

しま がき みつる

氏 名 島 垣 満

授 与 学 位 博士(工学)

学 位 授 与 年 月 日 平成 14 年 3 月 25 日

学 位 授 与 の 根 拠 法 規 学 位 規 則 第 4 条 第 1 項

研 究 科, 専 攻 の 名 称 東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 機械知能工学専攻

学 位 論 文 題 目 境界層制御による抵抗軽減に関する研究

指 導 教 官 東北大学教授 小濱 泰昭

論 文 審 査 委 員 主査 東北大学教授 小濱 泰昭 東北大学教授 井小萩利明

東北大学教授 上條 謙二郎 東北大学助教授 花崎 秀史

論 文 内 容 要 旨

第 1 章 緒 論

航空産業はこの 100 年足らずの間に飛躍的發展を遂げ、人・物・文化の交流に重要な役割を担っている。一方で航空機における化石燃料の消費に伴うエンジンからの排気ガスが温室効果、オゾン層の破壊などを招いており、航空業界としてその対策が大きな課題となっている。環境に優しく、燃料消費が少ない経済性に優れた航空機を実現するためには、航空機自身の軽量化と共に飛行時の抵抗を軽減させることが必要不可欠である。

航空機における全抵抗の約 50%は表面摩擦抵抗であることから、燃料消費量を節約する際に重要な要素となることが理解できる。表面摩擦抵抗は、翼表面を空気の粒子(流体粒子)が引きずられることにより生じる抵抗のことである。この際、翼表面には速度勾配を持つ非常に薄い層(境界層)が生じる。航空機に発達する境界層は、前縁付近の乱れの弱い「層流境界層」から乱れの十分強い「乱流境界層」へと遷移することが知られている。乱流境界層は層流境界層と比較して、表面摩擦抵抗が 10 倍程度になるため、乱流への遷移を遅らせるための理論的、実験的研究が長年に渡って行われてきた。

通常、亜音速旅客機では、造波抵抗を抑制する目的で、翼の前縁が胴体に対して垂直ではなく、後退角を有し取り付けられている。このような翼は後退翼と呼ばれている。この後退翼面の境界層外縁では、圧力勾配の方向と主流方向が異なり、境界層において「横流れ」と称される速度成分が生じ、その結果境界層が三次元化する。三次元境界層は、後退翼のみではなく回転流体機械、また台風の接地境界層にも生じるため、工学、気象学を問わず精力的に研究され、その乱流遷移のメカニズムはほぼ明らかにされつつある。

本論文は、これまで明らかにされた三次元境界層の遷移メカニズムの知見をもとに、航空機の後退翼上の三次元境界層による表面摩擦抵抗を減少させるための層流制御技術を開発することを目的としている。この新たな制御技術としては、三次元境界層に発生する定在横流れ不安定場の組織的渦構造を利用したものであり、より少ない投入エネルギーで制御することを概念として、将来の実機への実

用化に向けたものである。

第2章 回転円盤境界層における遷移メカニズムと安定性

第2章では、三次元境界層に対する層流制御を行う前に、流線曲率不安定性が比較的強いとされる回転円盤上の三次元境界層における乱流遷移のメカニズムを調べた。

Faller は、主流乱れの強い流れ場において流線曲率不安定性による進行波と定在横流れ渦の相互作用により乱流遷移する可能性を述べている。また、高木らにより表面粗さによって流線曲率不安定性による進行波が励起されたという報告も成されている。そこで、孤立突起を回転円盤上に設置し、流線曲率不安定による乱流遷移への影響を調べた。

結果的に、従来指摘されていた流線曲率不安定波による遷移が、境界層厚さの20%程度の孤立粗さ要素では起こらないことを明らかにし、定在渦の構造を利用した制御方法の有用性を示している。

江上, Kohama らの選択的吸込み制御方法では、定在横流れ渦が下流においても一様波長で発生していることが重要である。従って、粗さ要素を円盤円周方向に等間隔に配置することにより定在横流れ渦を励起し、回転円盤における定在横流れ渦の定在性についても議論した。

結果として28個の等間隔の粗さ要素を設置することにより、下流に一様な定在横流れ渦を発生させることに成功した。この結果は、回転円盤流れ場の渦構造を利用する制御の適用の可能性があることを示唆している。

第3章 後退平板における乱流遷移の受動的制御

第3章では、微小粗さ要素の下流側直下に低速領域（定在横流れ渦）が生じることに着目し、江上, Kohama らが吸込みにより渦構造の低速領域を高速化したのに対し、逆に高速領域を粗さ要素列により低速化することで定在横流れ渦の高せん断層を緩和させ、高周波二次不安定の発生を遅らせることにより乱流遷移を遅延させることをコンセプトとした。そのため、第2章の結果を踏まえて上で、粗さ要素列を後退平板に設置して、スパン方向に一様な定在横流れ渦を励起し、これに制御を行うための制御用微小粗さ要素を用いた受動的制御を試みた。粗さ要素高さは、粗さ要素設置コード位置の境界層厚さ（主流速度の99%の高さ）の約15%程度となる。

定在横流れ渦が生じている流れ場で、高速領域に微小粗さ要素を設置すると、高せん断層が緩和され高周波二次不安定の発生が遅れ、その結果乱流遷移を遅らせることができた。結果的に、 $x/C=0.6$ から0.7へと遷移が遅延した。また、定在横流れ渦の高速領域に微小粗さ要素を設置すると、変曲点型の高せん断層が緩和され、高周波二次不安定の発生が遅れることを明らかにした。制御を加えた後の渦構造は、定在横流れ渦特有の非対称性が消え、高せん断領域を緩和させることが判った。逆に、低速領域に微小粗さ要素を設置すると高せん断層が強くなり、高周波二次不安定の発生を促進させた。

また、江上, Kohama らの選択的吸込みを用いた制御方法と比較すると、横流れ渦の高せん断層を緩和するという点は一致するが、江上らは吸込みのために境界層が薄くなるのに対し、本章制御方法は、粗さ要素によって境界層が厚くなる場所が異なっている。粗さ要素列の設置により渦構造が変化するのは、粗さ要素の下流近傍だけで、この変化によって遷移の進行が早まるか、または遅れる。

しかし、遷移のメカニズムまでは、変化させないことが明らかにされた。また、Saric らの制御は、初期の定在横流れ渦の発生波長を変えることだが、本制御手法では変動速度成分が指数関数的成長段階の渦構造そのものを変形させるものであることを示した。

この制御方法は、制御による供給エネルギーを必要としないため、実用上極めて有用な手段であると考えられる。

第4章 後退翼における境界層の乱流遷移メカニズム

本論文の最終的な目的である航空機の後退翼における選択的吸込み制御による抵抗軽減を実証するためには、実機翼に基づいた実験供試体を使用した実験が必要かつ重要となる。第4章では、実機翼を模擬した後退翼において選択的吸込み制御を実施する上で必要な情報を得るための風洞実験の結果である。

翼に後退角を設け、翼面に再現された横流れ不安定場に最大不安定となる定在横流れ渦のスパン方向波長をナフトレン可視化法と熱線流速計による測定から明らかにした。さらに煙可視化法から定在横流れ渦の断面を捉えた。

その結果、主流速度 $U_{\infty}=28\text{m/s}$ で自然状態での定在横流れ渦スパン方向波長 λ_s が 7.0mm で発生、成長していくことが明らかにされた。スパン方向波長 $\lambda_s=7.0\text{mm}$ 、 $x/C=0.023$ の位置で、粗さ高さ $k=0.11\text{mm}$ の粗さ要素を設置した場合、定在横流れ渦の指数関数的成長領域は、 $x/C=0.2\sim 0.4$ となる。

後退翼に発生する定在横流れ渦の断面をレーザシートによる煙可視化法により捉えることに成功した。この構造は、後退平板に発生した定在横流れ渦の断面構造に類似しており、後退平板に発生する定在横流れ渦を選択的吸込み制御を行った江上、Kohama らの手法が後退翼に適用できる可能性を示唆するものであった。

この結果を基に第5章で行う選択的吸込み制御による抵抗軽減実証実験の吸込み位置を決定している。

第5章 後退翼における乱流遷移の能動的制御

第5章では、第4章で得られた結果を基に、後退翼に対して選択的吸込み制御法を適用させ、制御の有効性を検証する。

後退平板を用いた江上、Kohama らの「選択的吸込み」法による層流制御は、従来からの制御法である境界層の「一様吸込み」とは異なり、三次元境界層中に発達する定在横流れ渦構造の低速領域のみを局所的に選択して吸込み、乱流遷移を遅延させることである。制御に要する供給エネルギーは、一様吸込み制御の約 $1/3$ で済むとされている。しかし、乱流遷移の遅延のみを明らかにしただけで、制御による実際の抵抗軽減の実証には至っていない。

第5章では、後退翼の境界層に選択的吸込み制御を行い、制御による効果を直接風洞天秤により測定した。後退平板では、乱流遷移の遅延による抗力軽減を確認することが困難とされていたが、ゲッチンゲン型風洞天秤に後退翼を設置することで、後退翼に働く抗力を測定する方法を確立し、抗力測定が可能であることを示した。

第2章, 3章同様, 一様な定在横流れ渦を発生させるために, 微小粗さ要素を後退翼に設置した. 定在横流れ渦が指数関数的成長する領域で, 低速領域部のみを選択的に吸込むことにより, 最大1.4%の抵抗軽減に成功した. この時点で吸込み流量 Q_s は $0.02\text{mm}^3/\text{s}$ であったが, 吸込み流量を増加させても, これ以上の抵抗軽減を得ることはできなかった. また, 一様吸込み制御との比較から, 定在横流れ渦が支配する流れ場において, 選択吸込み制御は良好な制御方法であることを明らかにした.

熱線流速計により, 制御直後 $x/C=0.4$ コード位置での測定結果からは, 主流方向の全速度変動成分を示す領域およびピーク値が, 一様吸込み制御における場合と比較して明らかに減少していることが裏付けとして示された.

後退翼を使用した選択的吸込み制御による投入エネルギーは, 抵抗軽減量に対して1%程度であり, 選択的吸込み制御方法が応用上極めて有用であることを示した.

第6章 結論

本論文は, 後退翼に対し適応しうる層流制御法の確立を目指した研究に関して述べたものであり, 応用と実用化を狙ったものである.

制御を実行するに当り, 後退翼面上の三次元境界層内に生じる定在横流れ渦の組織的渦構造を利用した. ここで, 微小粗さ要素による受動的・選択的吸込みによる能動的層流制御は, 主流方向の変動速度成分及び定在横流れ渦が指数関数的成長段階で制御を行うことが重要となる. 早期の段階で制御を行うことは, 定在横流れ渦低速領域の巻込みを防ぎ, 高せん断層の成長を抑制させるためである. 結果的に, 後退翼は, 最大で1.4%の抵抗軽減を達成した.

Bandyopadhyay は, 全抵抗に対して1%の抵抗軽減が達成できれば一機につき年間50t(ドラム缶約315本分)以上もの燃料が節約できると試算している. この試算を本研究により得られた抵抗軽減量を実機に想定した2.8%に適用すると, 年間で一機につき141tドラム缶で約951缶分の節約が見込まれることが示された.

これを踏まえ航空機の主翼への応用として, 定在横流れ不安定場の組織的渦構造を利用した制御に関して, 選択的吸込み制御法は, 乱流遷移を効率良く遅らせ, 抵抗軽減を図ることが可能であることを示唆するものである. また微小粗さ要素を用いた受動的制御では, 制御による供給エネルギーを必要としないため, 適用してみる価値は十分にある.

以上, 本論文で用いた制御法(微小粗さ要素, 選択的吸込み)は, 経済的な問題, 石油資源の枯渇, さらには地球温暖化等の環境問題に対して苦慮している航空産業に対して明るい材料になるものと期待される. また航空流体力学上の重要な問題である三次元境界層の乱流遷移の制御に大きく貢献するものである.

論文審査結果の要旨

温室効果、オゾン層の破壊等の環境問題が顕在化する現在、環境に優しく、燃料消費が少ない経済性に優れた航空機が要求されている。航空機における全抵抗の約 50%は表面摩擦抵抗であることから、境界層の層流から乱流への遷移を遅らせる層流制御技術は、次世代航空機にとって不可欠なものである。本論文は、航空機の後退翼上に発生する三次元境界層に対する層流制御方法の確立を目指したものである。その制御方法は、三次元境界層に発生する定在横流れ不安定場の組織的渦構造を利用し、より少ない投入エネルギーで制御することをコンセプトとしたもので、全編 6 章よりなる。

第 1 章は緒論である。

第 2 章では、三次元境界層の基礎的流れ場である回転円盤流れにおいて、遷移過程及び定在横流れ渦の特性を調べている。従来指摘されていた流線曲率不安定波による遷移が、境界層厚さの 20%程度の孤立粗さ要素では起こらないことを明らかにし、定在渦の構造を利用した本制御方法の有用性を示している。また、28 個の等間隔の粗さ要素を設置することにより、その下流に一樣な定在横流れ渦を発生させることに成功している。この結果は、回転円盤流れ場にも渦構造を利用した制御方法を適用できる可能性があることを示唆し、工学上有用な結果である。

第 3 章では、後退平板に境界層厚さの 15%程度の粗さ要素を等間隔に設置することにより発生した一樣な定在横流れ渦に対して、さらに制御用の粗さ要素を設けて受動的制御を試み、乱流遷移を遅らせることに成功している。また、定在横流れ渦の高速領域に微小粗さ要素を設置すると、変曲点型の高せん断層が緩和され、高周波二次不安定の発生が遅れることを明らかにしている。この制御方法は、費やすエネルギーを必要としないため、実用上極めて有用な手段である。

第 4 章は、航空機翼を模擬した後退翼において、層流制御する上で必要となる資料を得るための風洞実験の結果である。レーザシートを用いた煙可視化法により、定在横流れ渦の断面構造を捉えることに成功している。さらに熱線流速計による速度場の測定から、選択的吸込み制御に必要な定在横流れ渦の波長、渦の成長率等を明らかにしている。この結果を基に第 5 章で行う選択的吸込み制御の吸込み位置を決定している。

第 5 章では、後退翼の境界層に選択的吸込み制御を行い、その効果を直接風洞天秤により測定している。第 3 章同様、粗さ要素により一樣な定在横流れ渦を発生させ、その低速領域を吸込むことにより、全抵抗に対して最大 1.4%の抵抗軽減を達成することに成功している。その時の投入エネルギーは抵抗軽減量に対して 1%程度であり、選択的吸込み制御方法が応用上極めて有用であることを示している。

第 6 章は結論である。

以上要するに、本論文は後退翼面の三次元境界層に発生する定在横流れ不安定場の組織的渦構造を利用した制御に関する研究であり、微小粗さ要素又は、選択的吸込み法により境界層の乱流遷移を効率良く遅らせて、抵抗軽減を図ることが可能であることを示したものである。これは、航空流体力学上の重要な問題である三次元境界層の乱流遷移の制御に大きく貢献するのみでなく、航空工学及び機械工学の面に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士(工学)の学位論文として合格と認める。