエータは、将来的には空力舵・高揚力装置を置き換える可能性を持つ候補として期待されている。流体制御デバイスとしては、従来のものに比べ小型で制御が容易であるなど非常に利点が多い。一例としては米国ノートルダム大学において行われた研究によって、二次元の剥離制御などにおける際立った有効性が示された[3-7]。円柱周りの流れ場の剥離制御にプラズマアクチュエータを適用した例[10]のように、一定の流れ場の条件であればプラズマアクチュエータによって剥離の制御を行なうことは可能であることが明らかになっている。

筆者らのグループによって開発されたプラズマアクチュエータは誘電体バリア放電（Single Dielectric Barrier Discharge, SDBD）を利用している。本研究で用いたSDBDプラズマアクチュエータの構造は図1-2に示されている。この構造においては、アクチュエータは二枚の電極（銅箔）とその間に挟まれた誘電体（カプトンフィルム）から成り、片側の電極は気流にさらされている（以降、暴露電極と呼ぶ）。もう一方の電極は誘電体によって物体表面に埋め込まれており（以降、埋設電極と呼ぶ）、気流には直接触れない。この電極に高圧の交流電圧を印加することによって上部電極と誘電体に挟まれた部分の気体がイオン化される。イオン化された気体分子と電磁場の作用によって体積力が生じ、アクチュエータの周囲気体には図中矢印方向の速度が与えられる。これらの電極の位置や数、主流に対する方向を変えることによって、生成される体積力、あるいは速度場を容易に変化させることができる。また、必要であれば物体表面に埋め込むことができるため、物体の形状に影響を与えない点も大きな利点である。

本研究においては、プラズマアクチュエータが発生する体積力の方向制御を行なうために、プラズマによって駆動されるリニアシンセティックジェットを新しく考案した。このデバイスの基本性能の評価のため、低速域でのキャビティ流れにこれを適用し、キャビティトーンの抑制効果を確認することによってアクチュエータ（ジェット）の性能を調査した。

3.2 プラズマ駆動リニアシンセティックジェット

現在主に開発が行なわれている単体でのプラズマアクチュエータは図1-2および図3-1のような構造をしているが、これによって誘起される流れは壁面に沿う方向であり、超音速流中で有効と考えられる上方へのジェット生成は困難であった。

そこで、スロットからの噴射と同様の効果を持つ、上方へのジェットを誘起できるデバイスとして、図3-2に示す plasma-driven linear synthetic jet（リニアシンセティックジェット）を開発した。基本構造は従来からのプラズマアクチュエータを二つ対向して設置したものであり、それぞれ中央に向かって体積力を誘起し、これらがプラズマ上方で衝突・干渉して上方への流れを生成する。

図3-3はリニアシンセティックジェット駆動時のプラズマの写真である。設計どおり電極間に一对の対向するプラズマが生成されていることが分かる。図3-4はプラズマアクチュエータの駆動回路であり、今回新たに信号発生器とパワーアンプを導入し電源を構築した。リニアシンセティックジェット駆動時には気流に暴露された一对の電極を埋設電極に対して並列接続とした。

なお、本節においては空力制御デバイスとしてプラズマアクチュエータをリニアシンセティックジェットの配置でのみ使用したため、以後、本節では特に必要な場合のみ“リニアシンセティックジェット”と呼称し、それ以外は一般的な“プラズマアクチュエータ”の語を用いる。

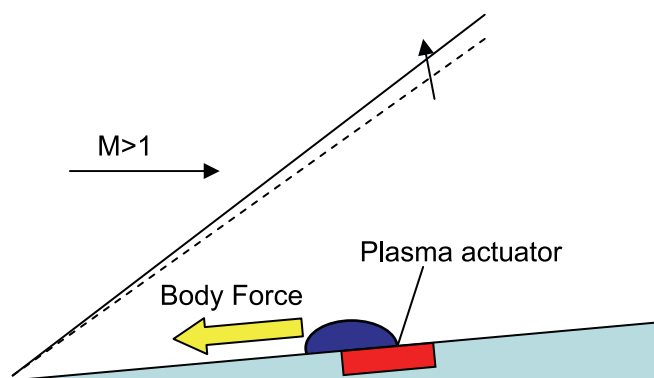


図3-1 プラズマアクチュエータの基本構造と誘起される体積力の例

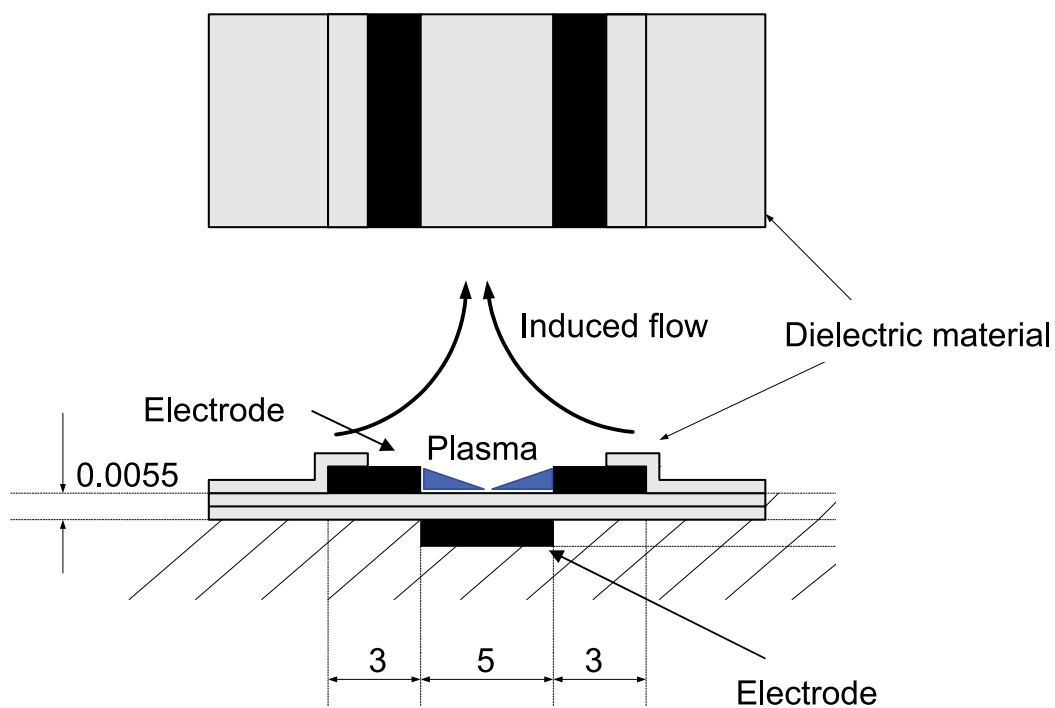


図 3-2 リニアシンセティックジェットの基本構造

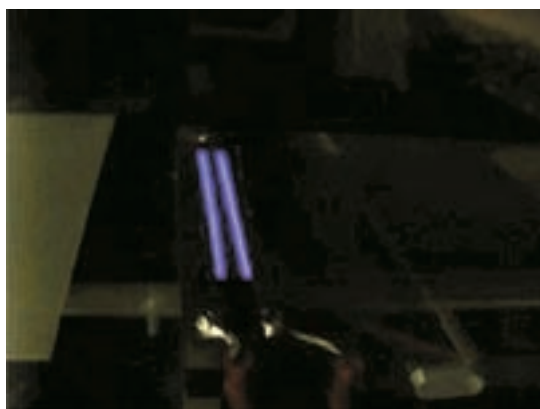


図 3-3 リニアシンセティックジェット駆動時のプラズマ

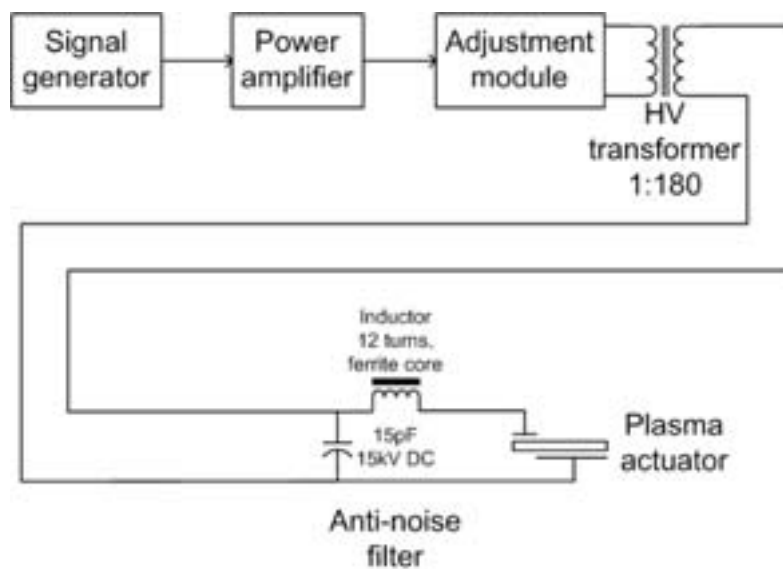


図 3-4 プラズマアクチュエータの駆動回路概要

3.3 キャビティ音抑制実験の概要

3.3.1 実験装置

本研究ではリニアシンセティックジェットのパフォーマンス評価のために、まず比較的容易に実験が可能な低速域での実験を行った。超音速流中でリニアシンセティックジェットは仮想的なバンプ状物体としてはたらくことが予想されるが、低速域でも同様の効果を持つことを期待し、キャビティ流れのせん断層の制御可能性を調べ、これによってリニアシンセティックジェットの適用可能性の評価を行なった。キャビティモデルはChan らによる実験[11]と同一となるよう模型寸法を決定し製作した。実験に使用したキャビティモデルの概略を図3-5、その写真を図3-6に示す。

本実験は図3-7に示される鳥取大学工学部機械工学科の低速風洞（吹出口寸法は600 mm × 200 mm）を用いて行なわれた。風洞は、エッフェル形であり、モータ（富士電機 KS 29/9 P, トルク 29.4 Nm/1500 rpm）、軸流送風機（西芝電機 ϕ 700 mm × 700 mm, 定格流量 144 m³/min, 静圧 0.78 KPa）、ディフューザ、セトリングチャンバ部、およびノズルより成る。モータによって駆動される軸流送風機によって発生する流れは、入口が直径 700 mm の円形断面で出口が 900 mm の正方形断面の流路形を持ち、広がり角 10 deg のディフューザを経て、セトリングチャンバ部へ入る。セトリングチャンバ部には整流格子と整流金網を設置し整流効果を上げるようにしている。整流格子は厚さ 0.8 mm、幅 95 mm のプラスチック板に切り込みを入れて、直角に組み合わせ、流路を一边 9.2 mm の正方形断面に仕切られるようになっている。整流金網は、直径 0.25 mm のステンレス製の針金で作られた 30 メッシュの金網でできている。セトリングチャンバ部を出た流れは、絞り比 6.75:1 の三次元ノズルによって 600 mm × 200 mm の長方形断面に絞られ、大気に放出される。

プラズマアクチュエータの電極には厚さ約 40 μ m の銅箔テープを用い、誘電体には厚さ 25.4 μ m (1 mil) のカプトン（ポリイミド）フィルムを使用し、これを二層にして用いた。駆動回路は任意信号発生器（Agilent 33220 A）によりサイン波を生成し、これをパワーアンプ（Classic Pro CP 1400, 560 Wx2）に入力し、増幅された信号を変圧器を介し昇圧し、これを入力電圧としてプラズマアクチュエータを駆動する。

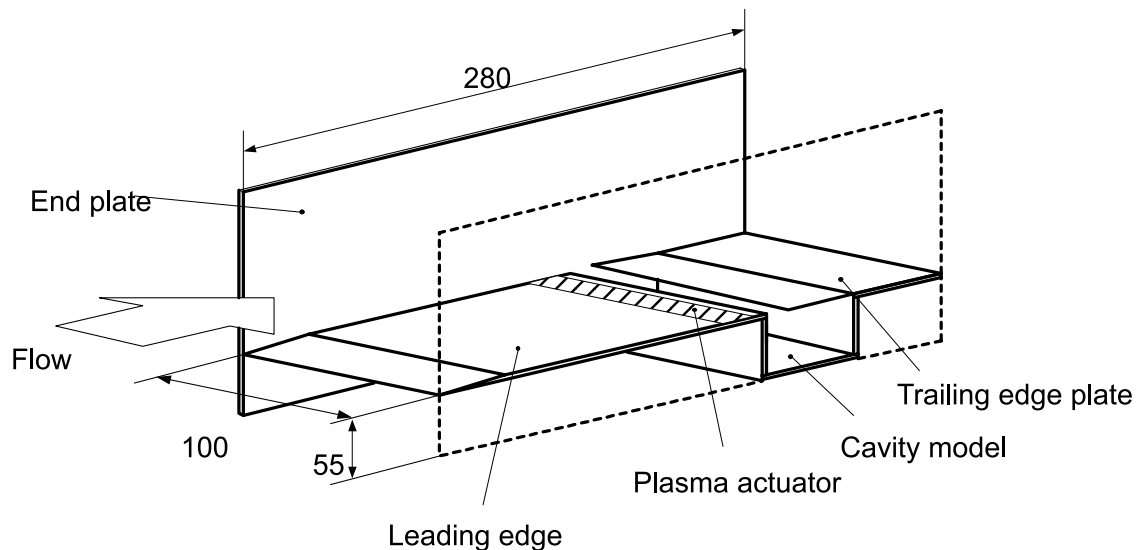


図3-5 キャビティモデル概要

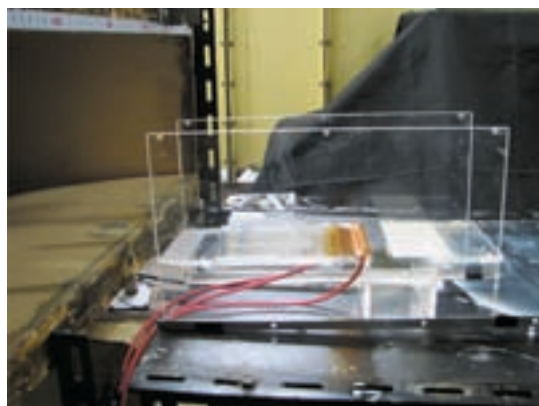


図3-6 キャビティモデル写真

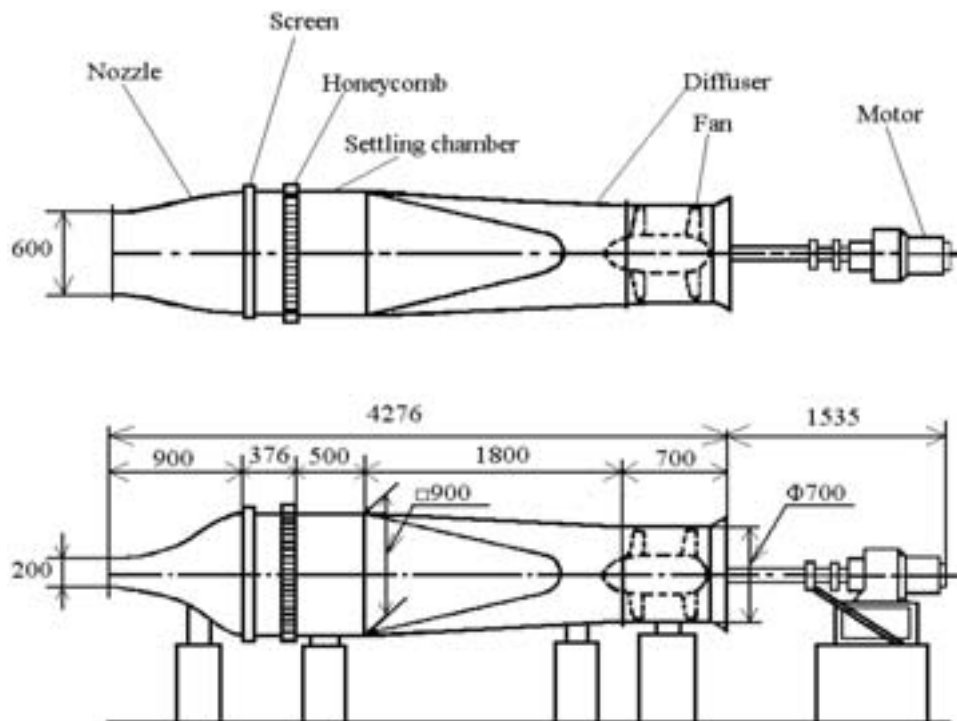


図 3-7 低速風洞概要

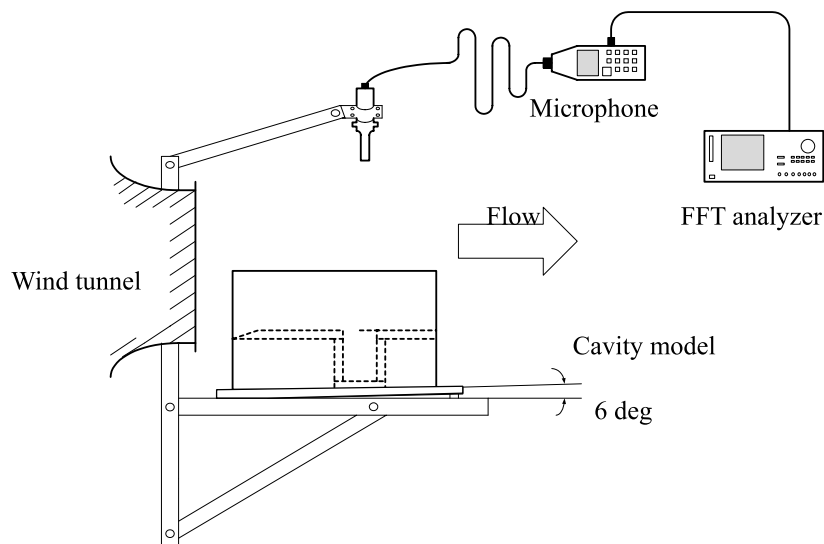


図 3-8 キャビティ模型設置および計測装置の概要

リニアシンセティックジェットは下流側暴露電極の前縁がキャビティ模型の前縁から5 mm となるように設置した。図 3-2 に示すように暴露電極の間隔は5 mm とした。これらの設置状況は図 3-6 など示されている。

3.3.2 空力騒音測定実験の概要

低速でのプラズマアクチュエータの性能を評価するために、空力騒音測定実験を主に行なった。実験においては、キャビティ模型前面を風洞の吹き出し口から50 mm の位置に、俯角を6 deg つけた状態で取り付けた。騒音計（RION NA-27 A）はキャビティ中央上方250 mm の位置に設置し、空力騒音を計測した。騒音測定実験装置の概略を図 3-8 に示す。

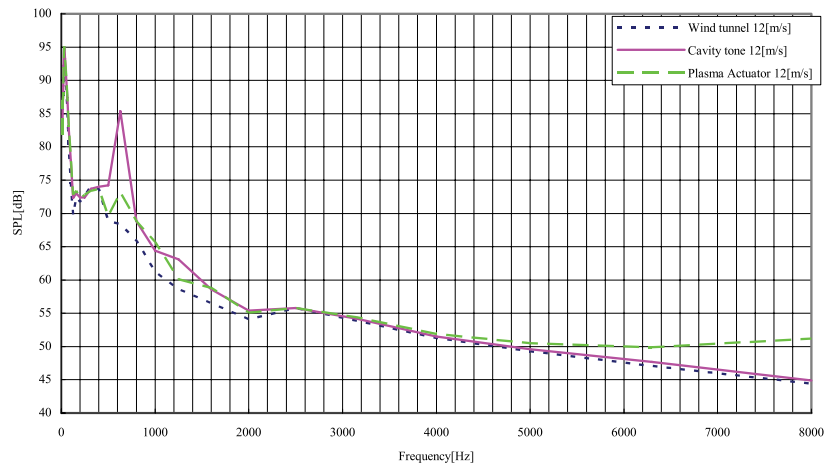
騒音測定実験は風速12 m/s、15 m/s、20 m/s の3種類の風速で行った。それぞれの風速に対して風洞音、キャビティ音、プラズマアクチュエータを使用した時のキャビティ音の3種類を、1/3 オクターブバンド実時間周波数分析、FFT 狭帯域分析を行なった。このとき、プラズマアクチュエータ（リニアシンセティックジェット）の駆動電圧、周波数はそれぞれ7 kV_{pk}、13 kHz とした。

3.4 実験結果・解析

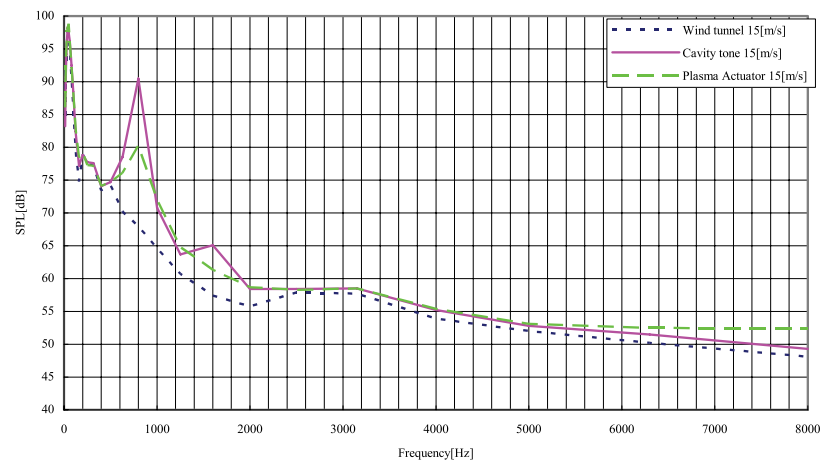
3.4.1 1/3 オクターブバンド実時間周波数分析結果

まず、キャビティからの空力騒音に対して1/3オクターブバンド実時間周波数分析を行い、どの周波数帯域に最も大きなエネルギーがあるか解析した。一様流流速12 m/s, 15 m/s, および20 m/sそれぞれにおける1/3オクターブバンド実時間周波数解析結果をそれぞれ図3-9 (a), (b), (c) に示す。ここではバックグラウンドノイズとして風洞の駆動音を取得し、これをベースライン（暗騒音）としてキャビティ音をプラズマアクチュエータ非駆動時、プラズマアクチュエータ駆動時それぞれについて比較している。結果として、予想されるキャビティ音の周波数において、プラズマアクチュエータを駆動することによりその騒音レベルを大きく低減することに成功した。これは実際の聴感を良く表している。とくにその効果は流速の低い領域で顕著であり、これは投入したエネルギーがそれぞれの流速で同一であるため、得られる流体への体積力も一定となり、結果として速い流速に対して流れを変化させる量が小さくなるためであると考えられる。

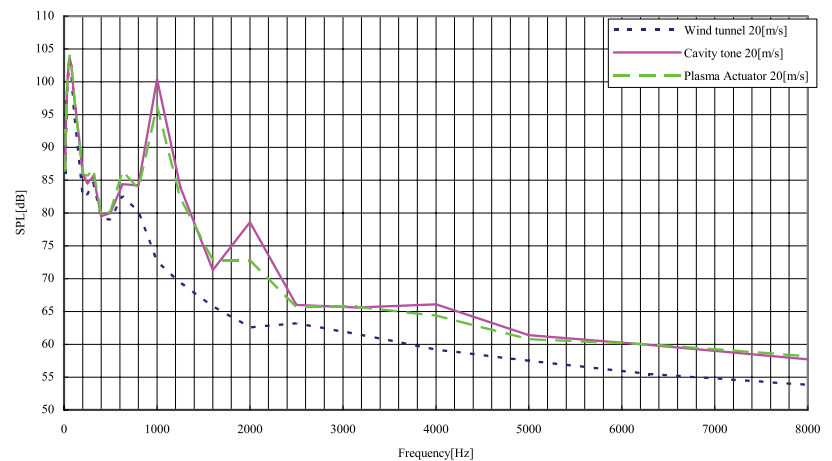
それぞれの流速におけるキャビティ音の周波数帯域と、その音圧レベルおよびプラズマアクチュエータを使用した場合の音圧レベルならびに騒音の低減量を表3-1にまとめる。



(a) 一様流流速 12 m/s



(b) 一様流流速 15 m/s



(c) 一様流流速 20 m/s

図3-9 1/3 オクターブ周波数分析結果によるキャビティ騒音の周波数解析結果

表3-1 各流速での1/3オクターブ周波数分析結果によるキャビティ騒音レベルとそのプラズマアクチュエータによる低減量

Freestream velocity [m/s]	12	15	20
Frequency [Hz]	600 ~ 800	800	1000
Noise (cavity tone) [dB]	85.4	90.5	100.4
Noise (plasma actuator) [dB]	73.2	80.2	96.3
Reduction [dB]	12.2	10.3	4.1

3.4.2 FFT 分析結果

非常に狭帯域の音圧特性を持つキャビティ音自体のプラズマアクチュエータによる抑制効果を解析するためFFT解析を行った結果を図3-10に示す．実験は1/3オクターブバンド周波数分析と同様に，一様流流速12 m/s, 15 m/s, および20 m/sそれぞれにおいて行なった．図から明らかなように， $f = 595\text{ Hz}$ でのキャビティトーンがプラズマアクチュエータ/リニアシンセティックジェットを駆動することによって劇的(18.51 dB)に抑制されている．これはキャビティ前縁直前に設置したプラズマアクチュエータが上方への速度を誘起したことにより，ある周波数でピークをもつフロートーンの発生を抑制するキャビティ後縁への剪断層の衝突が回避されたためと考えられ，リニアシンセティックジェットの有効性が示された．SPLのスペクトルを見ても，ほぼキャビティ音にのみ選択的に作用していることが分かる．

一方でアクチュエータは数kHzの交流電圧で駆動しているため，今回の解析範囲には含まれなかったが，実際には駆動電圧由来と思われる数kHz帯でのアクチュエータ本体からの騒音は相当大きいことが分かっている．この点については，低速域における騒音低減を目的として研究を行なう場合には考慮しなければならない特性であるが，本研究では流体構造の変化を誘起することができれば十分と考え，これに関する考察は省略する．

1/3オクターブバンド解析と同様に，各流速における代表的なキャビティ音によるピークでの騒音レベルと低減量を表3-2にまとめる．

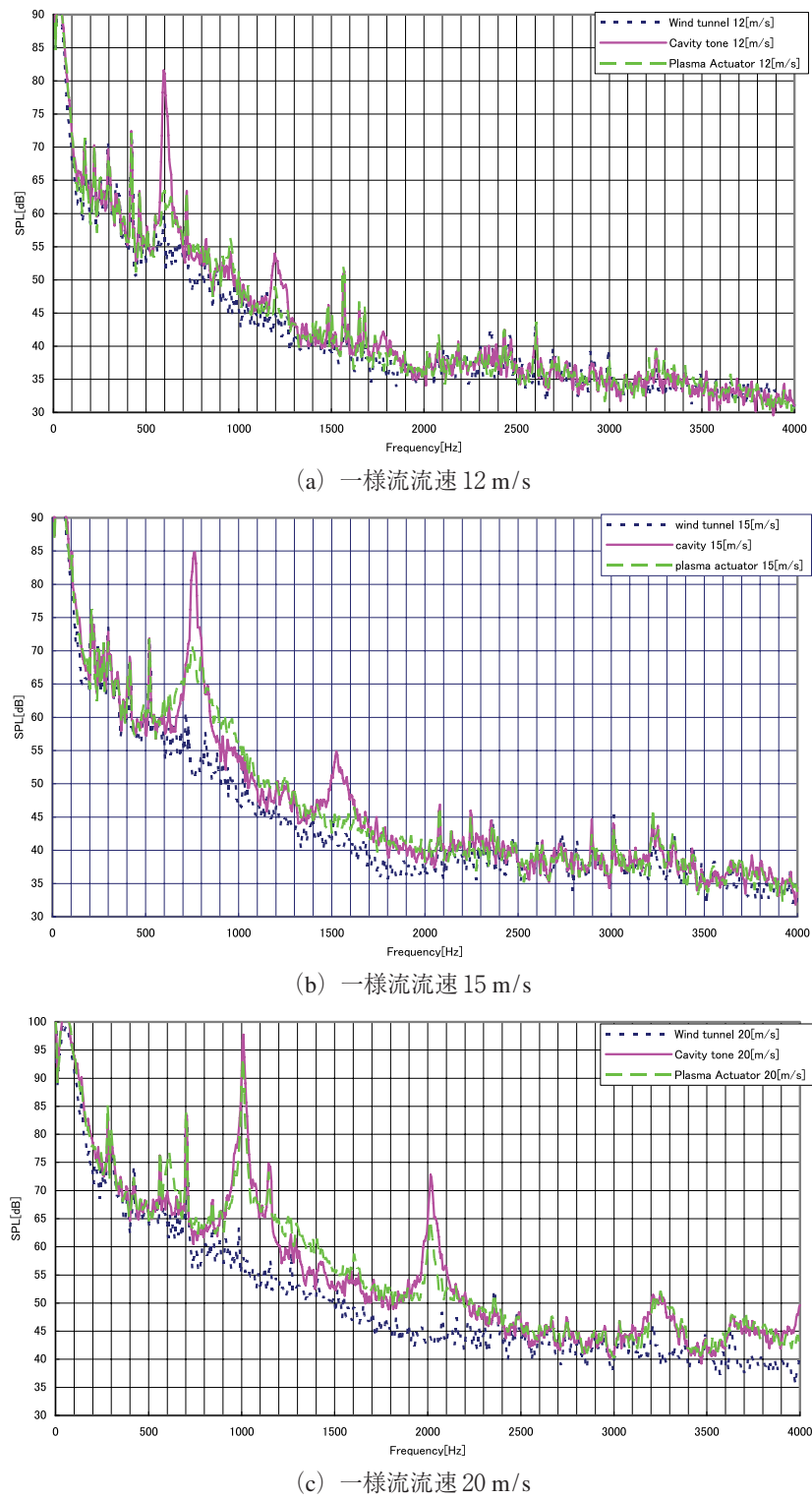


図3-10 キャビティ模型より発生する騒音のFFT解析結果

表3-2 各流速でのキャビティ音の騒音レベルとそのプラズマアクチュエータによる低減量

Freestream velocity [m/s]	12		15		20	
Frequency [Hz]	595	1195	765	1525	1010	2015
Noise (cavity tone) [dB]	81.58	53.97	84.82	61.3	97.72	72.82
Noise (plasma actuator) [dB]	63.07	48.99	68.75	54.88	92.64	64.73
Reduction [dB]	18.51	4.98	16.07	11.53	5.08	8.09

4. プラズマアクチュエータの超音速流への適用試験：風洞壁に設置した場合の流れの可視化試験

4.1 実験装置および実験方法

上述した実験結果および開発の成果を利用して、プラズマアクチュエータの超音速流への適用試験を行なった。本実験では図4-1のように、超音速風洞試験部壁面にプラズマアクチュエータを直接設置し、これを駆動することによる流れ場の変化をシュリーレン法によって可視化した。

なお、このときのプラズマアクチュエータ（リニアシンセティックジェット）の駆動電圧、周波数は低速での条件と同一の 7 kV_{pk} 、 13 kHz としたが、気体密度をはじめとする実験条件が著しく異なるため、駆動条件は試験に応じ適宜調整した。また、実験に使用した電極・誘電体は上記キャビティ流れの制御に用いたものと同一である。使用した超音速風洞は2章で開発したものであり、一様流マッハ数は $M = 1.72$ 、流れの条件は P_0, T_0 がそれぞれ大気圧・室温となっている。

超音速風洞中に設置したプラズマアクチュエータ（リニアシンセティックジェット）を静止気体中で駆動した場合のシュリーレン可視化写真を図4-2に示す。ここには $1/30\text{ s}$ ごとに取得した画像の連続する2コマを示したが、一見してわかるようにプラズマアクチュエータは非常に短時間で大きく流体場を変化させる性能を持つことがわかる。このとき、流れ場はジェット設置位置より連続的に上方への流れが誘起されていることが動画から確認されたが、測定部高さが限られているため周囲に拡散し、結果として静止画では見ために複雑な流れ場が生成されていることに注意したい。

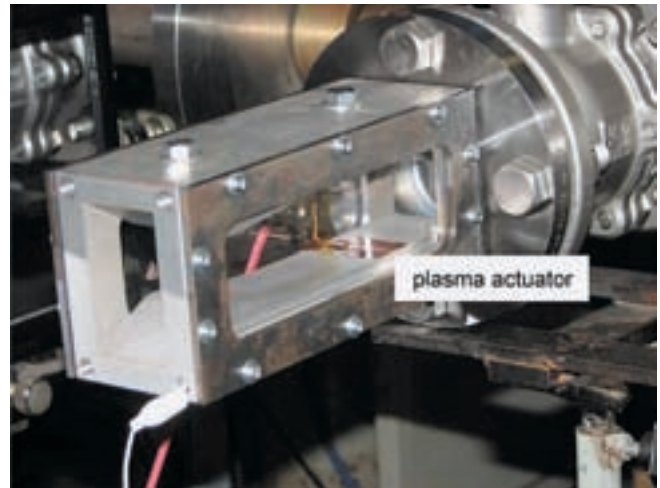


図4-1 超音速風洞へのプラズマアクチュエータの設置

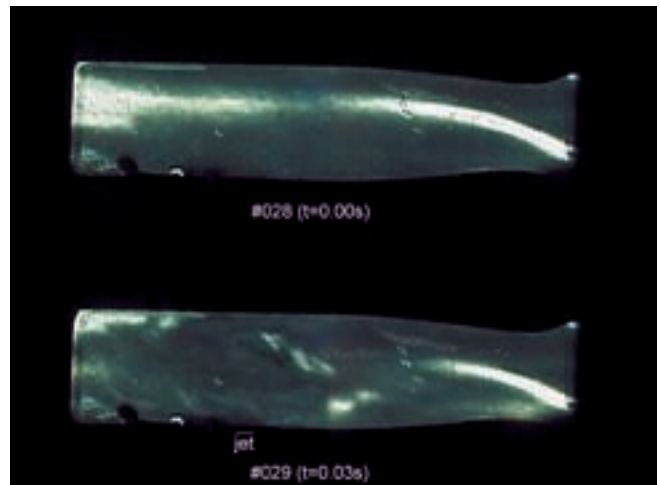


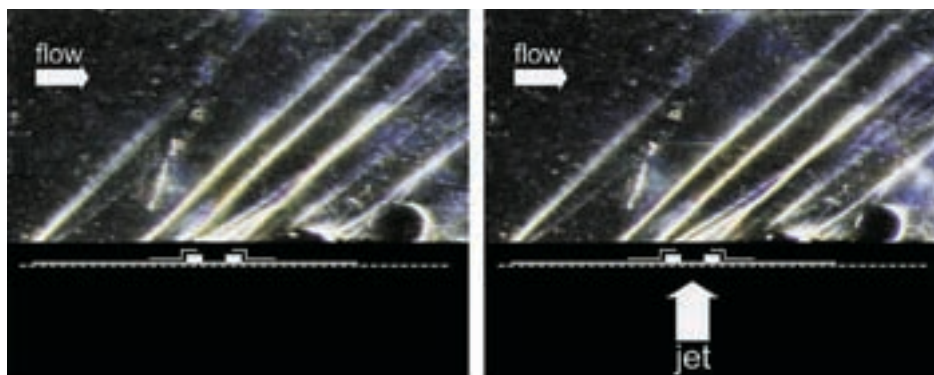
図4-2 超音速風洞でのプラズマアクチュエータ駆動時の可視化結果（静止気体中）

4.2 実験結果

次に、図4-3にプラズマアクチュエータを設置した状態で超音速風洞を通風したときの可視化画像を示す。一見して分かるようにアクチュエータ近傍の流れ場には複数の衝撃波が存在する。これは、本実験ではプラズマアクチュエータの電極・誘電体に厚みがあるため、プラズマアクチュエータの構造部そのものが測定部の流れ場を乱しているためである。図にはアクチュエータの位置と簡単な電極・誘電体の位置を重ねて描かれている。また、ここでは便宜上流れが左方向より来るよう写真を反転してある。

現在のところ、観察されたプラズマアクチュエータによる衝撃波の移動はわずかである。図においては、(a)の場合には壁面近傍で衝撃波の角度がわずかながら下に凸になっているのに対し、(b)のプラズマアクチュエータを駆動した場合にはわずかにその曲率が上に凸に変化している。これがプラズマアクチュエータによる流れ場の変化によるものだと考えられ、具体的には図4-4のように、リニアシンセティックジェットによって生成された微小な“virtual bump”が流れをせき止めることにより、その前方の衝撃波をバウショックに類似した形状に変化させたものと考えられる。このことから、いままで主として低速域で用いられてきたプラズマアクチュエータの超音速流の制御可能性が示されたと考えている。

しかし、現段階ではこれらの流れ場の変化の観察は非常に難しい。上記の差異についても非常にわずかなものであり、可視化手法やプラズマアクチュエータの構造によって偽効果が現れている可能性を完全に否定することはできない。本質的には、これは出力・設置位置などのチューニングが完了していないことと同時に、これらの強い衝撃波が流れを乱して



(a) アクチュエータ非駆動時

(b) アクチュエータ駆動時

図4-3 超音速風洞でのプラズマアクチュエータ駆動時の可視化結果

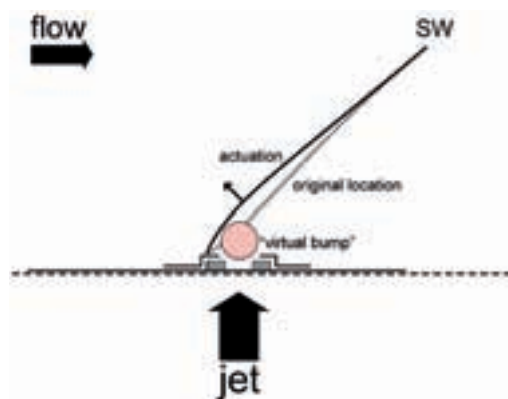


図4-4 プラズマアクチュエータによる衝撃波位置変化について考えられる流体メカニズム

いるためであると考えられる。このため、今後の実験では壁面へのプラズマアクチュエータの一体成形などの手法により、不要な流れ場の擾乱を除去する必要がある。もちろん、可視化手法の改善により考えられる偽効果を低減することも同時に必要である。

5. ま と め

本研究では、プラズマアクチュエータの超音速流への適用を目的とし、その可能性調査を当面の目標として(1)超音速風洞の製作と性能評価(2)プラズマアクチュエータの開発(3)プラズマアクチュエータの超音速流への適用試験の3つの研究・開発を行なった。

超音速風洞の製作と性能評価においては、プラズマアクチュエータ開発のために、実験に使用する小型超音速風洞を設計・製作した。特性曲線法を用いて大気圧吸い込み式の超音速風洞を設計、製作した結果、一様流マッハ数1.72、通風時間は約4秒と、複葉超音速機を念頭に置いたプラズマアクチュエータ開発に対し、目的のマッハ数・通風時間を達成することができ、これによって超音速風洞におけるプラズマアクチュエータ開発の基盤を構築することができた。

プラズマアクチュエータの開発においては、超音速流中で有効と考えられる上方へのジェット生成を目的として、スロットからの噴射と同様の効果を持つ plasma-driven linear synthetic jet (“リニアシンセティックジェット”)を開発した。基本構造は従来からのプラズマアクチュエータを二つ対向して設置したものであり、それぞれ中央に向かって体積力を誘起し、これらがプラズマ上方で衝突・干渉して上方への流れを生成する。これを低速のキャビティ音抑制試験に適用したところ、劇的な騒音低減効果を得られることが分かったと同時に、アクチュエータが設計意図通りにせん断層を上方へ移動させることを実証できた。

最後に開発したプラズマアクチュエータを製作した超音速風洞に設置し、超音速流への適用試験を行なうことによりプラズマアクチュエータの流れ制御の可能性を調べた結果、プラズマアクチュエータの駆動によってわずかであるが衝撃波

の移動が観察された。流体メカニズムとしてはプラズマアクチュエータによって生成された流れが微小なバンプ（virtual bump）を生成し、これが流れをせき止めることにより、その前方の衝撃波をバウショックに類似した形状に変化させることができると考えることができる。このことから、いままで主として低速域で用いられてきたプラズマアクチュエータの超音速流の制御可能性が確認できた。

6. 今後の研究目標

現在までに得られた成果により、プラズマアクチュエータによるジェット生成に成功し、また超音速流の制御法としてプラズマアクチュエータが適用可能であることが示唆された。研究全体としては、現在は一つのマイルストーンに達したところであり、この後は超音速域におけるプラズマアクチュエータの性能の確認を行なった後、次のフェイズとしてプラズマアクチュエータによる衝撃波位置の制御を目指している。最終的には衝撃波の位置を制御するためのプラズマアクチュエータ位置と駆動方法を開発することが目的である。この段階においては複葉超音速機の翼間でのチョークを回避するためにプラズマアクチュエータを用いることを目標として、風試とCFD解析を連携した適用試験を実施する予定であるが、本研究の成果はこれらの試みに対して必要不可欠な知見を提供したと考えている。

参 考 文 献

- [1] Kusunose, K., “A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport,” 1st International Conference on Flow Dynamics, 2004, pp. 46–47.
- [2] H. Yamashita, H., Yonezawa, M., Obayashi, S., and Kusunose, K., “A Study of Busemann-type Biplane for Avoiding Choked Flow,” AIAA 2006-0654, 2006.
- [3] Post, M., and Corke, T. C., “Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators,” AIAA paper 2003-1024, 2003.
- [4] Huang, J., Corke, T. C., and Thomas, F., “Plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades,” AIAA paper 2003-1027, 2003.
- [5] Enloe, C. L., McLaughlin, T. E., VanDyken, R. D., Kachner, K. D., Jumper, E. J., and Corke, T. C., “Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Plasma Morphology,” AIAA Journal, Vol. 42, No. 3, March 2004.
- [6] Enloe, C. L., McLaughlin, T. E., VanDyken, R. D., Kachner, K. D., Jumper, E. J., Corke, T. C., Post, M., and Haddad, O., “Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Geometric Effects,” AIAA Journal, Vol. 42, No. 3, March 2004.
- [7] Corke, T. C., He, C., and Patel, M. P., “Plasma Flaps and Slats: An Application of Weakly-Ionized Plasma Actuators,” AIAA paper 2004-2127, 2004.
- [8] Nelson, R. C., Corke, T. C., He, C., Othman, H., Matsuno, T., Patel, M., and Ng, T., “Modification of the Flow Structure over a UAV Wing for Roll Control,” AIAA paper 2007-0884, 2007.
- [9] Liepmann, H. W., and Roshko, A., “Elements of Gasdynamics,” John Wiley and Sons, Inc., 1957.
- [10] Thomas, F. O., Kozlov, A., and Corke, T. C., “Plasma Actuators for Landing Gear Noise Reduction,” AIAA paper 2005-3010, 2005.
- [11] Chan, S., Zhang, X., and Gabriel, S., “The Attenuation of Cavity Tones Using Plasma Actuators,” AIAA paper 2005-2802, 2005.