

論文の内容の要旨

1 申請者

防衛大学校 ゲン タイ ズオン

2 論文題目

ブーゼマン複葉翼の低速および遷音速流れにおける空力性能向上に関する実験的研究

3 論文の内容の要旨（博士:2,000 字程度）

近年、超音速旅客機の開発プロジェクトが盛んに行われている。超音速機が社会に受け入れられるためには、ソニックブームによる騒音問題の解決が必要不可欠となっており、国内外で問題解決にむけた研究が進められている。その一つとして、ブーゼマン複葉翼の採用が提案され、風洞実験やシミュレーションなど活発な研究が行われている。超音速巡航においてブーゼマン複葉翼の空力特性は数値計算を中心とした研究により理解されつつあるが、遷音速におけるブーゼマン複葉翼の翼間の閉塞流れに起因する抵抗増大の問題や、低速における機体の離着陸性能を向上させるための高揚力装置の検討は、機体の実現にむけて取り組まなければならない未解決課題である。これらの課題を解決するための一つの方法として、複葉翼の二つの翼要素を水平方向に一定の食い違い距離を持たせて配置する **Stagger** 形態が提案されている。しかし、この **Stagger** 形態に関する研究は数値計算による検討が中心で、実験的な研究はなされておらず、遷音速における適切な **Stagger** の配置や、翼間に発生する衝撃波と境界層が干渉する流れ場の検討が必要である。さらに、低速において離着陸性能を満足するために重要となる高揚力装置は **Stagger** 形態ではこれまで全く検討されていない。

そこで、本研究ではブーゼマン複葉翼の **Stagger** 形態に注目し、遷音速における二次元の流れ場特性の解明と抵抗低減の効果について、また低速では **Stagger** 形態の二次元および三次元の流れ場特性と高揚力装置について調査し、その空力特性を実験的に明らかにすることを目的とした。

本研究では、はじめに遷音速流れにおける **Stagger** の効果を基本形態とともに実験的に調査した。実験には間欠式の遷音速風洞として衝撃波管を用い、点回折干渉計法により翼型まわりの流れ場を可視化した。その結果、**Stagger** を持たない基本形態の二次元ブーゼマン複葉翼では、マッハ数 $M=0.6, 0.7, 0.8$ （レイノルズ数 $Re=2.85\times 10^5$ ）において、複葉翼の翼間に垂直衝撃波が発生した。また、マッハ数が増加すると、翼間に発生する衝撃波は下流に移動し、逆圧力勾配により衝撃波背後の境界層厚さが増加することが可視化結果から確認できた。**Stagger** 形態では、食い違い距離を $St/c=0.25, 0.5, 0.75$ と大きくすると、マッハ数 $M=0.6, 0.7, 0.8$ において、翼間の干渉縞（等密度線）の本数が基本形態より少なく、翼間流れの閉塞が緩和されることを実験的に証明した。**Stagger** の食い違い距離が $St/c=0, 0.25, 0.5$ と大きくなると翼

間閉塞流れの緩和と、翼表面の負圧ピーク値の低減が顕著であるが、 $St/c = 0.5 \sim 0.75$ ではその傾向が鈍化した。本実験の範囲で、PDI の可視化と表面圧力係数による翼間閉塞流れの緩和傾向と、数値計算による抵抗係数の減少傾向から $St/c = 0.5$ 付近が適当と思われる。

次に、遷音速において有効性が示された **Stagger** 形態について、二次元低速流れの空力特性を基本形態とともに調査した。また、離着陸に必要な空力性能を達成するためにフラップの検討も実施した。実験は風速 15 m/s、レイノルズ数は $Re = 2.1 \times 10^5$ である。その結果、低速流れにおける二次元ブーゼマン複葉翼の基本形態は、迎え角 12° 以上になると上翼から発生する揚力と抵抗が減少し、下翼から発生する揚力と抵抗が支配的であることが明らかになった。特に、迎え角 20° 以上では複葉翼の全揚力の約 95% と全抵抗の約 88% が下翼から発生することが分かった。次に、**Stagger** 形態は、低速において迎え角 30° まで失速せず、迎え角の増加に伴い全揚力が増加した。また、**Stagger** 形態は基本形態と比べ、迎え角 0° 以上で上翼から発生する揚力と抵抗が大きくなるため全揚力と全抵抗が増加し、その傾向は **Stagger** による食い違い距離 St/c が大きくなるとより顕著になり揚力傾斜も増加することが分かった。遷音速で適当と述べた $St/c = 0.5$ の **Stagger** 形態は、長さ翼弦長の 30%、展開角 30° の後縁フラップを用いることで、離着陸に必要な揚力係数 2.0 以上を満足することが実験的に分かった。

最後に、低速流れにおける三次元複葉翼機の **Stagger** および高揚力装置の空力特性を、天秤と後流測定により調査した。実験では風速 20 m/s とし、レイノルズ数は $Re = 1.4 \times 10^5$ である。本実験で採用したテーパー形状の主翼を持つ三次元ブーゼマン複葉翼機の主翼基本形態は、迎え角が大きくなると揚力が増加し、本実験の範囲では迎え角 22° まで失速しないことが分かった。次に、本研究では主翼基本形態のテーパー翼の局所翼弦長に対して **Stagger** を持つ三次元翼胴形状を提案した。この主翼 **Stagger** 形態の食い違い距離 $St/c = 0.25$ と 0.5 において、迎え角 0° 、 4° 、 8° の後流測定によると、主翼基本形態と比べ、迎え角 0° と 4° では上翼からの翼端渦の渦度が強くなるが、迎え角 8° では弱くなることが分かった。一方、後流積分法により **Stagger** の食い違い距離が $St/c = 0.25$ 、 0.5 と大きくなると、局所揚力係数は翼幅全体において増加することが分かった。また、主翼 **Stagger** 形態の揚力傾斜は、食い違い距離 St/c が大きくなると若干増加している。このような **Stagger** による揚力傾斜の増加傾向は、二次元複葉翼の結果と同じであるが、その増加量は僅かであった。主翼 **Stagger** 形態 $St/c = 0.5$ の下翼下面に Full-Span Flap を取り付けると、翼端渦とフラップからの渦の融合により強い渦が形成され、翼幅全体で局所揚力係数が大幅に増加し、すべての迎え角で全機揚力係数が増加した。

以上、本研究では遷音速における二次元ブーゼマン複葉翼の **Stagger** 形態の有効性を実験的に証明し、その翼間流れ場の詳細を評価した。また、遷音速で有効性を示した **Stagger** 形態について、低速での二次元および三次元の空力特性とフラップの効果を明らかにすることで、ブーゼマン複葉翼機の空力性能向上に貢献することできた。

4 キーワード（5 個程度）

「ブーゼマン複葉翼」，「複葉翼の**Stagger**形態」，「遷音速流れ」，「低速空力特性」，「高揚力装置」，「三次元翼同形態」