

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和 6 年 6 月 9 日現在

機関番号：22604

研究種目：基盤研究(C)（一般）

研究期間：2021～2023

課題番号：21K04480

研究課題名（和文）前進翼低速高迎角空力の応用的知識獲得のための詳細評価と流れ構造最適化

研究課題名（英文）Detailed Evaluation and Flow Structure Optimization for Applicable Knowledge Acquisition of Low-Speed/ High-Angle-of-Attack Aerodynamics of a Forward Swept Wing

研究代表者

金崎 雅博（Kanazaki, Masahiro）

東京都立大学・システムデザイン研究科・教授

研究者番号：10392838

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,200,000円

研究成果の概要（和文）：まず、後退させた一般的な形状、前縁は後退、後縁は前進角を持つテーパー翼を定義し、非構造格子ベースのCFDソルバによる、前進翼の低速高迎角時の流れ構造の調査を行った。この結果から、後縁渦仮説が実証された。次に、より詳細な翼面上流れ構造を調べた。高精度数値モデルと風洞試験により、揚力を高められる影響範囲を見出した。次に、前進翼に対して高揚力装置周りの最適な流れ構造を、Body force modelingに基づき、定量化したうえで、実際に効果的と思われる範囲にフラップを配置した形状の検討を行った。その結果、後縁でのフラップが後縁渦による上面での正圧領域形成を抑制、高揚力化につながる事が理解された。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では、超音速前進翼を対象に、離着陸時の低速高迎角特性を調査した本研究では、前進翼の流れ構造に対して、事前検討で得た後縁での渦が寄与するものとの仮説を基本とし、より高詳細で体系的な分析を行った。また、体積力モデルにより、形状を形成する前に空力デバイスが実現すべき流れを求め、それに対応したフラップ検討も行った。

この研究において、まず、前進翼の空力知識を取得したこと、それに基づいて、前進翼のメリットを生かした超音速旅客機実現に必要な高揚力デバイスに関する知見を得たこと、体積力モデリングによる理想流れの検討が有効であることを示したこと、などが主たる研究成果である。

研究成果の概要（英文）：First, the flow structure of a forward-swept wing, a backward-swept wing, and a taper-wing at low speed and high angle of attack was investigated using an unstructured grid-based CFD solver. This investigation confirmed the trailing edge vortex hypothesis. Next, a more detailed examination of the flow structure over the wing surface was conducted. Through high-fidelity numerical models and wind tunnel tests, the influence region that can enhance lift was identified on the wing surface. Following this, the optimal flow structure around high-lift devices on forward-swept wings was quantified based on body force modeling, and it was found that the configuration with flaps placed in areas was effective was examined. As a result, it was understood that flaps at the trailing edge suppress the formation of positive pressure regions on the upper surface due to trailing edge vortices, leading to increased lift.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：前進翼 超音速旅客機 低速高迎角特性 数値流体力学 体積力モデリング

1. 研究開始当初の背景

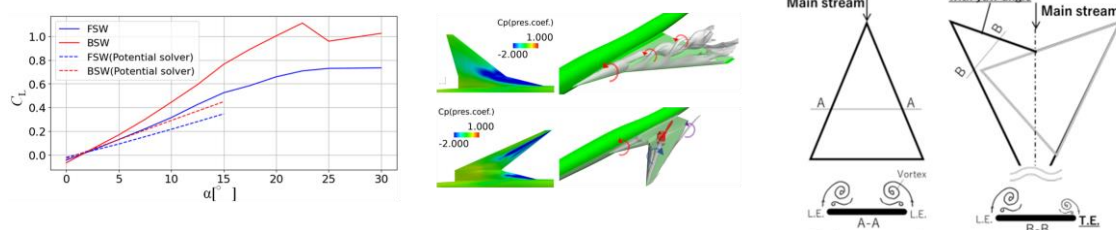
後退翼 (Back-ward swept wing: BSW)・デルタ翼を含む翼平面形と低速空力特性との関係についての研究例は古くからある。1966年には D. S. Miller ら(NASA Contractor Report (CR)-421)により、矩形・三角・台形などの平面形を対象に、理論と実験の結果がまとめられた。前進翼 (Forward-swept wing: fSW) も含まれているが 1 ケースであり、網羅的に特徴把握をして知識を体系化できているとは言えない。NASA は FSW 実験機 X-29 の飛行試験を行い、空力特性について報告した (NASA Technical Paper 3414, 1994 年。) が、FSW 形状と空力・流れ場との関係の説明には至っていない。

FSW 機は摩擦抵抗低減効果や揚力分布の最適化による SST のソニックブーム低減効果が知られ、構造や制御の先進技術により、こうした空力的な優位性を重視した形状を採用できる機会の増加が期待できる。申請者らによる FSW を持つ SST(岸, 金崎, 他, 航空宇宙技術, (採録決定), 2019.), 川添らによる FSW を持つ将来型遷音速旅客機概念(友枝, 川添, 他, 第 55 回飛行機シンポジウム, 島根, 2017.)の研究例がある。一方で、こうした FSW を持つ SST の低速高迎角での空力研究において、FSW の平面形と、観察される現象との関係を体系的に説明した研究は前述の通り多くない。こうした知識の不足は、FSW を実用面で不利にしているものと考えられる。

2. 研究の目的

申請者らの予備的研究 (第 1 図) において、FSW の低速高迎角時には前縁からだけでなく、後縁からの渦生成も流れ場を支配的に形成し、その渦は偏角を持たせた BSW の前縁渦と同じ発生メカニズムであるが、総じて低速高迎角では BSW とは異なる流れ構造を持ち、最大揚力に影響することを仮説として立てた。申請研究では、FSW の低速高迎角での流れ場構造と空力との関係性を実用的知識として取得し、最適な流れ場そのものを数値計算(Computational Fluid Dynamics: CFD)により取得して、風洞試験でも確認した後に、フラップ設計など超音速前進翼の空力面での実用可能性を向上させることを目的とする。

目的遂行のために FSW を持つ SST を想定し、まず、非定常性を含めた高詳細な Detached Eddy Simulation (DES) と風洞試験に基づいて、この予備研究における仮説の実証を中心に知識を獲得・整理する。次に、形状ではなく前後縁 HLD により実現すべき流れ構造そのものの最適化を行い、前進翼が必要とする HLD 周りの流れ構造に関する知識を獲得する。最適化においては、解く Navier-Stokes 方程式に流れの変化を表すソース項を追加し、前後縁付近で作用させる体積力量とその方向を最適化する Body force modeling により、流れ構造そのものの最適化を実現する。この結果から、前後縁での単純フラップを想定し、あるべき HLD 形状や配置、追加デバイスの要否を考察・逆推定する。



第 1 図 予備的研究の結果。最大揚力は前進翼の方が後退翼よりも小さい。

3. 研究の方法

初年度より、流れ場の特徴把握に関する研究を進めた。ここでは、形状パラメータとして前縁後退角 Λ ・後縁後退角を取り上げ、前縁・後縁ともに前進した形状、いずれも後退させた一般的な形状、前縁は後退、後縁は前進角を持つテーパ翼を第 1 図の通りに定義し、比較を行った。まず Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulation(RANS)に基づく非構造格子ベースの CFD ソルバを用い、前進翼の低速高迎角時の流れ構造の調査を行った。翌年度より、DES による非定常計算により、非定常的な空力特性を取得しつつ、より詳細な翼面上流れ構造を調べた。また、風洞試験を実施し流れを可視化・CFD との比較データを取得した。これらの検証と並行し、前進翼に対して高揚力装置周りの最適な流れ構造を、Body force modeling(BFM)に基づき、定量化したうえで、実際に効果的と思われる範囲にフラップを配置した形状の検討を行った。

4. 研究成果

RANS による数値計算では、研究協力者である大学院生とともに、後退角、アスペクト比、テーパ比を変更した 12 ケースほどの数値計算を行い、代表的な振る舞いを観察できるアスペクト比・テーパ比は同一である 4 ケース (前進翼 2 ケース, テーパ翼 1 ケース, 後退翼 1 ケース) を纏めたうえで、DES による数値計算に進んだ。第 2 図に示す 4 種類の翼平面形を、第 3 図にこ

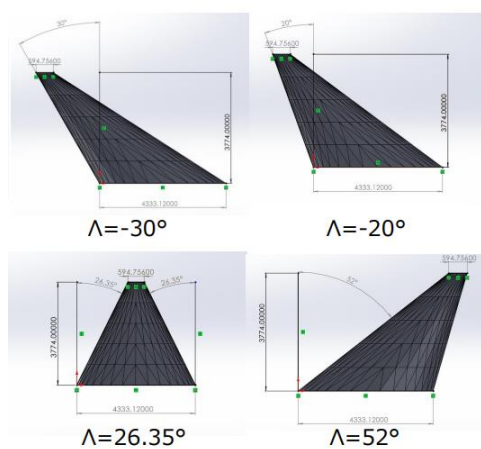
これらの RANS 計算により得た表面圧力計数分布の比較を示す。主流 Mach 数は 0.25, Reynolds 数は 10^7 オーダー、迎角を 20° とした。

第 3 図より、前進翼では翼端側に後退翼では翼根側に負圧が顕在化しており、これは前縁渦の生成開始位置の相違によるものである。後退翼ではこの前進渦により負圧が後縁にまで達するが、前進翼ではそうではなかった。これは後縁での流れ構造が、前進翼と後退翼とで異なることを示している。テーパ翼では、翼端・翼根ともに負圧が見られたが、前進翼と同じく後縁が前進しているために負圧領域は前縁付近に留まる。また、前進角が大きいときに、翼端前縁付近での負圧が強くなるが、後縁での圧力回復はより急になることも観察された。

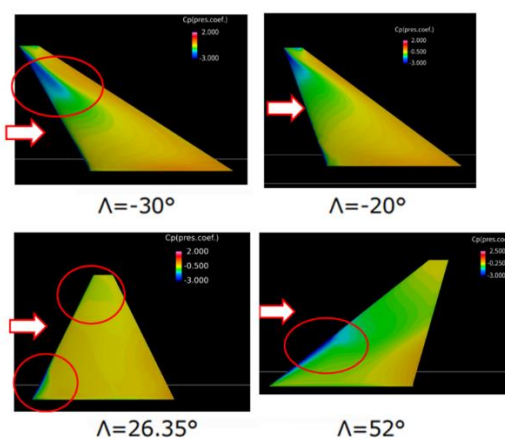
第 4 図に DES によって取得した揚力係数 C_L の時間推移を示す。このことから、テーパ翼は、前進翼・後退翼とくらべて、高迎角時の空力変動が大きく、平均も小さい。今後、同じ C_L での比較も必要である。第 5 図に示す Q 値の等値面と圧力計数分布の比較から、前進翼では翼根からの講演渦生成が確認できる。これは前縁渦と逆回りの渦で、前縁渦と異なり崩壊による負圧領域の生成が無いことから、前縁渦による負圧領域が後縁に達しない理由であると思われる。これにより、前進翼では後退翼と比べて、最大揚力係数も小さくなることが理解された。第 6 図には比較として実施した $\Lambda=30^\circ$ の試験結果を示す。表面流線の可視化から、CFD で得た流れと同様の構造的特徴を把握した。

第 7 図に、RANS による BFM を用いた高揚力流れの模擬範囲と、その結果を示す。形状は予備研究などでも用いた実機に対する内翼を持つ翼平面形状とした。前進角を持つ外翼の前後縁に着目すると、前縁に高揚力流れをモデル化することで、負圧領域が前縁に留まろうとする様子が見られた。一方で、後縁に高揚力流れを与えた際には、上面の様子は高揚力流れを与えないケースと大差がないが、下面での静圧領域の維持ができていない。このことから、後縁のみに高揚力流れを与えるケースが効果的であると考えた。

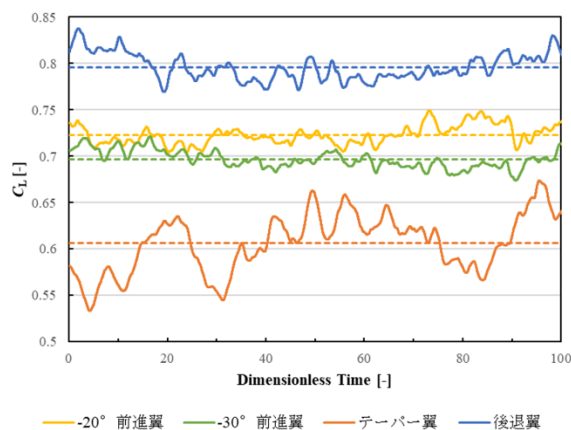
第 8 図に、実際にフラップを装用した DES の結果を示す。その結果、後縁でのフラップが後縁渦による上面での正圧領域形成を抑制し、上面での負圧領域形成に寄与しており、高揚力化につながるということが理解された。これは、BFM での検討により予測されたことで、手法の有効性が示された。今後は、BFM で達成すべき流れについての詳細な逆設計や、これらの知見を活かした翼胴形態回り空力検討への適用を目指す。



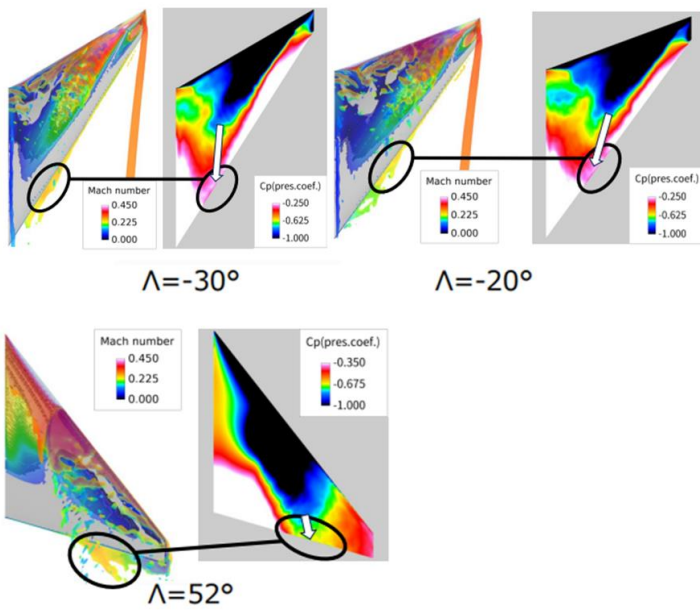
第 2 図 定義した翼平面形。



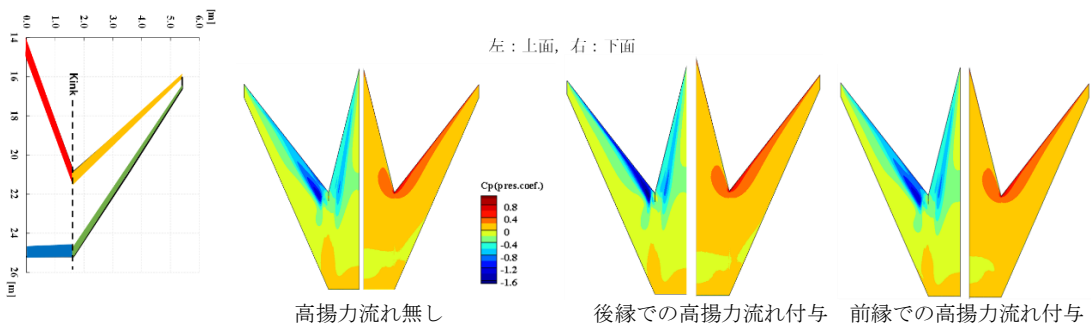
第 3 図 RANS により得た表面圧力分布



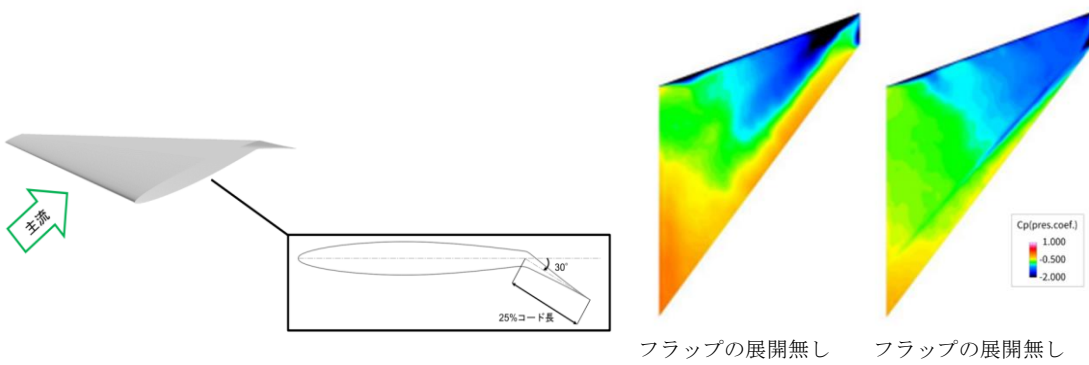
第 4 図 DES により得た揚力係数の時間変化



第5図 DESにより得た渦構造と表面圧力との関係



第7図 体積力モデリングによる高揚力流れの付与範囲と、各ケースでの表面圧力分布.



第8図 後縁フラップ付与の効果



第6図 風洞試験で得た $\Lambda = -20^\circ$ の表面流線

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件 / うち国際共著 0件 / うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Kanazaki Masahiro, Setoguchi Nao	4. 巻 10
2. 論文標題 Characteristics of Vortices around Forward Swept Wing at Low Speeds/High Angles of Attack	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Aerospace	6. 最初と最後の頁 790 ~ 790
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.3390/aerospace10090790	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計5件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 Armando, C., 金崎 雅博
2. 発表標題 超音速前進翼の低速高迎角時の流れ構造に関する数値的研究
3. 学会等名 第55回流体力学講演会 / 第41回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 高木大成, 金崎雅博, 松野隆
2. 発表標題 超音速前進翼の高揚力化に向けた低速高迎角空力特性調査
3. 学会等名 第62回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 小林大介, 古田洋大, 金崎雅博
2. 発表標題 体積力モデルによる超音速前進翼の最適高揚力流れの検討
3. 学会等名 第53回流力講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2021
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Armando, C., 金崎 雅博
2. 発表標題 超音速前進翼の低速高迎角時の流れ構造に関する数値的研究
3. 学会等名 第55回流体力学講演会 / 第41回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 Cuautle Armando, 岸祐希, 金崎雅博
2. 発表標題 Low-speed high angle of attack forward-swept supersonic wing aerodynamic performance
3. 学会等名 第60回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究 分担者	松野 隆 (Matsuno Takashi) (90432608)	鳥取大学・工学研究科・准教授 (15101)	

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究 協力者	高木 大成 (Takagi Taisei)	東京都立大学・大学院システムデザイン研究科・博士前期課程 (22604)	
研究 協力者	小林 大介 (Kobayashi Daisuke)	東京都立大学・大学院システムデザイン研究科・博士前期課程 (22604)	

6. 研究組織（つづき）

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	田中 駿佑 (Tanaka Syunsuke)	鳥取大学・大学院工学研究科・博士前期課程 (15101)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関