

jh220053

プロペラ駆動小型無人機の設計検討技法の確立を目指した空力・推進・構造の実機丸ごと統合シミュレーション

金崎雅博（東京都立大）

概要

本研究では、プロペラ後流にある MAV 周りの空力・推進・構造・飛行を同時に考える「機体丸ごとシミュレーション」技術の確立を目的に、各要素技術の高度化に加え、連成・統合を目指して研究を実施した。主に、プロペラ後流中の翼周り空力現象の解明、推進系付 MAV の飛行制御ロバスト設計、翼の空力弾性効果との連成、対応する風洞実験の実施を遂行し、関連する研究の査読付き論文 5 編、受賞 2 件などの成果がある。

1. 共同研究に関する情報

- (1) 共同利用・共同研究を実施している拠点名（該当するものを残す）

北海道大学 情報基盤センター

東北大学 サイバーサイエンスセンター

- (2) 課題分野（該当するものを残す）

大規模計算科学課題分野

- (3) 共同研究分野（HPCI 資源を利用している研究課題のみ、該当するものを残す）

超大規模数値計算系応用分野

- (4) 参加研究者の役割分担

各技術分野で国内を代表する 5 大学、ISAS/ JAXA の研究グループを組織し、次の通り分担している。

①⑤は北大、②③は東北大の計算資源を主に利用している。

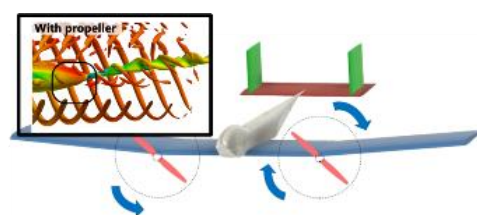
- ① 都立大（金崎・中村*）：数値流体力学（Computational Fluid Dynamics: CFD）でのプロペラ後流のモデル化、ロバスト最適設計法
- ② 東北大・工学部（榎原・大塚）：空力構造連成による弾性評価
- ③ ISAS/ JAXA, 横国大（大山・北村・谷口*, 古澤*）：CFD におけるプロペラ実形状の直接計

算

- ④ 東北大・流体研（永井・藤田）：風洞実験
- ⑤ 工学院大（佐藤）：高物理忠実度計算モデルによる CFD
- ⑥ 北大・JAXA（棟朝・村上・高橋）：計算機・ソフトウェア利用技術

2. 研究の目的と意義

本研究では、プロペラ後流にある MAV 周りの空力・推進・構造・飛行を同時に考える「機体丸ごとシミュレーション」技術の確立を目的に、2022 年度は各要素技術の高度化に加え、連成・統合を目指す。具体的には第 1 図の火星探査航空機試験機にプロペラを装用したモデルを共通モデルとして研究チーム内で共有し、プロペラ後流中の「翼設計・飛行制御のロバスト設計」「詳細空力現象の把握」「翼の空力弾性効果との連成」を実施目標とした。



第 1 図 MAV ノミナルモデルとしてのプロペラ付き

火星探査航空機とプロペラ後流の計算.

3. 当拠点の公募型研究として実施した意義

航空機前期周りの数値計算は、空力・構造・飛行力学のいずれも高コストであり、最適設計やケーススタディを実施するうえで、貴公募研究で提供される計算資源は必要不可欠であった。また、各拠点での協力により、計算手法を統一の目標に適用可能とすることができている。

航空機設計は空力・構造・飛行力学と異分野の連成が不可欠であることから、学際研究を奨励する貴公募研究に提案書が評価されたことは、研究グループとしても、客観的な意義付けと捉えている。

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

前年度は、空力-推進-構造-飛行統合計算に必要な要素技術を中心とした研究を実施した。具体的には

- ✓ CFDによる翼とプロペラの相対位置による空力性能や、空力干渉への影響性調査
- ✓ CFDによるプロペラ計算モデルによる低コスト評価法と、翼設計の影響調査
- ✓ 高物理忠実度モデルに基づく CFD による空力計算
- ✓ 異分野統合計算（空力-構造連成計算や空力-飛行連成計算）と効率化
- ✓ 風洞実験によるプロペラ後流にある翼周りの流れ場可視化

を通じて、成果を得るとともに、要素技術統合について分担者間で協議を行った。特に、CFDの中でプロペラの回転を模擬することは高コストとなることから、目的に応じた使い分けを行った。

5. 今年度の研究成果の詳細

2022 年度は、2021 年度までに構築した技術群の高度化に加えて、同一の機体で技術統合を試み

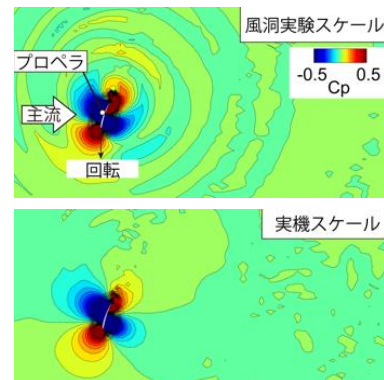
る。受賞 2 件、採録済論文 5 編などの論文業績などがある。

5.1. 空力・飛行設計に関する研究

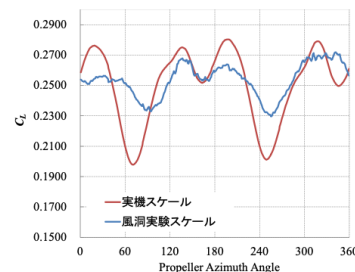
5.1.1 空力に関する要素研究[1][9][13][21]

風洞試験との比較を念頭に、模型スケールと実機スケールとの流れの相違の評価と、プロペラの取付とその位置が固定翼空力に与える影響調査を行った。CFD には MPI 並列を行ったソルバーを用い、重合格子法を用いた。

まず、風洞実験スケール模型（全体的に非圧縮性流れ）と、実機スケール模型（プロペラ翼端付近は圧縮性流れ）の空力現象の違いを把握するため、数値流体力学(CFD)により計算を行った。結果、風洞実験スケール模型では生じていたプロペラからの高周波数の波が実機スケール模型では消失した（第 2 図）。それによりプロペラ背後に置かれた固定翼上で形成される剥離せん断層に加わる擾乱が弱まることで、揚力振動の振幅が大きくなり、また高周波の振動が消失することを明らかにした。



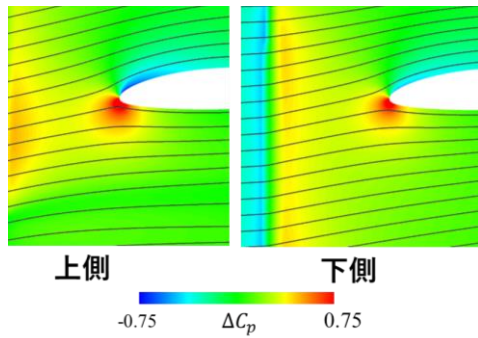
(a)



(b)

第 2 図 プロペラ周りの圧力場のスケール効果。(a) 流れ場の違い、(b) 揚力係数 C_L のプロペラ回転に対する変動。

つぎに、プロペラを翼前縁に配置する際に、高さ方向の設置位置変更によりどの程度空力特性が変わるかも調査した。その結果、上方に取り付けた場合に高い揚抗比を示すこともわかり、翼上面付近の局所迎角が増加し翼上面の負圧が大きい（第 3 図）ことを観察した。



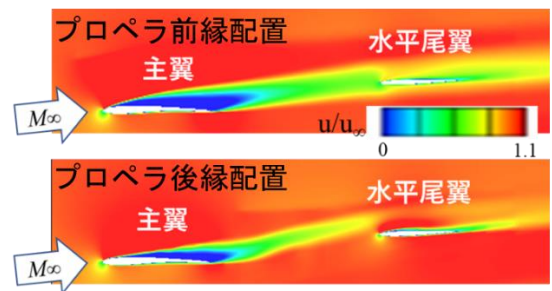
第 3 図プロペラによる圧力係数の増分と流線の比較

5.1.2 異分野統合計算による飛行性能の評価とロバスト性[10][14]

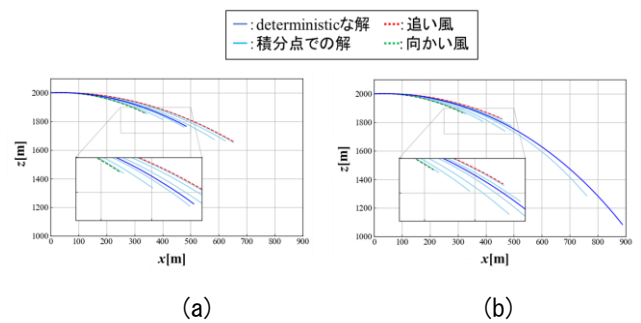
プロペラを統合した火星探査飛行機を対象としたロバストな飛行経路・制御設計法の確立に向け、MPI 並列を行った CFD ソルバに対して、プロペラ後流をアクチュエータディスクでモデル化 (ADM) して計算コストの削減を図ったうえで、その影響を及ぼす条件で空力データベース構築を行った。その中で第 4 図に示す通り、プロペラを主翼前方より後方に配置する方が水平尾翼へのプロペラ後流干渉が小さいことが分かった。

ここで構築した空力データベースと飛行計算を連成したうえで、Polynomial Chaos Expansion (PCE) に基づく不確実性モデリングを通じ、制約付き進化計算法による飛行経路のロバスト最適設計を行った。ロバスト設計には、モンテカルロ法などの計算コストが高い手法が用いられることが多いが、PCE では不確かさの予測精度をほぼ悪化させることなくモデル化ができ、計算コストの削減ができる。このロバスト設計もプロペラ前縁配置・後縁配置それぞれのケースにより行った。第 5 図にプロペラ配置ごとの最適制御により得た飛行経路を示す。確率変数は、気象条

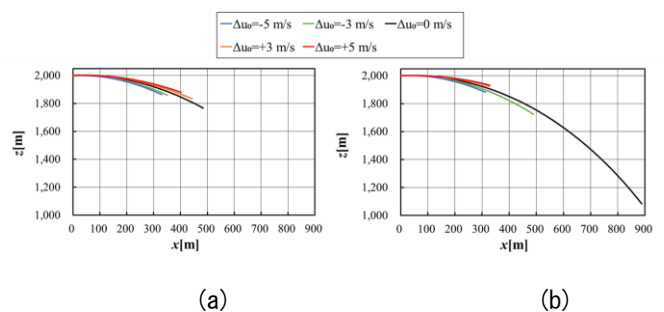
件による変化を考慮して主流速度とした。これにより、前縁配置のほうが追い風で優位であり、向かい風とならない範囲の解は Deterministic な最適化試行結果と比較しても優秀であることが分かった。一方で、後縁配置は Deterministic な最適化試行結果から、Robust 解は飛行距離が半減している。後縁配置では、先述の通り流れ場における優位性は認められることから、そのことを活かした設計が必要となる。Robust 設計の必要性を検証するため、ロバスト性を考えない Deterministic な最適解との比較も行った。第 6 図に示す Deterministic な解に Robust 設計で考慮したものと同等の擾乱を与えた検証の結果、擾乱を与えることにより飛行性能が急激に悪化することが分かった。



第 4 図 水平尾翼スパン 25%位置での主翼および水平尾翼周りの空間速度分布。



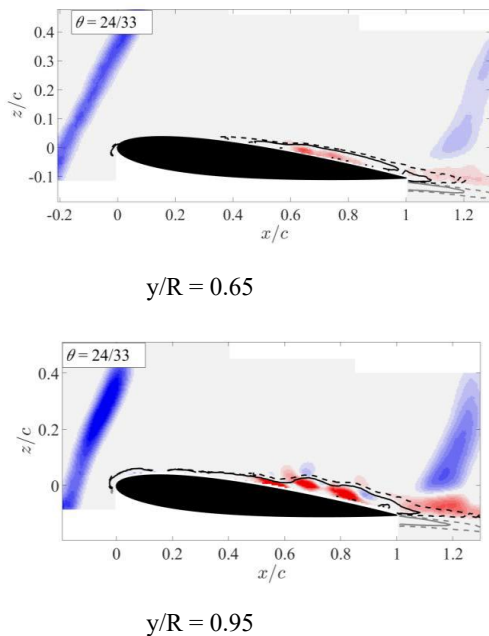
第 5 図 Robust 設計による飛行経路。(a) プロペラ前縁配置 (b) プロペラ後縁配置



第 6 図 Deterministic な設計によって得た制御入力を用い, Robust 設計と同等の主流不確かさを与えた飛行経路. (a) プロペラ前縁配置 (b) プロペラ後縁配置

5.1.3 CFD と直接比較可能な流れ場計測技術および解析手法を確立 [7] [8] [12] [15] [16]

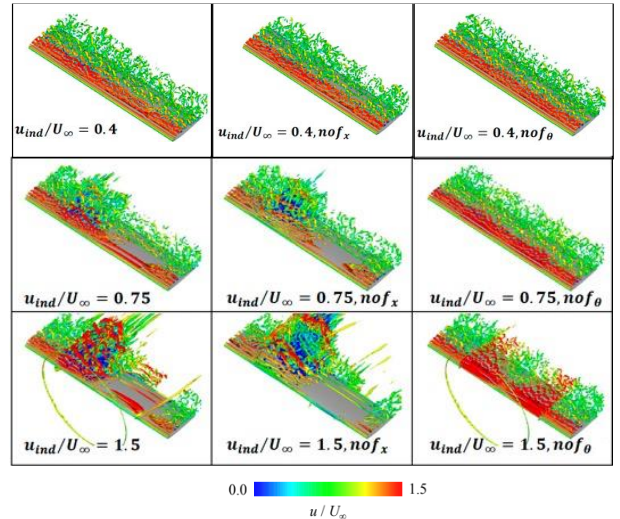
風洞実験において熱線流計および粒子画像流速測定法 (PIV) による高時空間解像度のデータを取得した. 第 7 図に示す実験結果からはプロペラ後流の通過やそれに伴う渦の発生を詳細に捉えることができた.



第 7 図 PIV による流れ場構造の計測

5.2. Large Eddy Simulation (LES) の運用

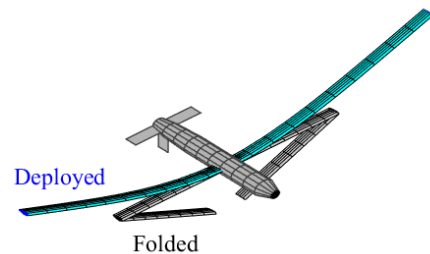
本研究では, 低レイノルズ数におけるプロペラ・翼干渉の流体现象, 特にプロペラの誘起流れが翼の層流剥離泡に与える影響について調べる. プロペラを模擬したアクチュエータディスクを組み込んだ NACA0012 翼周り流れの LES を, 様々なプロペラ条件に対して行った. 計算機には北大スパコン等を用いた. 第 8 図に各プロペラ条件における翼面上の渦構造を示す. プロペラ条件によって翼上面の流れ場が大きく異なり, 剥離・遷移・再付着位置, 翼面圧力分布等の層流剥離泡特性に影響を与えることがわかった.



第 8 図 プロペラ後流における翼上面の渦構造

5.3. 空力構造連成計算法 [3-5] [6] [11] [18]

火星飛行機への搭載が期待されている展開翼 (第 9 図) の構造解析法を 2 つ提案した. 展開翼の解析結果は風洞実験と良く一致した. さらに, 構造計算の高効率化のためのモデル低次元化法を提案した.



第 9 図 火星飛行機の展開翼

6. 進捗状況の自己評価と今後の展望

本年度は前年度実施した要素技術を高度化しつつ, 推進系付火星探査航空機を主な対象として空力-推進-構造-飛行の評価技術と最適設計法の統合と検証のための実験を進めた. 凡そ計画通りに進捗したものと考えているが, 火星探査航空機の推進系統合について, その検討を進め高性能化を進める必要がある. この検討のための研究も, 後述の通り先行して実施している.

要素研究として実施したプロペラ形状の直接

評価においては、風洞試験に対応した計算として、ここまでプロペラから発生する推力が小さい条件での解析を行ってきた。今後はプロペラの配置や推力を変更させて様々な飛行状態を模擬しながら、流体現象の違いを明らかにする。さらに、空力-飛行連成計算での条件を見直すとともに、参照機をアップデートすべくプロペラ後流も考慮した概念検討を進める。この中で、展開膜翼なども検討できる翼型最適設計法を既に構築済み[2][19]である。

対応する風洞実験においては、これまで翼周囲の流れ場に着目して実験的な調査を行ってきたが、今後は翼表面の流れ場に着目した調査を行う。そのために、感圧/感温塗料を用いた計測技術を開発し、プロペラ後流中の翼表面非定常流れ場の可視化を目指す。

LES を用いたプロペラ後流が翼面上の層流剥離泡に与える影響の調査では、プロペラ条件を変えた複数の大規模数値解析を行い、プロペラ条件と層流剥離泡特性との関係を明らかにした。今後はプロペラの非定常性を考慮に入れた LES を行い、さらなる知見獲得を目指す。

7. 研究業績

(1) 学術論文 (査読あり)

- [1] Furusawa, Y., Kitamura, K., “Stability effect of multidimensional velocity components in numerical flux SLAU,” *Int. J. Numer. Methods Fluids*, Vol. 95, No. 6, pp. 992-1010, June 2023.
- [2] 金崎雅博, 今村太郎, 「埋め込み境界法を用いた数値流体力学を援用した空力形状最適設計効率化の試み」, 日本知能情報ファジィ学会誌「知能と情報」, Vol. 35, No. 1, 2023 年 2 月.
- [3] Otsuka, K., Wang, Y., Palacios, R., and Makihara, K., “Strain-Based Geometrically Nonlinear Beam Formulation

for Rigid-Flexible Multibody Dynamic Analysis,” *AIAA J.*, Vol. 60, No. 3, 2022, pp. 4954-4968.

- [4] Otsuka, K., Dong, S., Fujita, K., Nagai, H., and Makihara, K., “Joint Parameters for Strain-Based Geometrically Nonlinear Beam Formulation: Multibody Analysis and Experiment,” *J. Sound and Vibration*, Vol. 538, 2022, p. 117241.
- [5] Otsuka, K., Wang, Y., Fujita, K., Nagai, H., and Makihara, K., “Consistent Strain-Based Multifidelity Modeling for Geometrically Nonlinear Beam Structures,” *ASME J. Computational and Nonlinear Dynamics*, Vol. 17, No. 11, 2022, p. 111003.
- (2) 国際会議プロシーディングス (査読あり)
- [6] Otsuka, K., Dong, S., Kuzuno R., and Makihara, K., “Analysis-Oriented Moving Morphable Components for Topology Optimization,” *AIAA SciTech2023*, USA, Jan., 2023.
- [7] Ikami, T., Fujita, K., and Nagai, H., “Unsteady Flow Field on Wing Surface in Propeller Slipstream at Low Reynolds Number,” *AIAA AVIATION2022 Forum*, USA, June, 2022.
- [8] Okawa, M., Nishimura, R., Ikami, T., Nagai, H., “Unsteady Interference between Propeller Slipstream and Flow Field around NACA0012 under Low Reynolds Number Condition”, *AIAA SciTech2023*, USA, Jan. 2023.
- [9] Furusawa, Y., and Kitamura, K., “Roles of Multi-Dimensional Velocity Components in All-Speed Numerical Flux SLAU,” *AIAA AVIATION2022*, USA, June, 2022
- [10] Takubo, Y., Kanazaki, M., “Robust Constrained Multi-objective Evolutionary

Algorithm based on Polynomial Chaos Expansion for Trajectory Optimization,” 2022 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), July 2022.

(3) 国際会議発表 (査読なし)

- [11] Otsuka, K., Wang, Y., Cheng, K., Dong, S., Fujita, K., Palacios, R., Nagai, H., and Makihara, K., “Geometrically Nonlinear Beam Model for Slender Multibody Wings,” ICFD2022, Sendai, Japan, Nov. , 2022.
- [12] Okawa, M., Nishimura, R., Ikami, T., Nagai, H., “Stall Delay in Propeller Slipstream at Low Reynolds Number,” ICFD2022, Sendai, Japan, Nov. , 2022.
- [13] Furusawa, Y., Kitamura, K., Ikami, T., Okawa, M., Nagai, H., “Numerical Study on Propeller Scale Effect on Flow Field around Blade,” ICFD2022, Sendai, Japan, Nov. , 2022.
- [14] Nakamura, H., Horie, S., Kanazaki, M., Fujita, K., and Nagaki, H., “Propeller Wake Influence on Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane in Preliminary Design,” The 19th International Conference on Flow Dynamics (ICFD2022), Sendai, Japan, Nov. , 2022.

(4) 国内会議発表 (査読なし)

- [15] 大川真生, 伊神翼, 藤田昂志, 永井大樹, 「低レイノルズ数において後縁剥離を伴う翼周り流れ場とプロペラ後流の非定常干渉」, 第 54 回流体力学講演会/第 40 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポ, 2022 年 6 月.
- [16] 大川真生, 伊神翼, 藤田昂志, 永井大樹, 「低レイノルズ数におけるプロペラ後流中の主翼周りの 3 次元流れ場構造」, 第 60 回飛行機シンポジウム, 2022 年 10 月.
- [17] 金崎雅博, 今村太郎, 「埋め込み境界法の特徴

を利用した厚み 0 の翼型最適設計」, 第 60 回飛行機シンポジウム, 2D04, 新潟市, 2022 年 10 月.

- [18] 大塚啓介, Dong Shuonan, 榎原幹十郎, 「プロペラと主翼の空力干渉を考慮した高アスペクト比翼の非線形空力弾性解析」, 日本航空宇宙学会主催, 第 64 回構造強度に関する講演会, 2022 年 8 月.
- [19] 金崎雅博, 今村太郎, 「埋め込み境界法を用いた数値流体力学を援用した空力形状最適設計効率化の試み」, 第 38 回 ファジィ システム シンポジウム/ FSS2022, 東京都, 2022 年 9 月.

(5) 公開したライブラリなど

(6) その他 (特許, プレスリリース, 著書等)

【受賞】

- [20] 2022 年度進化計算学会 研究会最優秀論文賞 受賞 (田久保勇志, 金崎雅博, 「経路設計のための制御入力の多目的ロバスト最適化」, 01-1, 第 20 回進化計算学会研究会, virtual, 2021 年 9 月.)
- [21] Furusawa, Y., and Kitamura, K., AIAA Computational Fluid Dynamics Best Student Paper Competition 2 位