

スパイク付き飛しょう体の空力特性制御に関する実験研究*¹

Experimental Study on Aerodynamic Characteristics Control of a Spiked Body

小林 弘明*²・吹場 活佳*²・本郷 素行*²・佐藤 哲也*²・溝端 一秀*³
Hiroaki KOBAYASHI, Katsuyoshi FUKIBA, Motoyuki HONGO, Tetsuya SATO and Kazuhide MIZOBATA

Key Words: Aerodynamic Characteristics, Compressible Flows, Aerospikes, Separation

Abstract: Experimental studies on telescopic aerospikes for aerodynamic control are reported in this paper. Parametric study on the aerodynamic characteristics of the aerospike has performed including the effect of spike length L , base diameter of tip cone D , spike translating speed and direction. The Axial force coefficient Ca of the aerospike suddenly increases at $L/D = 3.0$ due to flow mode transition from the separation to the reattachment. Reattachment/separation flow mode transition phenomenon can be applicable to a newly invented aerodynamic control device, which is called air-breathing aerospike. In this paper, verification test results of this air-breathing aerospike are also reported. A small solenoid valve in the body cylinder successfully controls reattachment/separation flow mode transition at the angle of attacks from 0 to 12 degree. The spiked bodies' Ca varies according to the mode transition. As a result, we can control the aerodynamic property of the spiked body by opening/closing the valves periodically.

1. はじめに

エアロスパイクは空気抵抗や空力加熱の低減を目的としてロケットや再突入カプセル等飛翔体先端に装着される固定形状の空力デバイスであり、日本の M-3S-II ロケットや、米国の Tridents ミサイルへの適用例がある。エアロスパイクはスパイクの長さにより物体にかかる空力抵抗が変化することが知られており¹⁾、伸縮式のスパイクを利用することで飛翔体の空力特性を変化させることができる。

伸縮式のエアロスパイクにより飛翔体の空力特性を制御しようとする試みは従来から存在する。Mikhail^{2, 3)} は、エアロスパイク周りの Dual-Flow モードに関する詳細な研究を行い、高抵抗モード/低抵抗モードの遷移が大きな振動現象を引き起こす危険性を指摘するとともに、スパイクに Tripping-ring を装着することで高抵抗モードの発生を抑制できることを示した。Feszty ら⁴⁾ は、スパイク長さが剥離流の振動に与える影響について調査し、スパイクが長い形態（スパイク長 L と胴体直径 D の比 $L/D = 1.5 \sim 2.5$ ）の流れ場を Oscillation モード、スパイクが短い形態（ $L/D = 0.2 \sim 1.5$ ）の流れ場を Pulsation モードとして区別した。Oscillation モードは、スパイク先端から発生する斜め衝撃波が、凹形状から凸形状に振動的に変化する状態を指す。一方、Pulsation モードは、スパイク周りの衝撃波構造が Oscillation モードと比較して、より大規模に振動す

る状態を指す。また、Srinivasan らの文献⁵⁾によれば、スパイクをさらに長くすると空気抵抗が大きく増大することが示されている。これはいったん剥離した流れがスパイク表面上に再附着し、機首先端に強い離脱衝撃波が形成されることが原因と考えられる。

本研究ではまず、剥離/再附着遷移現象のスパイク形状に対する依存性をより詳細に調査することを目的として風洞実験を実施した。さらにこの再附着遷移現象発生時の空力抵抗変化に着目し、これを利用した空力制御デバイスを提案する⁶⁾。本デバイスは、従来のエアロスパイクのスパイク部分を中空円筒とし、後方に電磁弁を取り付けこの中空円筒内の流れを変化させることでスパイク外部の流れにも影響を与え、スパイク全体に作用する抗力を変化させることができる。本デバイスの特長として、可動部分が電磁弁のみときわめて小さいことがあげられる。本稿ではこのデバイスに対し風洞実験を行った結果について報告する。

2. 伸縮式スパイクの空力特性

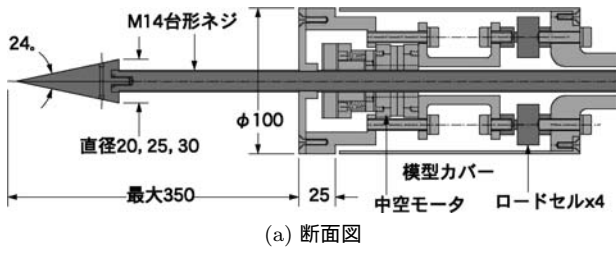
2.1 実験条件 本研究ではまず、ボールねじによりスパイク部分の長さを $L/D = 1.5 \sim 3.5$ の範囲で自由に設定できるエアロスパイク模型を用い風洞実験を実施した。風洞実験模型の断面図を第 1 図に、写真を第 2 図に示す。実験模型は、直径 100 mm の円筒胴体の中央に M14 の台形ねじからなるスパイクを装着したものである。スパイクの先端部分には 3 種類の大きさの円錐を配置した。それぞれの円錐の半頂角は 12 度であり、円錐底面の直径はそれぞれ 20, 25, 30 mm である。なお、スパイク長さ L は第 1 図 (b) にあるように、先端円錐長さ L_1 とスパイク軸長さ L_2

*¹ © 2007 日本航空宇宙学会

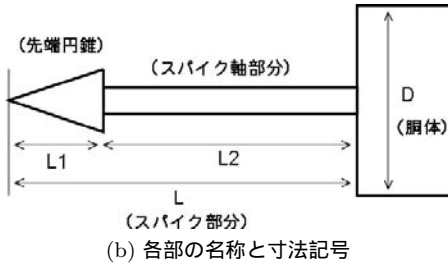
平成 18 年 9 月 28 日、第 38 回流体力学講演会において発表。平成 19 年 1 月 11 日原稿受理

*² 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部

*³ 室蘭工業大学機械システム工学科



(a) 断面図



第1図 伸縮スパイク風洞実験模型



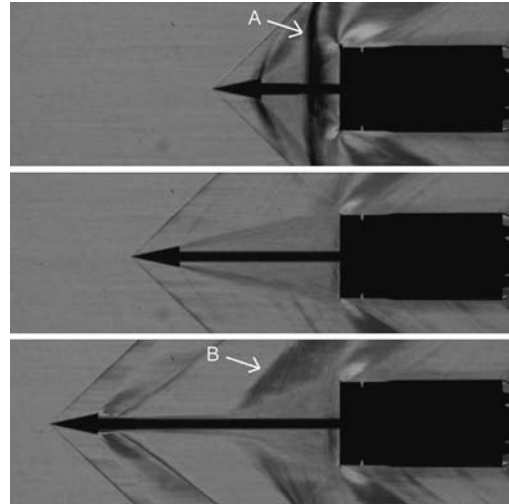
第2図 風洞実験模型写真

との合計により定義されている。\$L_2\$ の最大値は 291.2 mm で、ここに大きさの違う先端円錐がとりつくため、\$L\$ の最大値はそれぞれの先端円錐により若干異なる。スパイクの伸長、収縮は胴体部分に納められた中空モータを回転させることにより行った。模型に作用する空気力は後方に配置した 4 基のロードセル出力の合計値によって計測した。今回の実験において計測された空気力は軸力のみである。使用したロードセルは共和電業社製 LUR-A-500NSA1 で、固有振動数は 9 kHz である。ロードセル出力は A/D 変換され、1 kHz で収録された。実験は JAXA-IAT 1 m × 1 m 超音速風洞において実施された⁷⁾。この風洞は貯気槽に貯められた常温の圧縮空気を大気に吹き出す間欠吹出式の風洞で、40 秒までの通風が可能である。模型は後方よりステーキングにて支持された。また、圧力導管により胴体前方部分と模型カバーの隙間位置 (胴体前方から 25 mm) の圧力を測定し、ベース圧として実験データの補正に使用した。通風条件を第 1 表に示す。実験パラメータは、マッハ数、スパイクシャフトの移動方向、移動速度、先端円錐サイズである。

2.2 実験結果 第 3 図に、主流マッハ数 1.5 の場合のスパイク伸長過程における流れ場の変化の様子をシュリーレン画像にて示す。図においてスパイクの \$L/D\$ はそれぞれ

第 1 表 JAXA 総合技術研究本部風洞における通風条件

Mach No.	Stagnation temperature [K]	Stagnation pressure [MPa]	Dynamic pressure [MPa]	Re number [1/m]
1.5	288	0.160	0.0686	2.45×10^7
2.0	288	0.220	0.0787	2.84×10^7
3.0	288	0.510	0.0875	4.01×10^7



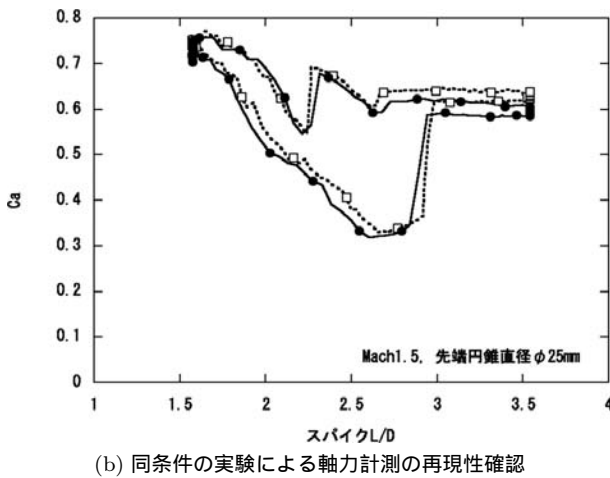
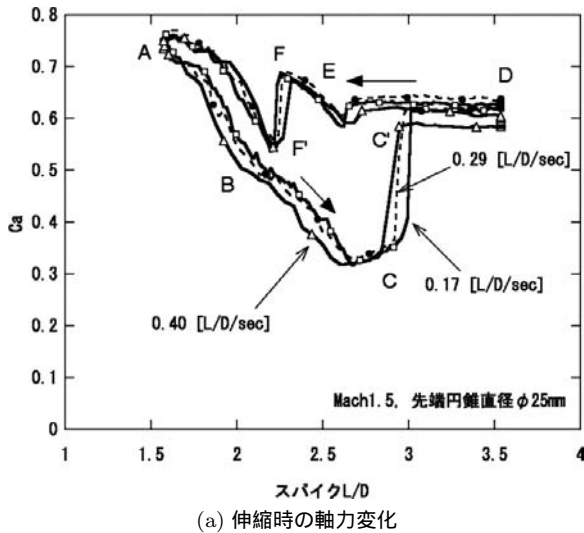
第3図 スパイク伸長時の流れ場 (上: Pulsation モード, 中: Separation モード, 下: Reattachment モード)

1.5, 2.4, 3.4 である。\$L/D\$ が 1.5 と短い場合 (上図), スパイク周りに発生する流れ場は非定常的となり、上図 A に示す衝撃波が生成・消滅を繰り返す様子が観測される。これは Pulsation モードと呼ばれる流れ場の状態であり、Feszty らの文献⁴⁾ でそのメカニズムが精細に調査されている。スパイクを伸長し、\$L/D\$ が 2.4 になると (中図), Pulsation モードで見られたような衝撃波の前後への振動が見られなくなり、比較的安定した流れとなる。このとき、スパイク周囲の境界層はスパイク先端円錐後方から剥離した状態にあり、ここから円筒胴体部分コーナー間は亜音速の状態にあると考えられる。本稿ではこのモードを Separation モードと呼ぶことにする (一見すると Oscillation モードと類似しているが、必ずしも振動を伴わないためこれと区別した)。さらにスパイクを伸展させていくと (下図), スパイク先端の円錐で一度剥離した流れがスパイク軸に再度付着するような流れ場が形成される。本稿ではこのモードを Reattachment モードと呼ぶことにする。この場合円筒胴体近傍の剥離領域は縮小し、剥離領域外部に比較的角度の大きな (流れに対しより垂直に近い) 衝撃波 B が発生することとなる。

第 4 図 (a) に、スパイク伸縮速度をパラメータとし、機軸方向空力係数 \$C_a\$ を、\$L/D\$ に対してプロットした結果を示す。\$C_a\$ の定義は以下の式による。

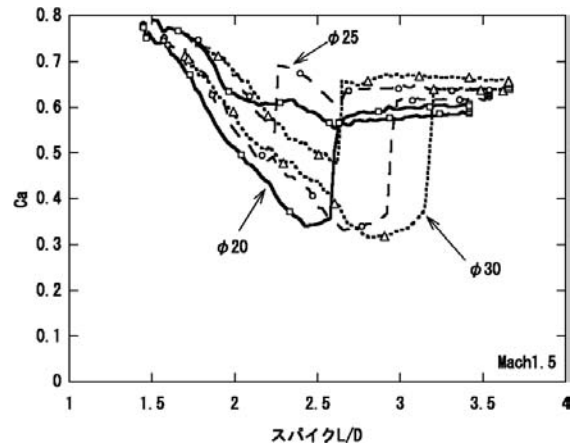
$$C_a = \frac{F_a - (p_\infty - p_b)S}{1/2\rho_\infty u_\infty^2 S} \quad (1)$$

(1) 式において、\$F_a\$ は計測された軸力、\$p_\infty\$ は一様流静圧、



第 4 図 スパイクを伸縮した際の軸力の変化

p_b はベース圧, S は流れ垂直面への投影面積, $1/2\rho_\infty u_\infty^2$ は主流動圧である. 主流のマッハ数は 1.5, 先端に取り付けた円錐底面の直径は 25 mm である. また図における丸や四角のシンボルは曲線同士の判別を容易にするために付けられたものであり, データの計測点を意味している訳ではない. それぞれの曲線の描写には計 500 点以上の計測点を使用しており, 曲線はそれぞれの点を直線的に結んで描かれたものである. このことは以降の第 5, 7 図においても同様である. 図において, A-B-C-C'-D がスパイクを伸長していった場合の Ca , D-E-F-F'-A がスパイクを収縮していった場合の Ca である. スパイクを伸長していった場合, $L/D = 1.5 \sim 2.5$ の領域では Ca が単調に減少する. この間流れ場の様子は第 3 図の上図から中図のように変化するが, 変化は連続的であり, Ca の値もなめらかに推移する. スパイクをさらに伸長すると, $L/D = 2.5 \sim 3.0$ の領域では Ca がほぼ一定の値を示すが, $L/D = 3.0$ 付近にて Ca が不連続的に急上昇する. この際流れ場は第 3 図の中図から下図へと変化している. 一方で, スパイクを $L/D = 3.5$ 付近から逆に収縮していった場合, $L/D = 3.5 \sim 2.5$ の領域では Ca はほぼ一定の値を示す. この場合のシュ

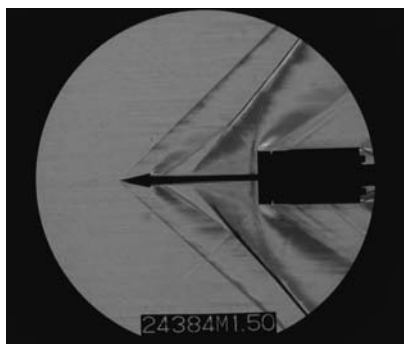


第 5 図 先端円錐サイズの影響

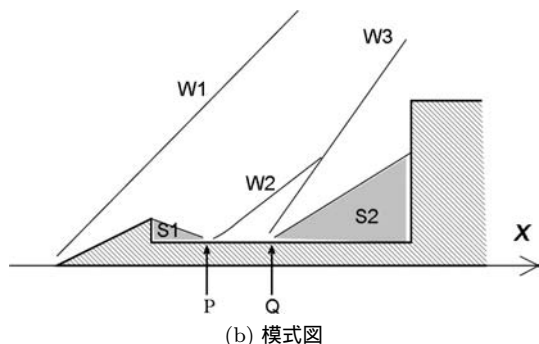
リーレン写真は第 3 図の下図の状態にある. 収縮の際, 伸長時に Ca 値が不連続に変化した C' 地点を過ぎても Ca 値は変化しない. さらにスパイクの収縮を続けると, 図における E の位置から Ca は若干の上昇傾向を示した後, F において急激に減少する. この場合流れ場のシュリーレン写真は下図から中図の状態を経ることなく上図へ一気に変化する. 以上の結果により, スパイク伸長時の Ca 特性と収縮時の Ca 特性が異なり, 大きなヒステリシス性を有することがわかった. また, 今回のスパイク伸縮速度の変化範囲では, 伸縮速度の空力特性に対する影響は誤差の範囲内であり, 以下の第 5 図に示す先端円錐の大きさなどのパラメータと比較すると大きな違いは見られなかった.

ここで, 今回の計測における Ca 値の測定誤差を検証するため, 第 4 図 (b) に同条件 (伸縮速度 $0.40 L/D/sec$) での通風を 2 回行ったときの 2 つの結果を重ねて示す. 主流のマッハ数は 1.5, 先端に取り付けた円錐底面の直径は 25 mm である. 図のように, 今回の計測では Ca 値に最大 0.04 程度のばらつきがあり, この程度の誤差を有するデータとして第 4 図 (a) および以下のデータを評価する必要がある. なお, 風洞の気流誤差等については文献 7) に記載されている. また, L/D が最大となる位置において, L/D の変化がないにもかかわらず Ca 値が若干増加している. これはロードセルの温度静定が不十分であることなどが原因と考えられるが定かではない. この点に関しても上記の誤差とともに以後のデータを評価する際に留意する必要がある.

第 5 図に, 先端円錐のサイズをパラメータとし Ca 特性をプロットした結果を示す. 主流のマッハ数は 1.5 である. 先端円錐の底面直径が 20 mm の場合, 伸長時には $L/D = 2.5$ 付近で Ca 値の急上昇が見られ流れ場が Reattachment モードに推移している様子が窺える. 一方, 先端円錐の底面直径が 25 mm になるとこの遷移 L/D は 2.8 付近になり, 底面直径が 30 mm の場合では 3.2 程度になっている. これらの結果より, 先端円錐を大きくすると Reattachment モードに遷移する L/D が大きくなることがわかる. この理由としては, 先端円錐を大きくするとスパイク周囲の剥離領域を維持しやすくなるため, Reattachment モードに遷移す



(a) シュリーレン写真

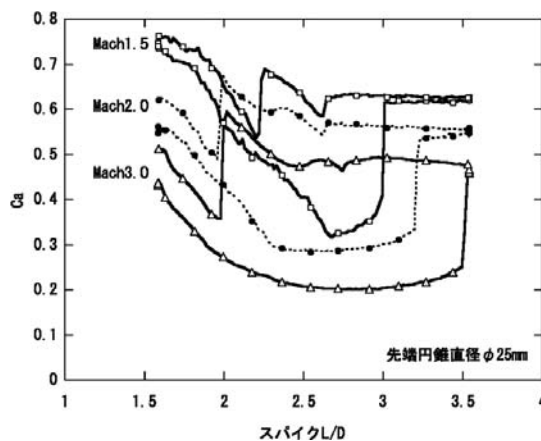


(b) 模式図

第6図 C_a が急減少する直前の流れ場の様子

る L/D が大きくなると考えられる．また収縮時には，先端円錐の底面直径が 20, 25 mm の場合 $L/D = 2.5$ 付近から C_a が上昇した後になだらかに減少 (20 mm の場合) または急激に減少 (25 mm の場合) するが，底面直径 30 mm の場合 C_a が上昇することなく急激に減少する ($L/D = 2.6$ 付近)．このときに見られた流れ場の違いを第 6 図 (a)(b) を用いて説明する．収縮時， C_a の急減少が起こる前は，(a) のシュリーレン写真に示すような流れ場の構造をしている．つまり，先端円錐より発生する衝撃波 W_1 があり，先端円錐のコーナー部分で流れが急膨張することにより剥離領域 S_1 が存在し，この剥離領域の外側を流れてきた流れが偏向することにより生じる衝撃波 W_2 がある．また，円筒前方の剥離領域 S_2 と， S_2 により発生する衝撃波 W_3 がある．この状態からスパイクを収縮していくと，第 6 図 (b) における P 点 (S_1 の最後尾) と Q 点 (S_2 の最前方) の点が次第に接近する．すると，底面直径 20 mm および 25 mm の場合，Q 点が図の x 軸正方向に P 点から逃げるように移動し， W_3 の x 軸となす角度が上昇する様子が観察される．これにより W_3 後流 (= S_2) の圧力が上昇し， C_a の上昇傾向が観測されることになる．一方，底面直径 30 mm の場合，Q 点は P 点が近づくと， x 軸正方向に逃げることなく，流れが一気に第 3 図の上図のように変化する．このような流れの違いにより収縮時の C_a 特性に違いが出ているものと思われる．

第 7 図に， C_a 特性の風洞 Mach 数依存性を示す．マッハ数を変化させると，特に低 L/D 時に流れ場に大きな変化が見られる．試験開始時の $L/D = 1.5$ 程度の条件では，マッハ数 1.5 の場合は Pulsation モード，3.0 の場合は Os-



第7図 Mach 数特性

cillation モードであり，2.0 の場合はその中間のようなモードが観察される．この流れ場の構造の違いにより，マッハ数ごとに C_a 値の推移にも違いが生じていると思われる．また第 7 図より，マッハ数の上昇に伴い C_a 値の急上昇点が高 L/D 側にシフトする様子が窺える．高 Mach 数になるほど胴体前方の剥離領域の圧力は高くなり，その結果流れ方向に正の圧力勾配が生じる．すると境界層が剥離しやすくなり，流れが Separation モードで維持されやすくなるため， C_a 値の急上昇点が高 L/D 側にシフトすると考えられる．

3. 中空スパイクの空力特性

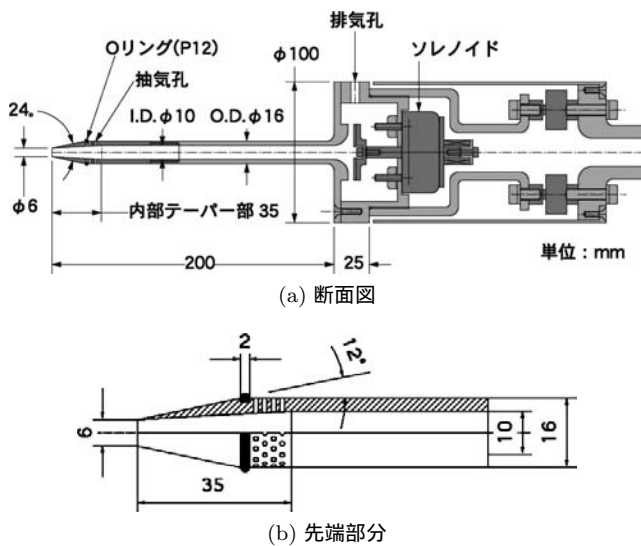
3.1 実験条件 伸縮スパイク周り流れの実験結果より，エアロスパイク周りにいくつかの空力抵抗が異なる流れ場が存在することが明らかになった．このことより，なんらかのトリガーによってモード間の遷移を制御できれば，外部に可動機構を持たない理想的な空力可変デバイスを実現することが可能と考えられる．そこで本研究では，遷移制御用のトリガーとして中空のスパイク後方に配置した電磁弁の開閉を利用する「中空スパイク」を考案した．

第 8 図 (a) に，以降の実験で使用する風洞実験模型の断面図を示す．本模型は基本的に第 1 図の風洞模型のスパイクを内部が中空なスパイクで置き換え，スパイク後端に電磁弁を配置したものとなっている．電磁弁のストロークは 5.0 mm であり，スパイク部分の L/D は 2.0 である．胴体部分の前面から 25 mm 下流の位置には幅 4 mm の排気孔がボルト部分を除き全周にわたって開けられている．第 8 図 (b) は模型スパイクの先端部分である．先端部分は半頂角 12 度の円錐を直径 6 mm になる位置で切り落とした外形をしている．内部流路も，先端から 35 mm までの間はテーパを有する．先端から約 25 mm の位置に幅 2 mm，深さ 1 mm の溝が切られており，ここに O リングがはめられている．O リングは Mikhail⁹⁾ が流れを安定させるために配置したリングをヒントにしたもので，流れをより Separation モード側にする効果を狙って設置した．O リングの後方には直径 1 mm の抽排気孔が周方向に 16 点，軸方向に 4 列

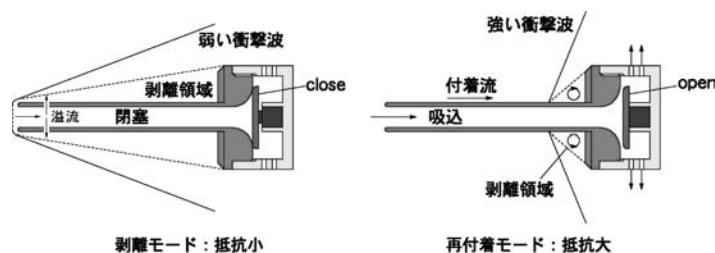
配置されている。

第 9 図に、本中空スパイク風洞模型の作動原理図を示す。本実験模型ではスパイク軸を中空とし、スパイク軸後部の電磁弁を開閉することで、外部気流の吸入/閉止を切り替えることが可能となっている。電磁弁閉時にはスパイク先端から流入した空気がスパイク軸前方の多孔壁から溢流し、剥離領域の拡大を誘起する。一方、電磁弁開時には胴体部分の排気孔から空気が流出しスパイク軸前方の溢流がなくなるため、剥離領域を保持しにくくなり Reattachment モードに遷移しやすくなる。本機構は電磁弁を開閉するためのわずかな電力さえ供給すればよく、Reding らの論文⁸⁾に見られるような高圧ガス等の携行を必要としないのも特長の一つである。なお、以後の試験においては制御周波数 1000 Hz で作り出した波形を使用して電磁弁の開閉を行った。

3.2 実験結果 JAXA 超音速風洞設備における実験の結果、第 10 図 (a) のシュリーレン画像に示す通り、電磁弁開閉による遷移制御機能を実証することに成功した。写真は主流のマッハ数が 1.5 の場合の映像である。上段の 2 枚は迎角が 0 度の場合の、電磁弁が開の場合の流れ場 (左) と、電磁弁が閉の場合の流れ場 (右) のシュリーレン写真である。それぞれの流れの模式図を第 10 図 (b) に示す。映像より、電磁弁の開閉により流れ場が Reattachment モードから Separation モードに変移する様子が見て取れる。また、



第 8 図 中空スパイク風洞実験模型



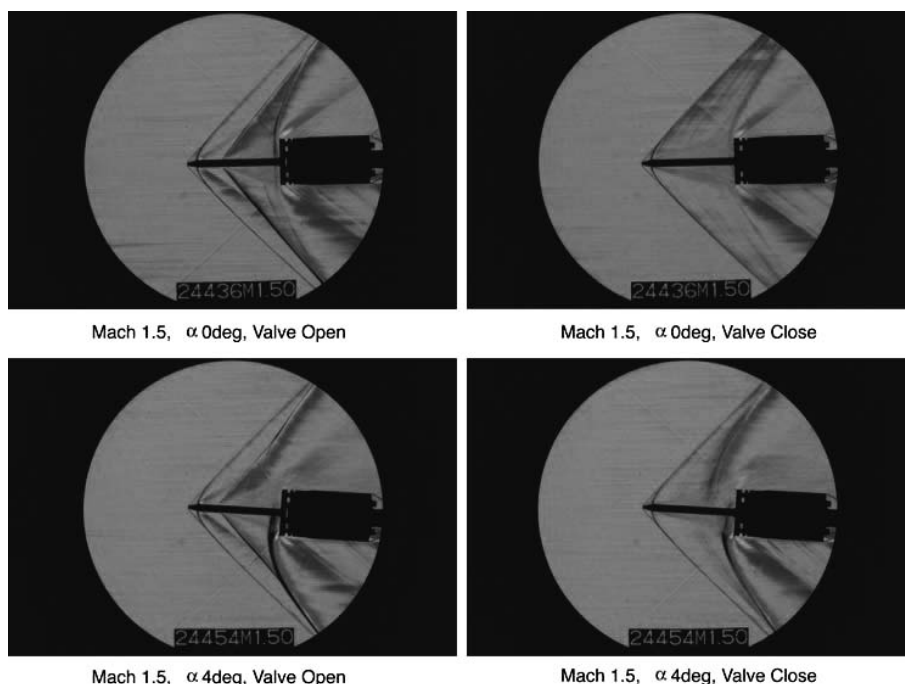
第 9 図 中空スパイクの作動原理図

下段の 2 枚は迎角が 4 度の場合の映像であり、迎角がついた場合でも中空スパイクが有効であることがわかる。第 11 図には、秒間 10,000 コマの高速カメラで撮影した遷移時の流れ場の様子を示す。上段が電磁弁を開から閉へ操作したときの流れ場を、下段が電磁弁を閉から開へ操作した場合の流れ場を示している。映像から判断すると、モード間の遷移時間は電磁弁開時、閉時ともに 2 msec 程度である。電磁弁開時には、電磁弁弁体移動とほぼ同時に再付着遷移するのに対し、電磁弁閉時には弁体移動時に 3 回程度モード間の往復現象が観察され、電磁弁完全閉とほぼ同時に剥離遷移が完了した。

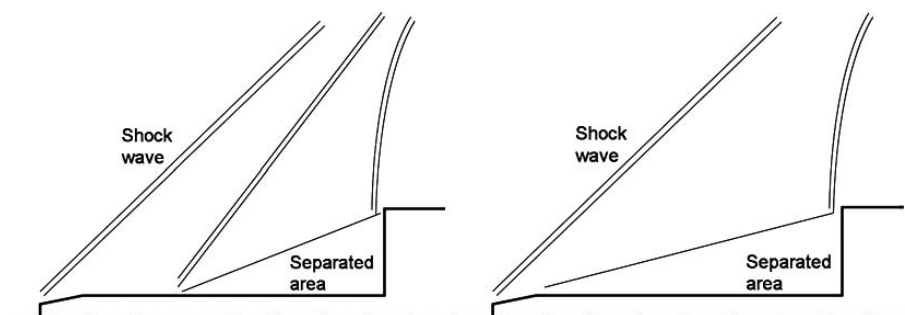
第 12 図に、迎角 0 度、主流マッハ数 1.5 の条件で、電磁弁開閉の周波数を変化させたときの Ca 値の変化を示す。この条件においては、電磁弁を常時閉とし常に Separation モードが維持される状態だと Ca 値は約 0.40 であり、逆に電磁弁を常時開として常に Reattachment モードが維持される状態だと Ca 値は約 0.55 となる。第 12 図にあるように電磁弁をある一定の周波数で開閉すると、 Ca 値はこの間を周期的に往復することになる。本実験では良好な Ca 制御能力を確認することができる最大の周波数は 2 Hz であり、周波数を 5 Hz にあげると Ca 値は常に 0.5 以上を示すようになってしまった。周波数の上限を決定する要因として、バルブを駆動するのにかかる時間があると思われる。バルブのストロークを短くすれば、バルブを駆動するのにかかる時間を減少させることができるため、周波数向上には有利である。今回の実験では電磁弁のストロークを変化させた通風は行わなかったが、より短いストロークでも同様の流れ制御ができる可能性がある。

第 13 図に、主流のマッハ数が 1.5 および 1.8 の条件で、電磁弁を 2 Hz で開閉しながら迎角スイープしたときの、機軸方向空力係数 Ca を示す。 Ca がパルス状に変化しており、その変化幅は低抵抗モードを基準として 30~40% 程度であった。また、迎角 ± 12 度の範囲で遷移制御能力が維持されることを確認した。

第 14 図に、電磁弁動作周波数を 2 Hz とし、Duty 比、すなわち一周期に占める電磁弁開時間の割合をパラメータとして Ca 特性を取得した結果を示す。主流のマッハ数は 1.5 である。図では Duty 比を 50%、70%、90% に設定しているが、それぞれの Duty 比に応じて高抵抗の Reattachment モードの占める時間が変化している様子が見える。計測した Ca 値のパルス形状は明確に Duty 比の影響を受けてお



(a) シュリーレン写真



(b) 模式図

第10図 中空スパイク周りの流れ場（左：Separation モード，右：Reattachment モード）

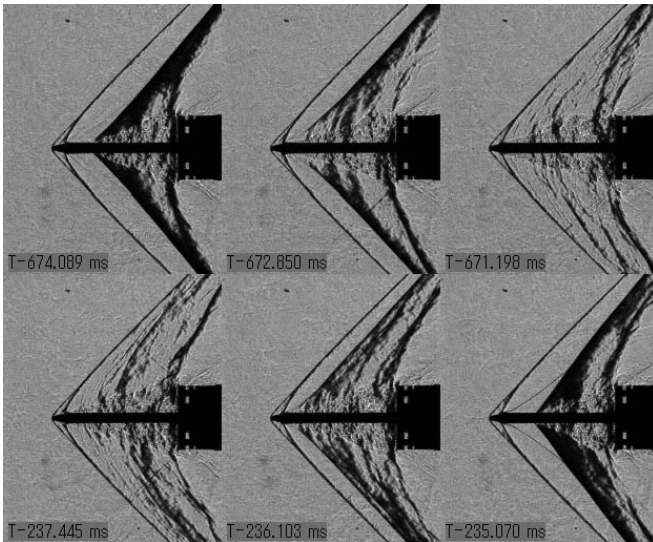
り，可変 Duty 比制御を行うことで，平均 Ca 値を任意の値に調整できることを実証することができた．第15図には，主流マッハ数が1.3の条件で，Duty 比を0%から100%に変化させた場合の Ca 値への影響を示す．なお，本データは JAXA 宇宙科学研究本部遷音速風洞にて取得されたものである．通風条件については第2表に示す．本マッハ数条件では Separation モードの場合の Ca 値が約0.52，Reattachment モードの場合の Ca 値が約0.65であり，Duty 比を変化させると時間平均した Ca 値は0.52~0.65の間を線形的に変化する．図では Duty 比10~90%の領域で線形性が良好に維持されている．これにより，電磁弁の Duty 比を制御することで，2つのモードの間の任意の抗力を生み出すことができることがわかった．

第16図(a)に，遷音速領域における中空スパイクの遷移制御特性を示す．本図では上記遷音速風洞のマッハ数スイープ機能を用い，マッハ数を1.3~1.0まで変化させながら得られた軸力の Ca 値を点で示したものである．マッハ数スイープ時の風洞全圧は0.15 MPa，全温は288 Kであり，このときの動圧は60 kPaでほぼ一定， Re 数は 2.4×10^6

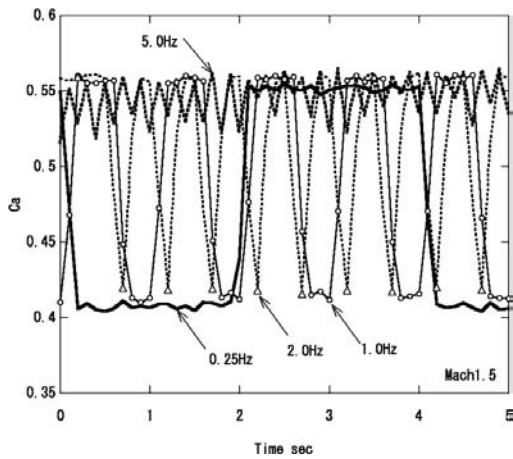
第2表 JAXA 宇宙科学研究本部風洞における通風条件

Mach No.	Stagnation temperature [K]	Stagnation pressure [MPa]	Dynamic pressure [MPa]	Re number [1/m]
1.3	288	0.150	0.064	2.37×10^7
1.5	288	0.130	0.056	1.99×10^7
1.8	288	0.220	0.094	3.37×10^7
2.0	288	0.140	0.055	1.96×10^7
2.2	288	0.190	0.075	2.66×10^7
2.3	288	0.140	0.050	1.81×10^7
		0.300	0.107	3.87×10^7
		0.400	0.127	4.72×10^7
		0.190	0.056	2.14×10^7
		0.400	0.119	4.50×10^7

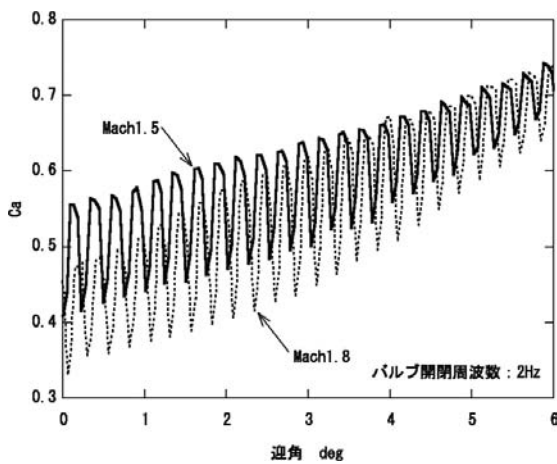
程度である．図より，遷音速領域においてもマッハ数1.1程度まで遷移制御が良好に行われていることがわかる．また第16図(b)には，第8図で先端部分に配置されたOリングを取り外して実験を行った結果を示す．Oリングを取り外した場合，電磁弁の開閉による Ca 値の変化が明白ではない．左のグラフと比較すると，Oリングを取り外した



第 11 図 高速度カメラによる遷移時の流れ場観測 (上段: バルブ閉, 下段: バルブ開)

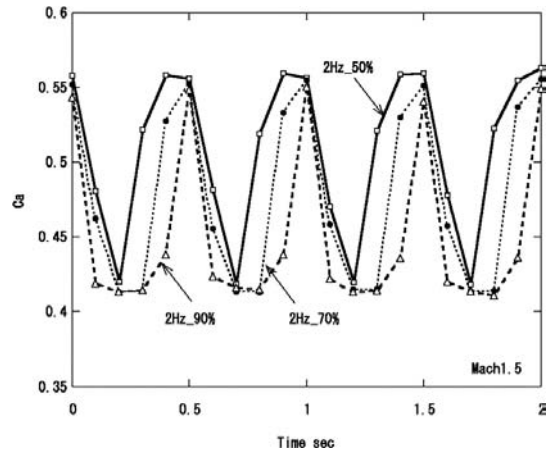


第 12 図 周波数特性

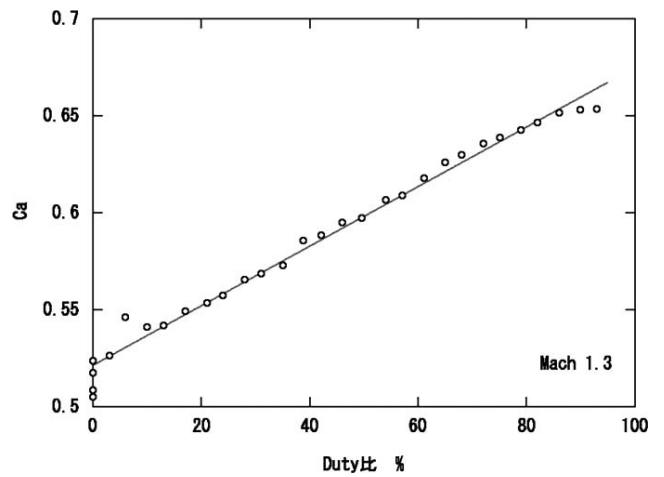


第 13 図 迎角特性

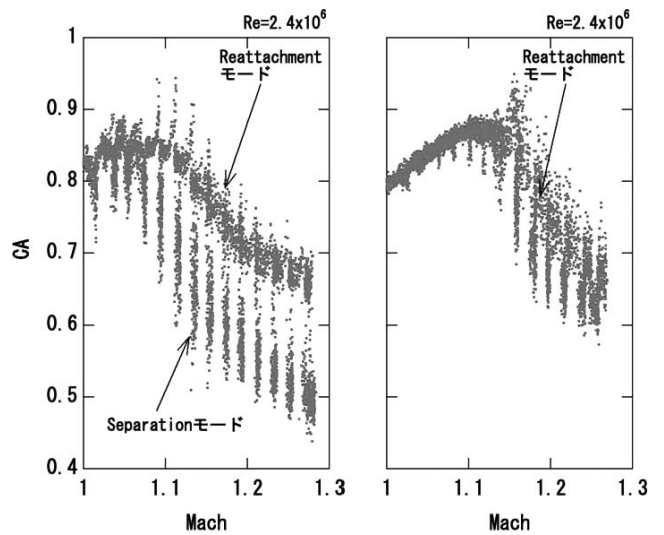
場合流れは Reattachment モード近傍で微妙に変化していることがわかる。このことより、Oリングの存在が遷移制御に少なからず影響を与えていることが明らかになった。



第 14 図 Duty 比特性

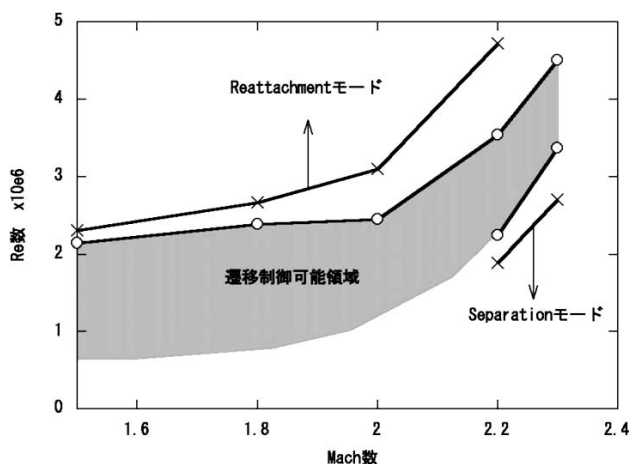


第 15 図 Duty 比の Ca 値への影響



第 16 図 遷音速領域における遷移制御特性

第 17 図に、中空スパイクの Mach 数特性と Re 数特性 (基準長: 円筒胴体直径 D) を示す。本データは、測定部下流にエジェクタを持ち、貯気槽の高圧空気をエジェクタ



第17図 Mach 数特性と Re 数特性

第3表 流れのモードを決める要因

流れのモード	Separation	↔	Reattachment
先端円錐サイズ	大	↔	小
スパイク長さ	短	↔	長
通風 Re 数	小	↔	大
通風 Mach 数	大	↔	小

にバイパスさせて送ることにより、測定部の Re 数を変化させることができる JAXA 宇宙科学研究本部の超音速風洞を用いて測定された。それぞれの通風条件は第2表に示してある。図において、丸印は本研究で提案したデバイスにより Reattachment–Separation モード間を遷移させることができた通風条件を示し、×印は遷移させることができなかった通風条件を示す。本実験において確認した中空スパイクの最大有効作動 Mach 数は 2.3 である。中空スパイクの有効性は、 Re 数にも大きく依存し、高 Re 数では再付着モード、低 Re 数では Separation モードで安定化して遷移制御能力を喪失する傾向にある。スパイクを長くすれば再付着しやすくなり、逆に短くすれば剥離しやすくなるので、遷移制御能力を回復するためには、スパイク長の調整が効果的である。

第3表に、本研究で得られた流れのモードを決める要因についてまとめたものを示す。表にあるように、先端円錐サイズを小さくする、あるいはスパイク長さを延長することで、Reattachment モードで安定化しやすくなる。一方、同じ形状のスパイクで比較すると、通風 Re 数は大きいほど、通風 Mach 数は小さいほど Reattachment モードに遷移しやすい。このことより、今回使用したスパイクでは良好な作動状態が得られなかった条件においても、最適なスパイク形状を選択することで遷移制御能力を回復することができると思われ。

今回提案した中空スパイクでは、Reattachment モードと Separation モードの抗力の違いを利用して空力性能を制御している。一方、2項で述べた伸縮スパイクでは、伸長時間には Separation モードから Reattachment モードへの遷移が観察されたが、収縮時には Reattachment モードから

Separation モードを経ることなく Pulsation モードへと変化している。このことより、中空スパイクでは伸縮スパイクとは別の現象により抗力を制御していると考えられるべきである。中空スパイクでは、排気孔や O リングを装備することにより Reattachment モードから Separation モードへの遷移を可能にしている。

4. ま と め

本研究では、スパイクの伸長・収縮による抗力制御の可能性を調査するとともに、エアロスパイク周り境界層の剥離/再付着遷移現象を利用した、外部に可動部を持たない空力可変制御デバイスを考案し機能実証を行った。風洞実験設備における実験の結果、以下の結論を得た。

- 1) スパイク伸長時の抗力特性は収縮時の抗力特性と大きく異なり、大きなヒステリシスを有する。
- 2) スパイク先端に取り付ける円錐のサイズを大きくすると、Reattachment モードに遷移する L/D が大きくなる。また、マッハ数が上昇すると、Reattachment モードに遷移する L/D が大きくなる。
- 3) 本研究で提案した、中空スパイクを使用した空力可変制御デバイスにより、流れのモードを遷移させ抗力を制御することが可能であることを確認した。
- 4) 本デバイスはマッハ数のみならず Re 数によってもその制御能力に影響を受ける。

本研究は、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の産業技術研究助成事業として実施されました。また、一部について科学研究費補助金 (課題番号 16GS0220) の支援および、室蘭工業大学との共同研究によって実施されました。また、風洞実験の実施にあたっては、小島孝之氏、入門朋子氏、永井伸治氏、渡辺光則氏を始めとする方々に大変お世話になりました。ここに謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) 久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴: 宇宙飛行体の熱気体力学, 東京大学出版会, 東京, 2002, pp. 156–159.
- 2) Mikhail, A. G.: Spike-Nosed Projectiles: Computations and Dual Flow Modes in Supersonic Flight, *J. Spacecraft Rockets*, **28** (1991), pp. 418–424.
- 3) Mikhail, A. G.: Spike-Nosed Projectiles with Vortex Rings: Steady and Nonsteady Flow Simulations, *J. Spacecraft Rockets*, **33** (1996), pp. 8–14.
- 4) Feszty, D., Badcock, K. J. and Richards, B. E.: Driving Mechanism of High-Speed Unsteady Spiked Body Flows, Part 1: Pulsation Mode, *AIAA J.*, **42** (2004), pp. 95–106.
- 5) Srinivasan, G. R. and Chamberlain, R. R.: Drag Reduction of Spiked Missile by Heat Addition, AIAA 2004-4714, 2004.
- 6) 国内特許, スパイク飛しょう体の空力特性制御方法およびスパイク飛しょう体, 特願 2006-169679.
- 7) 空気力学第二部: 1 m × 1 m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航空宇宙技術研究所報告 TR-29, 1962.
- 8) Reding, J. P. and Jecmen, D. M.: Effects of External Burning on Spike-Induced Separated Flow, *J. Spacecraft Rockets*, **20** (1983), pp. 452–453.