圧縮性乱流せん断層の制御*

 本 阿 弥 眞 治^{*1}

Flow Control of Compressible Turbulent Shear Layers

Shinji HONAMI

Key Words: Turbulent Flow, Compressible Flow, Passive and Active Flow Control, Mixing Layer, Shock/Boundary Layer Interaction

1. 結 言

近年、圧縮性乱流の制御に対する関心が高まっている。その理由として、世界的な次世代超/極超音速航空機の開発に際し、従来の技術をりようがする先進技術の確立が強く求められているからである。例えば、スクラムジェットエンジンにおける燃焼問題では、圧縮性の影響により、混合層の乱流混合が著しく抑制され、その結果、燃料と空気の混合が起こりにくく、燃焼器の大形化を招く。そこで、革新的な混合促進ならびにノイズ削減技術の確立がスクラムジェットエンジンの成立のかぎを握っている。さらに、超音速エンジンの技術課題として、マッハ数2から3の飛行速度で効果的な圧縮を行うため、超音速インテーク（空気取入れ口）の設計、開発が必要となり、そこでは、衝撃波損失が少ないマルチ衝撃波システムの設定とともに、乱流境界層と衝撃波との干渉による全圧力損失を極力低減するための制御デバイスの研究が必須となる。次に、非圧縮性乱流に対する受動ならびに能動制御技術が多方面で検討され⁽¹³⁾、かなり現実的な制御技術として確立する目途が立ち、それらの技術を圧縮性乱流の制御にも波及させようとする背景がある。

本稿では、将来の超/極超音速航空機開発の技術課題の中で、スクラムジェットエンジンと超音速インテークの開発過程で興味もたれている課題を中心に取り上げる。そこで、圧縮性混合層の制御ならびに乱流境界層と衝撃波との干渉を制御する工学的な問題について詳しく述べることとする。

2. 圧縮性混合層の制御

2・1 混合層の特性 圧縮性混合層は、極超音速機のエンジンシステム、超音速エゼクタ、化学レーザ、ロケットノズルなどに多くの応用が見られる。特に、スクラムジェットの研究が一時盛んに行われていたが、最近、やや落ち着いた状況である。

自由せん断流における混合過程に関して、非圧縮性乱流の場合、Brown ら⁽⁶⁾は、混合層を可視化し、その発達過程を移流速度でまとめた。もし、圧縮性の影響が加わるなら、混合層の発達はマッハ数の増加とともに、著しく抑制される⁽⁴⁾⁽³⁰⁾。

Bogdanoff⁽⁴⁾は、乱流の組織構造の速度を移流速度 U_c とし、圧縮性の指標として、式(1)のように組織構造の相対マッハ数を移流マッハ数 (Convective Mach Number) M_c として定義した。ここで、 a は音

Fig.1 Turbulent shear layer (a) stationary, (b) convective frame of reference after Pamamoschou and Roshko⁽³⁰⁾

* 原稿受付 1996年9月4日。

^{*1} 正員、東京理科大学工学部 (〒162 東京都新宿区神楽坂1-3)。

速, 添字 1, 2 は高, 低速側に対応する。

$$M_{c1} = \frac{U_1 - U_c}{a_1}, \quad M_{c2} = \frac{U_c - U_2}{a_2} \quad \dots\dots\dots (1)$$

図 1 に組織構造の流線の概略を示す。高速側と低速側の渦構造ならびにサドル点が移流速度 U_c で紙面の左から右へ移動する。ここで, 圧力が等しく, 定常流れを仮定し, さらに, M_{c2} と M_{c1} が余り小さくなく, そして, 気体の比熱比 γ_1 と γ_2 が同程度とするなら, M_{c2} と M_{c1} は式 (2) で近似される。比熱比 γ が空気と水素の組合せに対し, 両移流マッハ数は, 9% の相違に留まる。

$$M_{c2} = \left(\frac{\gamma_1}{\gamma_2} \right)^{1/2} M_{c1} \quad \dots\dots\dots (2)$$

サドル点で二つの流れの全圧力が等しいと仮定すると, 移流速度は式 (3) で与えられる。ただし, ρ は気体の密度である。

$$\frac{U_c}{U_1} = \frac{1 + \frac{U_2}{U_1} \sqrt{\frac{\rho_2}{\rho_1}}}{1 + \sqrt{\frac{\rho_2}{\rho_1}}} \quad \dots\dots\dots (3)$$

二つの流体の比熱比が等しい場合, 移流速度は, 音速の加重平均となり, 式 (4) で表される。

$$\gamma_1 = \gamma_2 \text{ の場合, } U_c = \frac{a_2 U_1 + a_1 U_2}{a_1 + a_2} \quad \dots\dots\dots (4)$$

Papamoschou ら⁽³⁰⁾ は, 式 (1) で定義された移流マッハ数を用い, ピトー圧計測による混合層厚さの発達率を非圧縮の場合で無次元化した分布を求め, 図 2 に示すように, 移流マッハ数が 0.3 から圧縮性の影響が認められ, 移流マッハ数が 1.0 を超えると, 混合層厚さの発達は, 非圧縮性の場合の 20% となり, 発達が非常に抑制され, 圧縮性の影響が顕著であることを示した。この傾向は, その後の実験により確認されている⁽⁸⁾⁽²⁹⁾。

Bowersox ら⁽⁵⁾ は, 移流マッハ数 0.39 の混合層内の乱流量を熱線流速計で求め, 流れと垂直ならびにスパン方向の質量流速 $(\rho u)'$ と $(\rho w)'$ は, 流れ方向成分 $(\rho u)'$ の 80% 程度であることを示した。Goebel ら⁽¹⁴⁾

Fig. 2 Growth of mixing layer thickness vs. M_{c1} ⁽³⁰⁾

は, 2 成分 LDV による実験から, 混合層内の垂直方向の乱れ強さとレイノルズせん断応力のピーク値が, 移流マッハ数の増加とともに, 混合層厚さの発達率と同様に減少することを示した。このように, せん断層内の乱れの特性に及ぼす圧縮性 (移流マッハ数) の影響が明らかになってきた。

Samimy⁽³⁸⁾ は移流マッハ数が 0.51 と 0.86 のせん断層において二つの圧力変換器を用いて, 圧力の時空間相関を求めた。移流マッハ数 0.51 では, せん断層の構造は非圧縮せん断層とほぼ同様であるが, 0.86 になると, 三次元構造となり, 低速側に頭をもった馬てい形の斜め構造を有することを実験的に示した。このような三次元構造は, Clemens ら⁽⁸⁾ によりミー散乱の可視化により確認されている。最近の研究によると, 例えば, Poggie ら⁽³³⁾ は, ヤグレーザ光源の二重露光による可視化に基づいて, 得られた画像を定量化し, 相関分析を実施して, 混合層の組織構造の長さスケール, 移流速度, そして角度を求めた。移流速度は混合層にわたって変化し, 測定した移流速度から求めた移流マッハ数は等エントロピーを仮定した値と一致しないことが判明している。このように, 混合層内では組織構造の速度は, 混合層にわたって一様ではなく, 高速側で速くなる。併せて, 弱い衝撃波の存在が実験で観察されているので⁽³³⁾, 等エントロピーの仮定をさらに拡張し, サドル点圧力の取扱いに注意を払う必要がある。

2.2 乱流混合層の受動制御 非圧縮性混合層の安定性機構が基本的に理解されている⁽¹⁶⁾。一方, 超音速域で乱流混合が抑制される機構は, 超音速じょう乱が増幅に有効に働かない点にあるので, じょう乱が斜行し, 亜音速じょう乱となるならば, 超音速混合の促進に都合がよいとされている⁽²⁷⁾。現在, 圧縮性混合層の制御が戦略的に展開されているので, まず, 混合促進を目的とした混合層の受動制御について述べる。

2.2.1 縦渦による制御 Fernando ら⁽¹¹⁾ は, スプリットに縦渦を誘起するデバイス (対称ならびに非対称鋸歯断面形状板) を装着して, 後方ステップ流れ場において, 主流のマッハ数が 2.5 とし, ステップ端にスプリットを設けて, その下部から二次流れを主流に平行に吹き出した。一次流れを空気とし, 二次流れを空気 (移流マッハ数 $M_c=0.47$) とヘリウム ($M_c=0.29$) の場合について実験し, 混合層の発達を調べ, ヘリウムで対称形状デバイスの場合, 380% の成長率を示し, デバイスによる混合促進の効果が確認された。しかし, デバイスの最適形状を決定するには至らなかった。

西岡ら⁽²⁷⁾ は, 混合促進に適する流れ構造として斜

め渦あるいは縦渦が有効と考え、主流マッハ数 $M=2.5$ の超音速後流中へ縦渦を導入した。その結果、極めて速やかに縦渦が形成されることを確認し、縦渦形成段階で非圧縮流の場合に匹敵する連行量が得られる可能性が高いこと、縦渦が比較的安定であるため、混合を一層促進するには縦渦を小スケールの渦に崩壊させる必要があることなどを示した。さらに、縦渦崩壊の手法について考察して、その具体的な手法を提案し、混合促進の方策に関する方向性を明示している。

2・2・2 圧力波による制御 Ramaswamy ら⁽³⁵⁾ は、ノズル出口で過膨張と不足膨張の圧力条件下で圧縮波と膨張波を発生させることにより、混合過程に及ぼす圧縮性の影響を調べた。出口条件が適合しない場合、組織構造の角度が変動し、スラッピング機構を有することを示した。Tam ら⁽⁴⁶⁾ は、混合促進のため、拘束せん断層 (Confined Shear Layer) において、図3に示すような周期波状壁面を使用することを提案した。これを実際に確認するため、Martens ら⁽²³⁾ は、波状の壁面を用いて、マッハ波を発生させ、これらのマッハ波の波長を適切に選ぶと、二つのモードが共鳴し、混合を促進させることを試み、混合層の渦度厚さの成長率が50%増大することを実験により示し、じょう乱を与える壁面形状を最適化すれば、さらに、混合促進が期待できる可能性を示した。

Lu ら⁽²¹⁾ は、混合層を斜め衝撃波と干渉させ、それによる混合促進の可能性を計算により求めた。ある条件のもとで混合促進の効果は期待できるが、衝撃波による全圧力損失がペナルティとして課せられるので、実際の応用において、可能性はやや低いと思われる。

2・2・3 その他の制御 最近、せん断層の外縁にタブのような障害物を装着し、せん断層の発達に及ぼす影響を調べる研究が多く見られる。Samimy ら⁽³⁹⁾ は、HSCT のジェットノイズの低減化を目的として、ノズル出口にタブを設け、ジェットの発達に及ぼすタブの影響を可視化し、非圧縮から不足膨張の超音速領域では、タブのエッジから発生する後端渦構造を示した。混合層に対するタブによる制御は、縦渦による制御の一種と考えられる。

2・3 乱流混合層の能動制御 Parekh ら⁽³¹⁾ は、マ

ッハ数 1.1 の噴流外縁部で振幅 1 mm、励振周波数 5 kHz の piezoアクチュエータにより混合層を励振させた。励振周波数と増幅周波数の比が 1 以下で、低マッハ数超音速流れでフラッピングモードが発生することをシュリーレン写真により確かめた。

Martens ら⁽²²⁾ は、測定部を低圧にし、グロー放電により混合層を励振させた。すなわち、ノズル出口の低速側スプリットに二次元ならびに斜めの電極を装着し、これにより、電極近傍の温度が上昇し、結果として、二次元ならびに斜めの密度じょう乱を混合層に導入することができる。スペクトル分布に励起周波数を中心とした鋭いピークが得られ、あわせて、混合層の組織構造の熱線出力と励起信号との相互相関より不安定波の位相を求めた。Martens ら⁽²³⁾ は、さらに、グロー放電による励振ならびに 2・2・2 項で述べた圧力波の干渉を同時に実施すると、混合層の成長率は 2 倍となり、高速側の全圧力損失は 10% に留まる結果を得ている。

混合層の組織構造の理解とともに、励起周波数が高く設定できる piezoアクチュエータあるいはグロー放電などのデバイス技術の進展により、混合層の能動制御は今後、ますます発展するものと思われる。

3. 乱流境界層と衝撃波の干渉制御

3・1 変遷 境界層と衝撃波が干渉する場合、衝撃波が強くなると、圧力上昇が大きくなり、干渉場の境界層がはく離し、はく離衝撃波を伴う流れ場となる。例えば、超音速インテークのランプ面上の乱流境界層が斜め衝撃波との干渉によりはく離すると、全圧力損失を生じ、あわせて、衝撃波がカウル先端に一致せず、スビレージを起こすので、インテークの圧力回復と流量特性が著しく低下する。そこで、境界層抽気^{**1} などのはく離を抑制する対策を講じなければ、MIL-Specification を達成できない⁽³⁷⁾。

1950 年代に垂直衝撃波と境界層の二次元干渉に関する研究が本格的に始まり、1960 年代に斜め衝撃波による三次元干渉の研究へと進んだ⁽²⁴⁾。このように 30 年以上前から衝撃波と境界層の干渉ならびにその抑制の研究が続けられ、実際の航空機の開発に伴い、例えば、コンコルドの技術開発⁽²⁰⁾ や実機に即した模型⁽⁴⁵⁾⁽⁵⁰⁾ において制御が試みられている。そして、垂直ならびに斜め衝撃波と乱流境界層との干渉に関する 1985 年までの詳細な解説が Delery⁽⁹⁾ により与えられている。さらに、Settles ら⁽⁴³⁾ は、マッハ数 3 以上の干

^{**1} インテークなど航空用エンジン分野における境界層吸込みを抽気“Bleed”と表現する⁽⁴⁰⁾。

Fig. 3 Mixing layer induced by Mach wave⁽⁴⁶⁾

渉場に関する過去の実験データから選定基準に適合した二次元ランプから三次元フィンなどの流れ場について19のデータを選定し、データベースとしてまとめた。

1980-81 スタンフォード会議⁽¹⁷⁾における圧縮性乱流の興味の対象とされた流れ場として、遷音速から超音速、そして、極超音速にわたるマッハ数範囲と、二次元の境界層、軸対称流れ、そして、三次元フィンによる干渉場など、非常に多岐にわたり、これらをすべて網羅することはできないので、おもに、二次元乱流境界層と衝撃波が干渉する限られた範囲の流れ場を取り上げ、そのような干渉場の制御について述べる。

3・2 干渉場の流動機構 干渉場の系統的実験は、図4に示すような二次元ランプ (RampあるいはCompression Corner)に関するものが多い。一つには、実験条件の設定の容易さがあげられる。平板上に斜め衝撃波を入射させると、反射衝撃波の問題が起り、流れ場に新たな影響因子が加わり、現象が複雑になる。さらに、垂直衝撃波を境界層と安定的に干渉させることが実験上、非常に困難なためである。そこで、二次元ランプの場合を取り上げると、衝撃波に誘起されたはく離に及ぼす影響として、上流マッハ数、レイノルズ数、ランプ角度、上流境界層パラメータがあり、非圧縮性流れのはく離と異なる点は、圧力じょう乱を伝ばする亜音速領域が壁近傍に限定されていることである。実験より、マッハ数が高くなるとともに、はく離を起こすランプ角 α_l は増加する。さらに、低いレイノルズ数(境界層厚さを代表長さ δ_0 とした $Re_{\delta_0} < 10^5$)では、レイノルズ数の増加とともに、ランプ角 α_l は減少するが、レイノルズ数が高い領域 ($Re_{\delta_0} > 10^6$) では、ランプ角 α_l は逆の傾向を示す⁽⁹⁾。

さらに、Andreopoulos ら⁽²⁾、Selig ら⁽⁴¹⁾、そして Thomas ら⁽⁴⁸⁾ は、二次元ランプに生じるはく離衝撃波の非定常振動に焦点を絞り、壁面変動圧力や熱線流速計による質量流束の時系列データを条件付きサンプリング処理し、衝撃波の振動周波数が上流の乱流境界層に発生しているバースト周波数と同じオーダであ

り、下流のはく離流れには無関係であると述べている。Zhong ら⁽⁵¹⁾ は、二次元圧縮性乱流境界層の大規模渦構造を二重露光ホログラフィ干渉法で可視化し、その画像処理より渦構造を定量化している。このように干渉場上流の圧縮性乱流境界層のバースト事象や境界層外縁の大規模組織構造に対する理解が深まっているが、干渉場における壁近傍の粘性底層を含む亜音速領域の役割がやや判然としない状況である。

3・3 干渉場の制御方法 干渉場の制御は、境界層のはく離をいかに抑制するかの問題に帰着する。したがって、制御方法として採用されているのは、非圧縮性乱流境界層はく離の制御に用いられている方法と基本的には同じである。すなわち、はく離域上流で流体に縦渦や、吹出しによる運動量を供給する方式と、はく離域ではく離した低運動量流体を吸込みにより排除する方式に大別される。ただし、衝撃波通過に伴う圧力上昇や衝撃波の振動など、非圧縮性はく離よりも取扱いが難しい問題を含んでいる。したがって、Gadel-Hak ら⁽¹²⁾ が解説したはく離制御に関する種々の方法は、圧縮性流れにそのまま拡張できない場合があり、非圧縮性乱流の音響じょう乱による制御は、原理的に不可能である。

ここでは、受動制御と能動制御を区別せず、干渉抑制のための受動制御を中心に最近の動向を詳述する。

3・3・1 渦発生器による制御 渦発生器は、図5に示すように、境界層内に小さい翼などを設置し、翼端から生じる渦が境界層内で縦渦となるので、その渦運動により運動量の混合を促進するもので、非圧縮性流ればかりでなく、圧縮性流れにもかなり以前から実用化されている⁽³²⁾。さらに、最近では、はく離の抑制ばかりでなく、干渉場の圧力変動負荷を低減するために用いられる⁽³⁾。

McCormic⁽²⁵⁾ は、垂直衝撃波と干渉する乱流境界層の上流で、渦発生器を設置し、干渉場に及ぼす影響を調べた。その結果、干渉領域は狭くなり、境界層厚さは著しく低減することを示した。しかし、 λ 衝撃波の脚の部分に相当する斜め衝撃波による損失で済んでい

Fig. 4 Two-dimensional ramp⁽⁴¹⁾

Fig. 5 Types of vortex generators⁽³²⁾⁽²⁵⁾

たものが、この領域を狭くすることにより、垂直衝撃波による損失となり、その結果、全圧損失が大きくなる。したがって、渦発生器は、衝撃波によるはく離を抑制し、全圧力損失を補う圧力回復が期待されるディフューザに応用すると効果がある。

渦発生器は、その形状により衝撃波が発生する場合があり、全圧力損失に結びつくので、そのような形状は好ましくない⁽³⁾。

今後、渦発生器と同じ縦渦を発生する渦発生ジェット（スパン方向に吹き出す壁面円形ジェット）のような制御性に優れ、運転条件により抗力のペナルティを払う必要のない機構を検討することが望まれる。

3・3・2 境界層抽気 二次元衝撃波に関して、Hingst ら⁽¹⁵⁾ は、マッハ数 2.0 と 2.5 における平板境界層と入射する二次元斜め衝撃波との干渉場に抽気を施した。熱線流速計により、各抽気孔における質量流量の分布を測定し、抽気が境界層のはく離防止に効果があることを示した。Lee ら⁽¹⁹⁾ は、Hingst ら⁽¹⁵⁾ と同様な流れ場において、衝撃波に対する抽気位置の影響について、可視化と熱線流速計により干渉場を測定した。干渉場下流で抽気すると、衝撃波の反射を膨張波により抑えられるが、干渉場の上流、下流の両方で抽気すると、固体壁上の非粘性干渉場と同様な反射衝撃波が形成されることを示した。

Morris ら⁽²⁶⁾ は、マッハ数 1.48 における平板乱流境界層と垂直衝撃波との干渉場に抽気を施した。2 ピームの LDV により、抽気領域の壁近傍の垂直成分やはく離領域の逆流成分を測定し、貴重なデータを得ている。垂直衝撃波の干渉場を実験で実現するには、この研究のように、上流や側壁でも抽気を実施するなど二次元性を得ることを努めても、垂直衝撃波が必ずしも満足する形状にならず、実験上の困難さが伴う。

Settles ら⁽¹⁾⁽⁴²⁾ と Panaras⁽²⁸⁾ は、三次元フィンによる斜め衝撃波との干渉場の構造に関する解説を与え、特に、Alvi ら⁽¹⁾ は、干渉場の流れが疑似円すい座標で表すことができ、相似性が存在することを示した。このような干渉場に関し、小宮山ら⁽¹⁸⁾ は、マッハ数 2.63 と 3.25 における 15° フィンの干渉場に境界層抽気を施し、衝撃波上流の干渉場の発達を抑制した。さらに、玉山ら⁽⁴⁷⁾ は、同じ実験装置を用い、衝撃波の上、下流、そして、両方に抽気領域を設置し、抽気位置により、はく離渦の挙動が異なることを示した。フィンにより三次元はく離した干渉場では、二次元はく離ほど、流れ場が劇的に変化しないとされているが、三次元干渉の抑制には、パラメータが多いので、一層の工夫が必要である。

境界層抽気は、最も広く利用され、また、その研究成果も多く、今後、新しい抽気法が実用化されるまで、当分、現在の技術が踏襲されると思われる。その際、実験上の困難さから、抽気孔の角度や衝撃波に対する配置の最適化には CFD（例えば、文献(7)）による相互補完が必要である。

3・3・3 吹出し Viswanath ら⁽⁴⁹⁾ は、マッハ数 2.5 の二次元ランプ（ランプ角 20°）上流にスリット吹出しを行い、吹出しのよみ点圧力を増大させると、壁面の圧力回復が著しく向上することを示した。Donovan⁽¹⁰⁾ は、マッハ数 3.4 の乱流境界層に斜め衝撃波を入射させた二次元干渉場において、壁面に平行に主流と同じマッハ数のジェットを吹き出して、干渉の抑制を試みた。はく離が抑制され、衝撃波の非定常さも低減することを示した。

この方法は干渉の抑制に効果的であるが、欠点としてスリット構造であるため、構造強度や設計の柔軟性に欠けることである。

3・3・4 受動キャビティによる制御 高い運動量の流体を付加し、同時に、低い運動量の流体を排除すれば、はく離の抑制に効果があると考えられ、このような機構を実現するには、図 6 に示すような受動キャビティ (Passive Cavity) を採用する。これは、衝撃波の脚部にキャビティを配置すると、衝撃波下流では圧力が高く、上流では圧力が低いので、この圧力差を利用して、衝撃波下流で吸込みを行い、衝撃波上流で吹出しを発生させるものである。

Rolston ら⁽³⁶⁾ は、受動キャビティを利用して、インテークの干渉場を抑制することを試みた。ここで用いたキャビティは接線方向の吹出しが実現できるような構造である（図 6 右）。マッハ数は 1.46 で、衝撃波の干渉損失を減少し、全体の圧力回復性能が向上した。McCormic⁽²⁵⁾ は、乱流境界層と垂直衝撃波との干渉場に多孔板を有する受動キャビティ（図 6 左）を設置し、3・3・1 項で述べた渦発生器による制御と比較した。その結果、干渉領域は逆にやや広くなり、境界層排除厚さが増加したが、全圧損失は小さいことが判明し

Fig. 6 Passive cavities⁽²⁵⁾⁽³⁶⁾

た。これは、 λ 衝撃波による恩恵を受けたためである。したがって、キャビティは、衝撃波の抵抗を削減することが要求される翼に適用することが望ましい。

なお、遷音速翼への適用例などの詳細については、文献(34)を参照されたい。

3・3・5 冷却による制御 気体は、温度により動粘性係数が変化するので、壁面の冷却により間接的に気体の動粘性係数を低下させ、局所レイノルズ数を高くすることができる。結果として、冷却により、境界層形状係数が小さくなり、摩擦係数が大きくなるので、はく離抑制に好都合である。

Spaid ら⁽⁴⁴⁾ は、二次元ランプのはく離泡のサイズに及ぼす壁面加熱と冷却の影響を調べた。その結果、冷却によりはく離泡の長さが減少し、一方、加熱により、逆の傾向が得られ、壁面の加熱/冷却は干渉場の制御に効果があることを示した。

この冷却による制御システムは、冷熱源を必要とするので、通常の応用には適さないが、液体水素などの燃料を搭載する航空機における干渉制御には実現性が高い。

4. 結 び

本稿では、将来の超/極超音速航空機の開発過程で重要な技術課題と考えられるスクラムジェットエンジンと超音速インテークにおける圧縮性乱流せん断層の制御について述べた。

圧縮性混合層に関しては、混合層の構造が明らかになるに従い、混合促進の制御の方向付けが徐々に明確になり、その制御法も実験と数値計算の両面から検討されているので、目標が達成される日はそれほど遠くないと思われる。

一方、乱流境界層と衝撃波の干渉場に対する制御に関しては、パルスレーザ光源による干渉法と画像処理など、最近の計測技術の発展にもかかわらず、流れ場の実験条件が多岐にわたり、各種パラメータについて実験を実施することが困難なので、はく離渦構造もおぼろ気ながら輪郭が浮き出てきた状況である。そこで、その制御法の確立は、混合層の制御技術の確立と比較して、やや後れをとるものと思われる。

過去、航空機の開発に応じて乱流の制御技術の進展が見られてきた。日本でも超音速航空機の機体とエンジンの開発が本格化すれば、圧縮性乱流の制御技術の飛躍的な発展が期待できるので、超/極超音速航空機の開発を切望する次第である。

最後に、大阪府立大の西岡通男氏に資料提供とご意見をいただいたことを記して謝意を表する。

文 献

- (1) Alvi, F. S. and Settles, G. S., *AIAA J.*, **30**(1992), 2252-2258.
- (2) Andreopoulos, J. and Muck, K. C., *J. Fluid Mech.*, **180**(1987), 405-428.
- (3) Barter, J. W. and Dolling, D. S., *AIAA J.*, **33**(1995), 1842-1849.
- (4) Bogdanoff, D. W., *AIAA J.*, **21**(1983), 926-927.
- (5) Bowersox, R. D. W. and Schetz, J. A., *AIAA J.*, **33**(1995), 2101-2106.
- (6) Brown, G. L. and Roshko, A., *J. Fluid Mech.*, **64**(1974), 775-781.
- (7) Chyu, W. J., ほか 2 名, *AIAA J.*, **33**(1995), 1239-1247.
- (8) Clemens, N. T. and Mungal, M. G., *AIAA J.*, **30**(1992), 973-981.
- (9) Delery, J. M., *Prog. Aerospace Sci.*, **22**(1985), 209-280.
- (10) Donovan, J. F., *AIAA*, 96-0443(1996).
- (11) Fernando, E. M. and Menon, S., *AIAA J.*, **31**(1993), 278-285.
- (12) Gad-el-Hak, M. and Bushnell, D. M., *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **113**(1991), 5-30.
- (13) Gad-el-Hak, M., *AIAA J.*, **32**(1994), 1753-1765.
- (14) Goebel, S. G. and Dutton, J. C., *AIAA J.*, **29**(1991), 538-546.
- (15) Hingst, W. R. and Tanji, F. T., *AIAA*, 83-0135(1983).
- (16) Ho, C. M. and Huerre, P., *Ann. Rev. Fluid Mech.*, **16**(1984), 365-424.
- (17) Kline, S. J., ほか 2 名, *1980-81 AFOSR-Stanford Conference*, (1981).
- (18) 小宮山文男・ほか 10 名, *機論*, **60**-578, B(1994), 3408-3414.
- (19) Lee, D. B. and Leblanc, R., *Aeronautical J.*, (1984), 416-427.
- (20) Leyman, C. S., *Prog. Aerospace Sci.*, **23**(1986), 185-238.
- (21) Lu, P. J. and Wu, K. C., *Phys. Fluids*, **A3**(1991), 3046-3062.
- (22) Martens, S., ほか, *AIAA J.*, **32**(1994), 1633-1639.
- (23) Martens, S. and McLaughlin, D. K., *AIAA*, 95-2177(1995).
- (24) McCabe, A., *The Aeronautical Quarterly*, **17**(1966), 231-252.
- (25) McCormic, D. C., *AIAA J.*, **31**(1993), 91-96.
- (26) Morris, M. J., ほか 2 名, *AIAA J.*, **30**(1992), 359-366.
- (27) 西岡通男・須浪徹治, *ながれ*, **14**(1995), 377-389.
- (28) Panaras, A. G., *Prog. Aerospace Sci.*, **32**(1996), 173-244.
- (29) Papamoschou, D., *AIAA J.*, **31**(1993), 1643-1650.
- (30) Papamoschou, D. and Roshko, A., *J. Fluid Mech.*, **197**(1988), 453-477.
- (31) Parekh, D. E., ほか 4 名, *AIAA*, 96-0308(1996).
- (32) Pearcey, H. H. (Lachmann, G. V., ed.), *Boundary Layer and Flow Control*, **2**(1961), 1166-1344, Pergamon Press.
- (33) Poggie, J. and Smits, A. J., *AIAA*, 96-0440(1996).
- (34) Raghunathan, S., *Prog. Aerospace Sci.*, **25**(1988), 271-296.
- (35) Ramaswamy, M., ほか 2 名, *AIAA J.*, **34**(1996), 565-571.
- (36) Rolston, S. and Raghunathan, S., *AIAA*, 93-0291(1993).
- (37) Sakata, K., ほか 8 名, *AIAA*, 93-2305(1993).
- (38) Samimy, M., ほか 2 名, *Phys. Fluids*, **A4**(1992), 1251-1258.
- (39) Samimy, M., ほか 2 名, *AIAA J.*, **31**(1993), 609-619.
- (40) Seddon, J. & Goldsmith, E. L., *Intake Aerodynamics*,

- (1985), 189-216, Collins.
- (41) Selig, M. S., ほか 4 名, *AIAA J.*, **27**(1989), 862-869.
- (42) Settles, G. S. and Dolling, D. S., *AIAA*, 90-0375, (1990).
- (43) Settles, G. S. and Dodson, L. J., *AIAA J.*, **32**(1994), 1377-1383.
- (44) Spaid, F. W. and Frichett, J. C., *AIAA J.*, **10**(1972), 915-922.
- (45) Syberg, J. and Koncsek, J. L., *J. Aircraft*, **10**(1973), 407-413.
- (46) Tam, C. K. W. and Hu, F. Q., *J. Fluid Mech.*, **229**(1991), 65-85.
- (47) 玉山雅人・ほか 9 名, 機論, **61**-581, B(1995), 70-75.
- (48) Thomas, F. O., ほか 2 名, *Exps. Fluids*, **18**(1994), 69-81.
- (49) Viswanath, P. R., ほか 4 名, *J. Aircraft*, **20**(1983), 726-732.
- (50) Wong, W. F., *AIAA*, 74-1063(1974).
- (51) Zhong, S. and Squire, L. C., *AIAA J.*, **33**(1995), 439-444.
-