

日本ヘリコプタ協会

2024年度会報

Journal of the Japan Helicopter Society

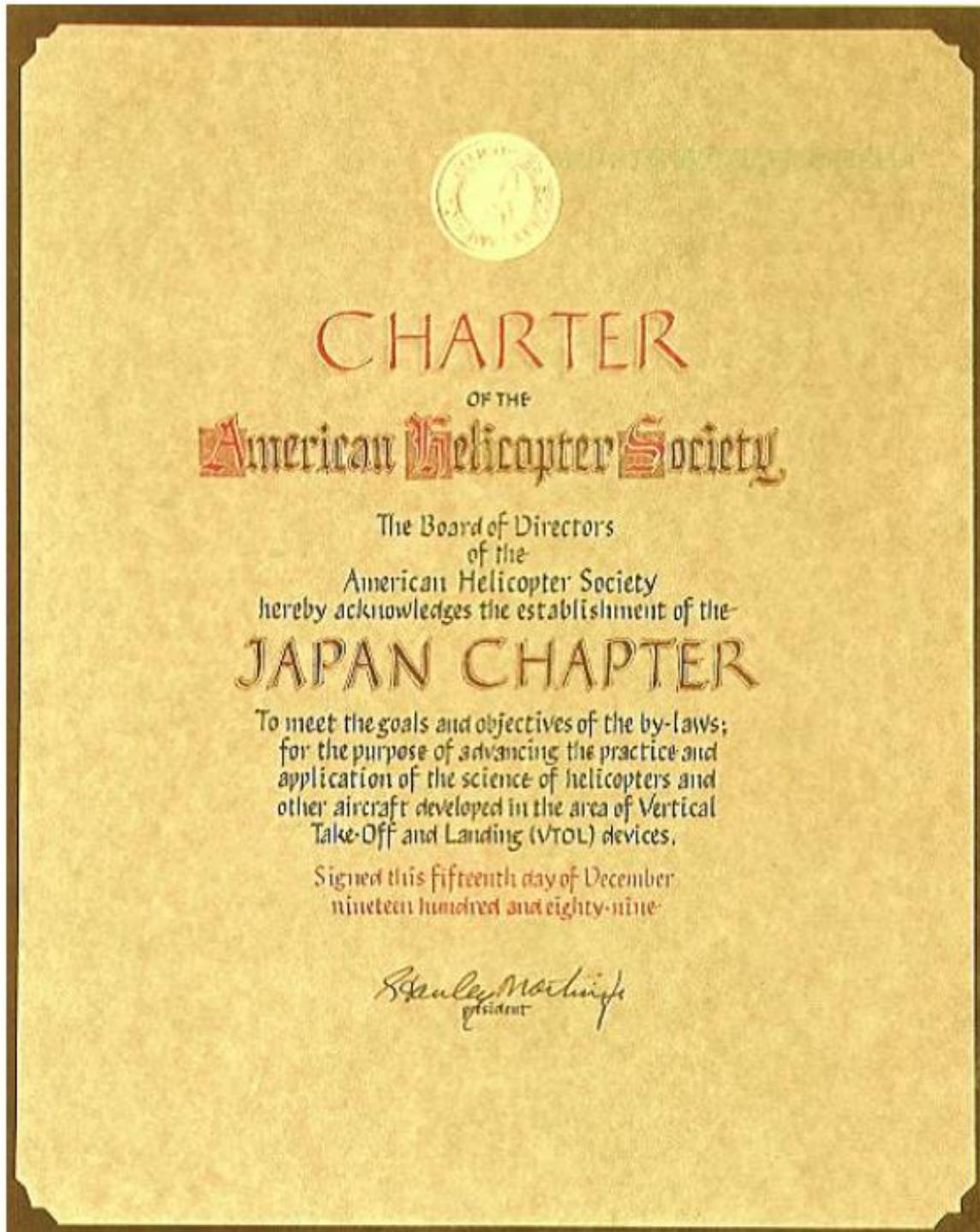
Vol. 34 分



第 34 号、令和 7年 3 月

Vol. 34, March 2024

日本ヘリコプタ協会
The Japan Helicopter Society



目次

巻頭言	1
活動報告	
2024 年度	
活動報告	2
講演会：	
VFS Forum 80th 参加報告	
塚本 紘理 氏（株式会社 SUBARU）	
和田 達也 氏（三菱重工業株式会社）	
岸部 正太郎 氏（川崎重工業株式会社）	
定例研究会・見学会	
50th ERF 参加報告	
小曳 昇 氏（国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構）	
神 徹哉 氏（株式会社 SUBARU）	
川島 光雄 氏（川崎重工業株式会社）	
空飛ぶクルマ最前線	
坂ノ上 博史 氏（一般社団法人 MASC）	
日韓回転翼機ワークショップ	78
将来回転翼機研究会・回転翼解析技術交流会	161
日本ヘリコプタ協会規約	246
日本ヘリコプタ協会倫理規定	251
2023 年度賛助会員名簿	252
2023 年度役員名簿	253
日本ヘリコプタ協会略年表	256
日本ヘリコプタ協会賛助会員申込書	257
日本ヘリコプタ協会法人会員申込書	258
日本ヘリコプタ協会個人会員申込書	259

巻頭言



日本ヘリコプタ協会

第18代会長 佐藤 彰

2023年7月に総会で前会長の青山様からバトンを渡されて、2年近く歴史ある「日本ヘリコプタ協会」の会長職を務めさせていただきました。この時の協会を取り巻く状況は、ドローンと呼ばれている無人航空機の実用化が進み、さらに空飛ぶクルマを含めて次世代エアモビリティという言葉が注目を集めはじめていました。これは、今現在、さらに大きくなっているように感じています。

会長就任にあたり、協会のさらなる発展のためには、協会の法人化と名前の変更が必要ではないかと思いました。当協会は、ご存じのようにヘリコプタ及び垂直離着陸飛行に関する基礎研究、設計、開発、試験、製造から運航、応用に至るまですべての分野の発展に寄与することを目的に、平成元年（1989年）に設立され、会員は研究者、技術者、操縦士を含む運用関係者、関係諸官庁の専門家、ジャーナリスト、商社関係者、学生など多岐にわたっています。

このように、会員にはヘリコプタや垂直離着陸飛行に関する専門家や運航関係者など影響力のある方々がなっています。しかし、当協会は法人化していないために、政府がおこなっているいろいろな諮問機関に呼ばれて、意見をいう機会がありませんでした。これは、協会にとっても日本にとっても残念なことと思います。

また、当協会は「ヘリコプタ及び垂直離着陸飛行に関するすべての分野の発展に寄与することを目的」としているため、ドローンなどの無人航空機や空飛ぶクルマなどの次世代エアモビリティ全体を対象として活動をおこなっています。しかし、名前が「日本ヘリコプタ協会」であるがゆえ、多くの方々にはそのことを理解されない状態となり、新会員の加入も頭打ちで当協会の将来の発展に影響がはじめてきました。当協会の本部である「アメリカン・ヘリコプタ・ソサイアティ・インターナショナル」は、このような理由から、すでに2018年に「パーティカル・フライト・ソサイアティ」に改名をおこないました。

2年間に渡り理事会で協議をおこなった結果、法人化については見送り、改名はおこなうという方針が決められました。「法人化を行った場合、協会に課せられる業務量や金銭面の負担は大きくなり、個人会員は無料で、企業会費のみでまかなっている現状では、不可能である。政府などの行政への提言は、会員が企業などの立場で行うことで協会からの意見が間接的には反映される。」というのが法人化を見送った原因です。改名については、今後の協会の発展を考えたときに、やはり必要であるということが理事会の意見でした。理事会で決めた新しい名前は、「日本パーティカルフライト協会」となりました。これは、アメリカの本部が「パーティカル・フライト・ソサイアティ」であり、当協会はその日本

支部であるということを明確に示し、世界にも知らしめることができるためです。富士山を含んで協会の新しいロゴも本部から提供いただきました。

6月におこなわれる総会には、会員の皆様にはその経緯をあらためて詳細に説明させていただきます、名称変更の承認をいただければと思っております。

今回の名称変更は、単なる表面的な変化にとどまらず、私たちの業界の進化を象徴する重要な一歩であると考えています。先に述べたように、これからの空の移動手段は、ヘリコプタにとどまらず、無人航空機や「空飛ぶクルマ」を含めた電動垂直離着陸機（eVTOL）といった革新的な技術が主役となります。こうした新しい技術や進化するモビリティを網羅的に支援し、業界全体の発展を促進するため、名称変更を通じて私たちの活動範囲を広げ、より多様な技術や関連分野との連携を深めていくことを期待しております。

会長職を行うにあたり、不慣れな点がありましたが、皆様に色々のご支援いただき、なんとか職を全うできました。2年間本当にありがとうございました。

日本ヘリコプタ協会



2024年度活動報告

1. 総会・講演会

・日時：2024年6月27日（木）14:00～17:00

・場所：SIST グループ静岡駅前キャンパス

・総会：

- 1 役員変更報告の承認
- 2 前年度事業報告、会計報告等の承認
- 3 新年度事業計画等の承認

・講演会：

- 1 「VFS Forum 80th 参加報告」

塚本 紘理 氏（株式会社 SUBARU）

和田 達也 氏（三菱重工業株式会社）

岸部 正太郎 氏（川崎重工業株式会社）

- 2 「空の移動革命への挑戦 ～日本発 空飛ぶクルマと物流ドローンの開発～」

岸 信夫 氏（株式会社 SkyDrive CTO 兼 株式会社 Sky Works 社

長）

2. 理事会・幹事会

第1回理事会・幹事会

・日時：2024年6月27日（木）10:30～12:00

・場所：SIST グループ静岡駅前キャンパス

・議題：

- 1 前回議事録確認
- 2 入退会に関する審議
- 3 役員変更の審議
- 4 総会議題等の審議
- 5 協会名称変更の審議
- 6 弔電に関する審議
- 7 WebEX 解約に関する審議

第2回理事会・幹事会

- ・日時：2024年11月27日(水) 12:00～13:15
- ・場所：くらしき空飛ぶクルマ展示場(岡山県倉敷市)
- ・議題：

- 1 前回議事録確認と Action Item List より業務進捗状況の報告
- 2 ARF 開催状況の報告
- 3 『日本ヘリコプタ協会』の新名称選考
- 4 退会会員の報告
- 5 協会ホームページリニューアルに関する報告
- 6 謝礼金と懇親会招待に関する審議

3. 定例研究会・見学会

- ・日時：2024年11月27日(水) 13:30～16:15
- ・場所：くらしき空飛ぶ山県倉クルマ展示場(岡敷市)
- ・定例研究会：

- 1 「50th ERF 参加報告」

小曳 昇 氏(国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)

神 徹哉 氏(株式会社 SUBARU)

川島 光雄 氏(川崎重工業株式会社)

- 2 「空飛ぶクルマ最前線」

坂ノ上 博史 氏(一般社団法人 MASC)

- ・見学会：MASC 展示機体見学

4. 日韓回転翼機ワークショップ

- ・日時：2025年2月21日(金) 9:00～17:30
- ・場所：韓国大田市

5. 将来回転翼機研究会・回転翼解析技術交流会

- ・日時：2025年3月19日(水) 9:55～17:50
- ・場所：電力中央研究所 大手町地区 733 会議室

総会・講演会



株式会社 SUBARU

塚本 紘理

三菱重工業株式会社

和田 達也

川崎重工業株式会社

岸部 正太郎



Vertical Flight Society Forum80に関する報告

- Forum80概要
- 発表の全体傾向
- Straight Talk from the Top



1

航へ技課24-093

➤ 学会の概要 (1/2)

開催日時：2024年5月6日(月)～5月10日(金)

開催場所：カナダ モントリオール

参加者：機体/装備品メーカー、大学、研究機関、軍など16か国計1150人
日本からはSUBARUの他にMHI、KHI、IHI、スカイドライブなど
(日本からの発表は無し)



会場（モントリオール国際会議場）



展示概況



2

➤ 学会の概要 (2/2)

VFS Forum80 スケジュール

5/6(月) : eVTOL short course (電動航空機セミナー)

5/7(火) : オープニング、特別講演、技術講演

- ・ Opening General Session
- ・ Special Session 1 (NATO Next Generation Rotorcraft Capability (NGRC))
- ・ Special Session 2 (Government Civil VTOL R&D)
- ・ Technical Session A

5/8(水) : 特別講演、技術講演

- ・ Special Session 3 (US Navy/Marine VTOL Programs)
- ・ Special Session 4 (US Army Aviation VTOL Programs)
- ・ Special Session 5 (Canadian Military Rotorcraft Developments)
- ・ Special Session 6 (Canadian Civil VTOL Developments)
- ・ Technical Session B
- ・ Technical Session C

5/9(木) : 特別講演、技術講演

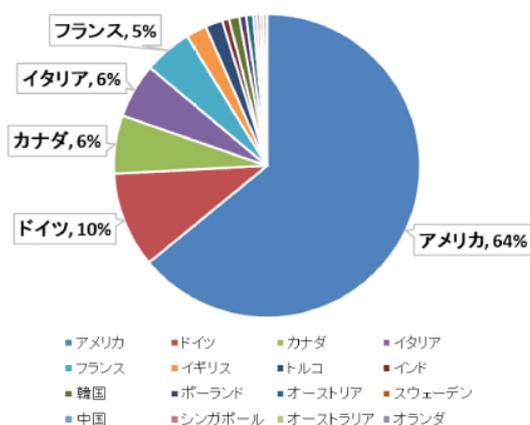
- ・ Special Session 7 (Challenges in Vertical Flight)
- ・ Technical Session D
- ・ Technical Session E

5/10(金) : BELLミラベル工場見学

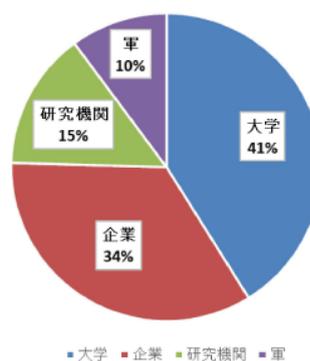


➤ 発表の全体傾向 (国、組織)

既存回転翼機、将来回転翼機、eVTOL、装備品等について、研究開発、設計、製造、認証、運用といった全ての分野の発表がなされた。発表論文の国別/組織別の傾向を下記に示す。



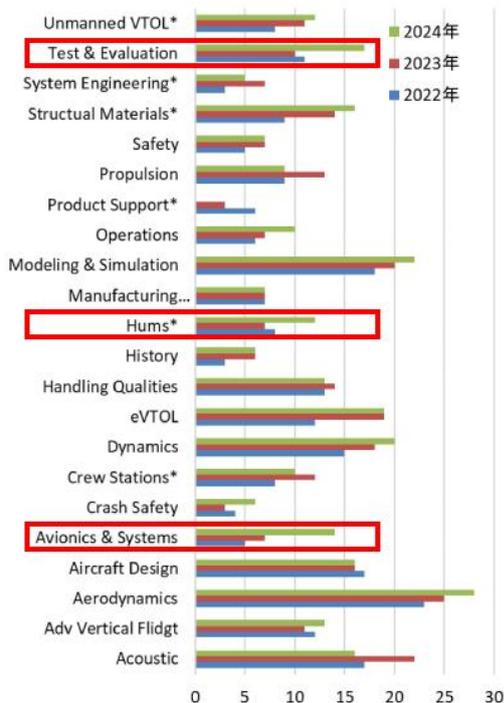
発表論文の国別割合



発表論文の組織別割合



➤ 発表の全体傾向（分野）



特に下記3分野で大きな論文増加が見られた。

- ① Test & Evaluation
- ② Hums (Health and Usage Monitoring System)
- ③ Avionics & Systems

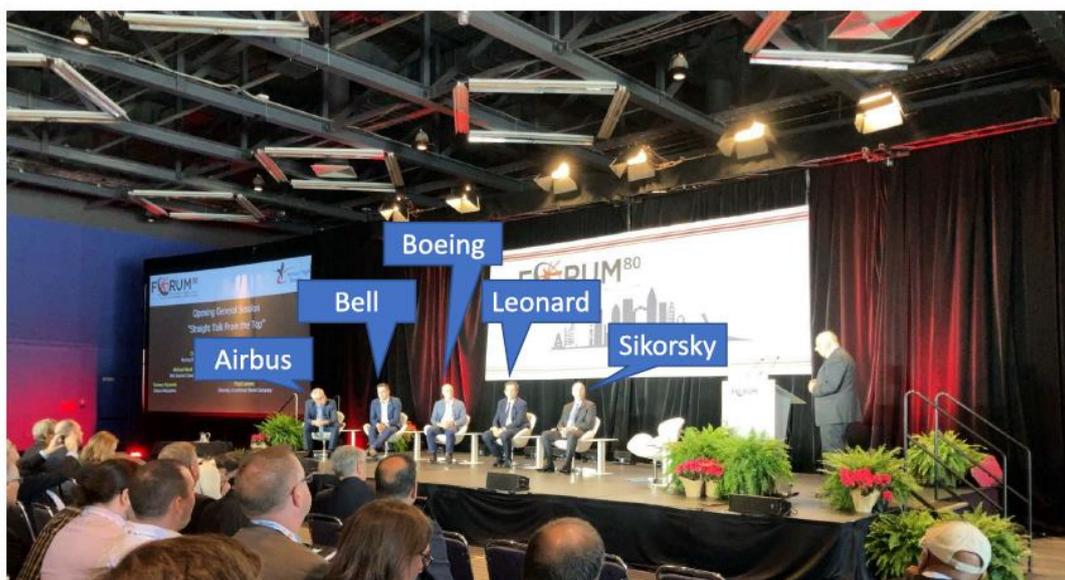
推定理由を下記に示す。

- ①：今年は、**様々な種類の試験**に関する発表が行われたため。（自律飛行試験、荷重計測の飛行試験、パラメータ同定の飛行試験、風洞試験、着氷試験）
- ②：新しいデータ処理技術（**AI、機械学習**）の適用、及び実機適用が増加したため。
- ③：**MOSA**(Modular Open System Approach)、**認証、サイバーセキュリティ**に対する課題意識が増加したため。

➤ Straight Talk from the Top (1/8)

本セッションの様子を以下に示す。

（各メーカー講演後、ディスカッション時の様子）



➤ **Straight Talk from the Top (2/8) : サマリ**

メーカー	事業動向	研究開発動向
Airbus	同クラストップの燃費/静粛性を有するH160の販売が好調。	4つの実証機を用い、主に自律化、電動化、空力改善について新技術を実証中。 
Bell	民間初のフライバイワイヤ機であるBell525が顧客獲得。まもなく認証取得。	FLRAAの開発に注力する一方で、自律化や将来高速VTOLに関する技術を実証中。 
Boeing	CH-47F Block IIのニーズ増加へ対応。CH-47、AH-64の近代化を随時実施中。	CH-47、AH-64のアップグレードに注力する一方で、将来高速VTOLの検討やeVTOL開発への出資を実施中。 
Leonard	民間初のチルトローター機AW609がまもなく認証取得。2021年には無人ヘリAWHEROが軍用認証取得。	NATO NGRCに対し、BELLと協力し、将来チルトローター機を検討する。その他、大型無人ヘリPROTEUSの実証プログラム履行中。(写真はAWHEROとAW609) 
Sikorsky	ブラックホークの近代化を随時実施中。(FARA向けに開発していたエンジン搭載予定)	ブラックホークのアップグレードに注力する一方で、4つの実証機を用い、電動化について新技術を実証中(うち1つはUAS)。 

7

➤ **Straight Talk from the Top (3/8)**

Airbus Helicopters (登壇者：Thomasz Kryszinski, Vice President)

同社は、安全性、環境性、自律性、競争力をポリシーとしており、これらについて下記4つの実験機を用いて技術実証を進めている。

短期技術



長期技術

- ① PioneerLab
 - ・ H145 (双発機) をベースにした技術実証機。
 - ・ 目標は、ハイブリッド電動化と空力改善により、従来のH145に比べて30%の燃費向上。
 - ・ バイオ材料の適用や、離着陸などの自律化も実施。
- ② FlightLab
 - ・ H130 (単発機) をベースにした技術実証機。
 - ・ 離陸～巡航～アプローチ～着陸を含む完全自律飛行を実証済み。軽ヘリ/eVTOLへ繋げる。
- ③ DisruptiveLab
 - ・ 大幅な空力改善やハイブリッドシステムを搭載した技術実証機。50%の燃費向上が目標。
 - ・ 2023年1月に初飛行。
- ④ Racer
 - ・ CleanSky2プログラムの一環として開発された高速/高効率飛行の技術実証機。
 - ・ Safranのハイブリッドシステムを搭載。
 - ・ 2024年4月に初飛行。








8

➤ Straight Talk from the Top (4/8)

Bell Textron (登壇者: Michael Nault, General Manager)

同社からは下記について講演が行われた。

- ・カナダの軍/民へのヘリ納入実績とパートナーシップ
- ・自律化実証機「ALFA」
- ・高速VTOL「HSVTOL」の研究状況
- ・最新ヘリBELL525の状況 (民間初のFBW機)



BELL525
BELL社HPより引用
<https://www.bellflight.com/>

(まもなく認証・納入)



引用元: Autonomy Demos and the Evolution of Optimally Crewed Vehicles, Kevin et.al, VFS Forum80, 2024



BELL社HPより引用
<https://www.bellflight.com/>

HSVTOL用ローターの地上滑走試験
(ローター折り畳み、推進制御技術を実証)

ALFA: Aircraft Laboratory for Future Autonomy
(BELL429をベースにした自律化技術実証機)



➤ Straight Talk from the Top (5/8)

Boeing (登壇者: Dr. Matt Hutchison, Vice President)

同社からは、VTOL事業の紹介や航空業界の課題について語られた。

●VTOL事業

- ・既存VTOL機のアップグレード、運用支援
⇒CH-47F Block II、Modernized Apache、Apacheシミュレータ
- ・DARPA SPRINT PROGRAM
⇒音速に近い巡航速度と垂直離着陸を実現する航空機の開発
- ・eVTOL開発
⇒Wisk Aeroへ出資

- ・改良型のM/R、T/R、動力系統
- ・Launched Effects追加
- ・Direct Energy Weapons追加
- ・先進クルーステーション
- ・次世代型HUMS
- ・改良型フライトコントロールシステム
- ・改良型ミッションシステム
- ・胴体構造アップグレード



DARPA SPRINT PROGRAM
Boeing & Auroraコンセプト
Aurora社HPより引用
<https://www.aurora.aero/>

●航空業界の課題

Boeing社は下記を課題と捉えている。

- ・数十年に渡り運用される航空機の維持管理、アップグレード
- ・自律化技術の安全性確保
- ・VTOLエンジニアの不足
⇒特に重要。VTOLのスキルは固定翼と異なり習得に時間がかかる。



Wisk Gen-6 eVTOL
Wisk社HPより引用
<https://wisk.aero/>



➤ Straight Talk from the Top (6/8)

Leonard Helicopters (登壇者 : Roberto Garavaglia, Senior Vice President)

同社からは、ロードマップ、最新事業、将来検討について講演が行われた。

●ロードマップ

- ・ Key Technology、User Expectations、Ecosystem Expectationsを踏まえたロードマップ概念。
- ・ 軍需は、より良い重量vsペイロード、マルチドメイン、特殊要求への対応。民需は、低コスト、快適性。

●最新事業

- ・ 新単発小型機 AW09。単発小型機の新たなベンチマークを狙う。
- ・ 民間チルトローター機 AW609、認証の最終段階。
- ・ 無人ヘリ PROTEUS (7000lb) 、4年のデモプログラム。
- ・ 無人ヘリ AWHERE (450lb) 、認証済み・運用中。
- ・ 戦闘ヘリ AW249 (8tクラス) 、先進的な状況認識・MUMT。



AWHERO



AW609

●将来検討

- ・ ティルトローター機の検討にあたり、BELLと協力。
⇒BELLサポートを受け、NATO NGRCに対し、Leonardがティルトローターのアーキテクチャを提案する。



➤ Straight Talk from the Top (7/8)

Sikorsky (登壇者 : Paul Lemmo, President)

同社からは、事業とその近代化状況、ハイブリッド電動機について講演が行われた。

●事業とその近代化状況

- ・ 2030年代までのブラックホークの生産継続と広範な近代化プログラム実施。
⇒FARA向けに開発されていた新タービンエンジンの搭載 (UH-60の次にAH-64へ) 。
50%の出力増加。来年に初飛行予定。
- ・ ブラックホークベースの消防ヘリ「FIREHAWK」は今年さらに4機納入予定。
- ・ UASとしては、ヘリコプターからの無人機射出や制御について実証研究した。

●ハイブリッド電動機コンセプト

3つの大型電動VTOL機のコンセプトと1つのUASデモ機が示された。



➤ Straight Talk from the Top (8/8)

ディスカッション概要

ビッグデータ、デジタルツイン、電動化などについてディスカッションが行われた。

- 航空機からの**データ収集**は、メンテナンスとアップグレードにとって重要。
 - ⇒毎月テラバイト単位のデータを収集、契約に基づき活用している。
 - ⇒AI、機械学習による欠陥検出。
- 顧客は**デジタルツイン**による形態管理に興味あり。
- 今後の開発は完全に**モデルベース開発**へ移行。
 - ⇒最近のプログラムレビューでは10～20台のプロジェクタやモニタを使用し、デジタルモデルをレビュー。
- 航空機の価値に占める**アビオニクス**の**価値**が急激に増加。
 - ⇒既に50%がアビオニクスの価値。
 - ⇒ソフトウェア増加により、航空機を物理的に「コピー」することが難しくなっている。
- 電動化**はバッテリーの制約だけでなく、**インフラと受容性**の課題の克服が重要。



13

➤ 所感 (VTOL開発/運用の変化)

学会全体を通し見えてきたVTOL開発/運用の変化を下記にまとめる。

自律化/電動化といった主流だけでなく、近年では大きく下記の変化が見られる。

- ビッグデータの活用活発化
 - 機体メーカーは毎月テラバイト単位の運用データを収集し、メンテナンスとアップグレードに活用している。
- デジタルツインの実用化
 - 今後の開発はモデルベース開発に完全に移行する。開発において官はモデルにいつでもアクセスでき、開発における官/民のコラボレーション向上を図る。
 - 運用においても、顧客とデジタルツインを共有し、形態管理等を行う動きあり。
- MOSA (Modular Open System Approach) の重視
 - 多様なニーズや速い変化に対応するため、モジュール単位で装備品搭載/交換ができるように、MOSAの重要性が増加している。
 - また、MOSAを取り入れることにより専用設計を削減し、メーカーの参入障壁を下げ、サプライチェーン維持や競争活発化へ繋がる。



14



VFS 80th Annual Forumに関する報告

2024年6月27日

三菱重工業株式会社
和田 達也

報告内容

1. Special Session: NATO (NGRC) に関する講演
2. Special Session: US Airforce/Navyの研究開発に関する講演
3. Special Session: US Armyの各機種プログラムに関する講演

三菱重工業株式会社
和田 達也

1. Panel on NATO's Next Generation Rotorcraft Capability (NGRC)



(1) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)プロジェクト概要

NATO NGRCプロジェクトの進捗についての発表

◆ NGRC概略

- 2035-2040年頃に導入を目指す中型マルチロールヘリコプターの開発プロジェクト
- 2022年6月、コンセプトステージのMOUに6か国(フランス、ドイツ、ギリシャ、イタリア、オランダ、イギリス)が署名、2024年3月、カナダが参加

◆ NGRCの特徴

- オープンシステムアーキテクチャ
- 先進パワープラント
- 相互運用性、共通性
- Optionally Uncrewed (有人/無人運用も可能)
- 12-16名の輸送能力
- 航続距離 > 900NM
- 最大離陸重量 10 – 17トン
- 巡航速度目標 > 220kt (少なくとも180kt)
- 他機との連携能力
- 空中発射無人機の運用能力

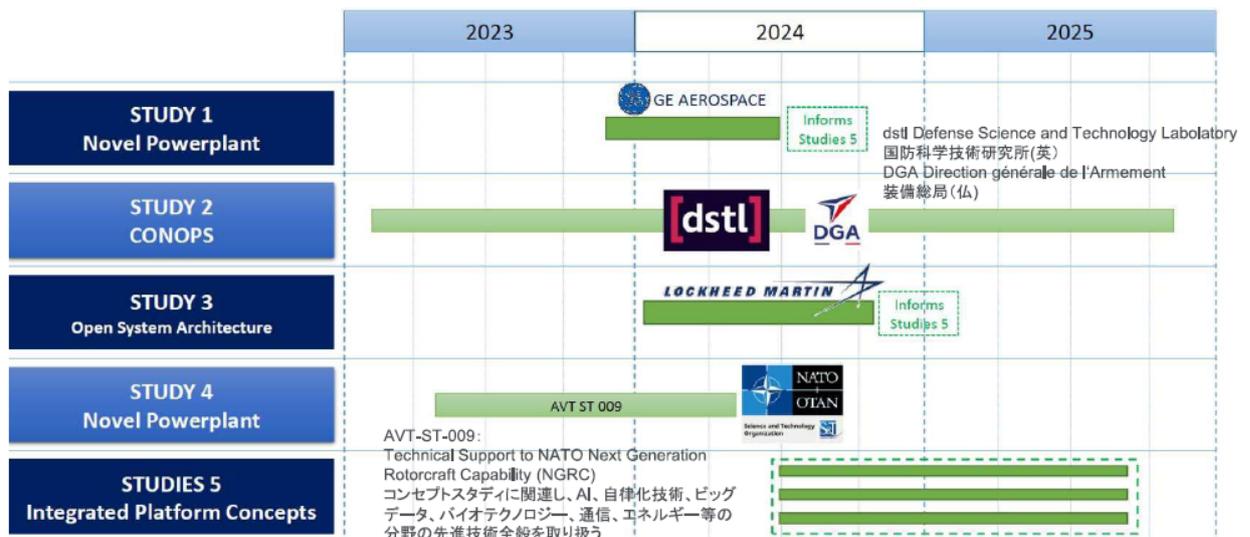
3

1. Panel on NATO's Next Generation Rotorcraft Capability (NGRC)



(1) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)プロジェクト概要 (続き)

- ◆ 官、民による5件の構想研究が進行中
- ◆ ~2027年に構想設計の活動を行い、2028年から開発/製造契約に向けた準備を開始



注: STUDY 4は他の情報源によると"Technologies"

(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

4

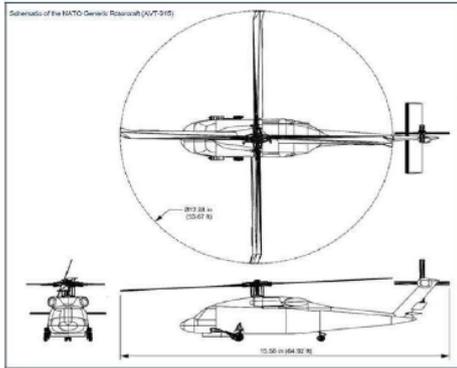
1. Panel on NATO's Next Generation Rotorcraft Capability (NGRC)



(2) 中型多用途ヘリへの電動/ハイブリッド化技術の適用可能性について

NGRCの研究活動の一環として、電動/ハイブリッド技術の適用検討について発表

- ◆ NATO Generic-Rotorcraft (NATO-GR: H-60を基礎とした検討用の仮想的なベースライン機)を設定し、検討を進めている。



Max Take-off Mass (MTOM)	9,926 kg / 21,880 lbs
Basic Empty Mass (BEM)	6,191 kg / 13,650 lbs
Maximum Payload	3,285 kg / 7,240 lbs
Maximum Fuel	1,305 kg / 2,880 lbs

NATO-Generic Rotorcraft諸元

(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

5

1. Panel on NATO's Next Generation Rotorcraft Capability (NGRC)



(2) 中型多用途ヘリへの電動/ハイブリッド化技術の適用可能性について (続き)

- ◆ NATO-GRをフル電動化した場合の影響についての試算結果

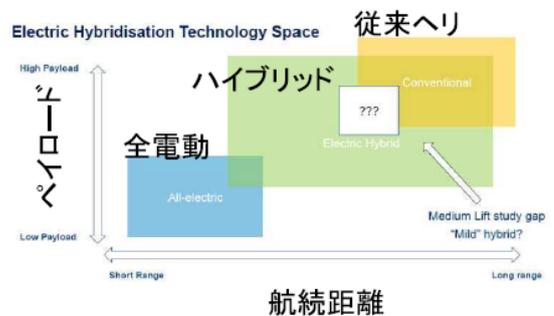
エネルギーの貯蔵方法に課題:

- ・バッテリー重量として3,530kgを要し、ペイロード重量の90%を充てる必要
- ・航続距離は90%以上減少

→本結果から、完全な電動化は難しいとの見解

→(軍用ヘリとしては)任務能力を維持する必要がある一方で、カーボンフットプリント(CO2換算の温室効果ガス排出量)を減少させる検討が必要

可能性として、右図に示すように、実用的な範囲での“マイルド”ハイブリッドの可能性?



(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

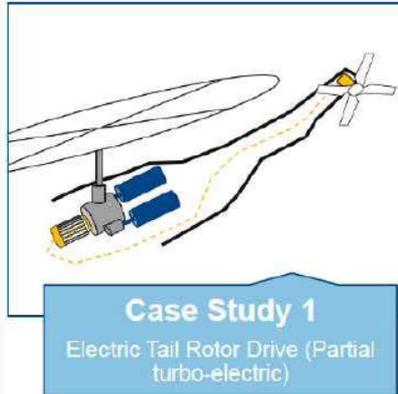
6

1. Panel on NATO's Next Generation Rotorcraft Capability (NGRC)

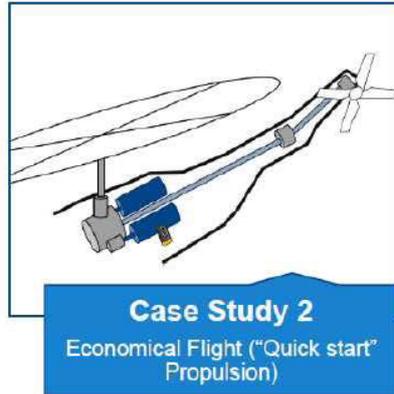


(2) 中型多用途ヘリへの電動／ハイブリッド化技術の適用可能性について (続き)

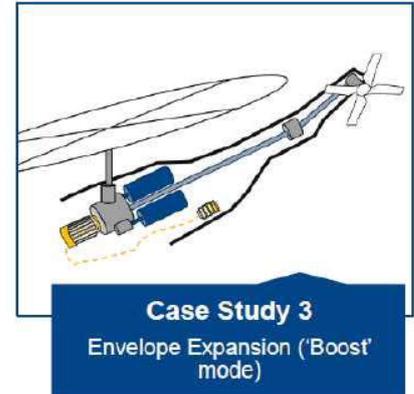
◆ 部分的な電動化の有用性についてケーススタディ



テールロータの電動化



電動装置によるエンジンの
クイックスタート機能
(通常単発運用とし燃費向上)



性能向上(ブーストモード)

(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

7

2. US Air Force and Navy/Marine Science & Technology Efforts



(1) 米空軍の研究開発 (AFWERX Agility Prime)に関する発表

米空軍の研究開発プログラム(AFWERX)におけるAgility Primeプログラムの取り組みに関する発表

◆ Agility Primeについて

以下に関わる技術の開発を支援するプログラムであり、ゼロエミッション、滑走路によらない航空機(研究対象はSTOL機も含む)等に関わる技術として以下に関する研究開発を行っている。

- 電動化、ハイブリッド化
- 自律化
- 製造技術 (先進製造技術、材料)

8

2. US Air Force and Navy/Marine Science & Technology Efforts



(1) 米空軍の研究開発 (AFWERX Agility Prime)に関する発表 (続き)

- ◆ 2023年にAgility Primeがファンドする3機の電動VTOL機が初飛行



Electra社 "Goldfinch"

- 乗員2名
- STOL機
- 300ft未満の離陸距離
- 8つの電気プロペラによる揚力増強



Archer社 "Midnight"

- 乗員4名
- テイルト可能な6枚ロータ
- 2024年6月に水平飛行へのトランジションも成功



Elroy社 "Chaparral C1"

- 無人、~500lbの貨物輸送用
- 12個の電動モータ
- 8つが揚力用/4つが推進用
- 自律での初飛行を実施

(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

9

2. US Air Force and Navy/Marine Science & Technology Efforts



(1) 米空軍の研究開発 (AFWERX Agility Prime)に関する発表 (続き)

- ◆ Joby Aviation社 "S4"

- 2023年に米空軍に初号機を納入
- 基地間の物資輸送に使用予定
- 2025年には、試験的な活用方法として、人員輸送や負傷者輸送での使用を計画



- ◆ Beta社 "Alia"

- 初めて電動航空機による負傷者輸送任務を電動航空機で実施
- 米空軍の軍事演習に参加し、演習中は可動式の充電ユニットによる運用を実証



(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

10



(2) 米海軍の研究開発(ONR)に関する発表

◆ ONR (The Office of Naval Research)の概要

ONRは将来の米海軍及び海兵隊の能力維持に関連する研究開発を行う機関であり、教育機関、政府研究所、非営利／営利組織への資金提供及び共同研究を行っている。

VFS Forumでは、ONRのサポートを受けたいくつかの研究機関から研究成果が発表された。

ジョージア工科大学: 艦艇-ヘリの空力相互作用に関する実験及びシミュレーションについて

(→代表して内容を紹介します。)

米国テストパイロットスクール: 研究のための飛行試験の支援活動について

メリーランド大学: 艦艇-ヘリの空力相互作用に関するシミュレーション及び制御技術について

ペンシルベニア州立大学: 振動、機内騒音低減のための複合材構造技術について

11



(2) 米海軍の研究開発(ONR)に関する発表 (続き)

ジョージア工科大による艦艇 – 回転翼機の空力的な相互作用シミュレーションに関する研究発表

◆ モデルスケールの実験

- ・風洞内で、ロータモデルの位置を変えながら、ロータハブ荷重、PIVによる流れ場を計測 (PIV: Particle Image Velocimetry 流体中に混入したトレーサ粒子の粒子画像による流体計測)



(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用)

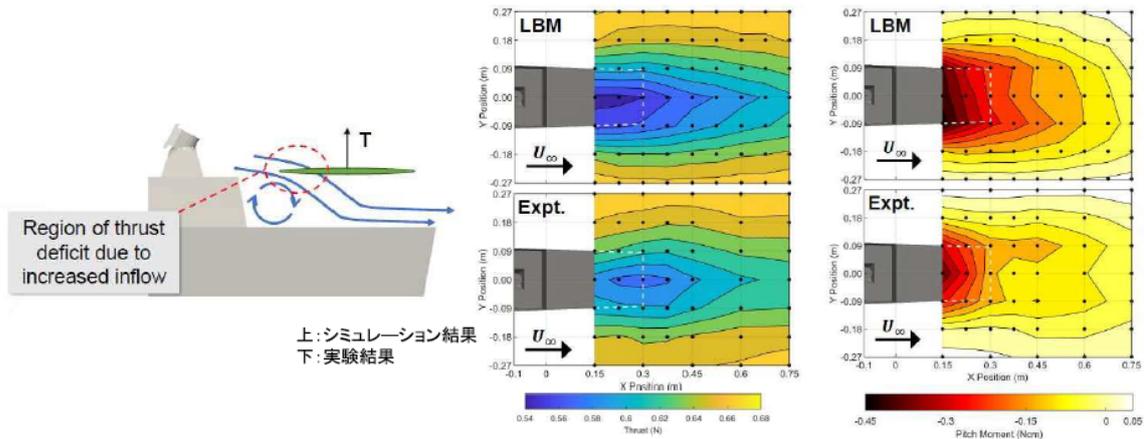
12



(2) 米海軍の研究開発(ONR)に関する発表 (続き)

◆ モデルスケールの実験結果とシミュレーション結果の比較

- 艦上構造物の後方領域で、推力が減少する領域が存在
- リサーキュレーションが、主にロータ前方半面に影響し、ピッチダウン傾向が生じる



(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用) 13



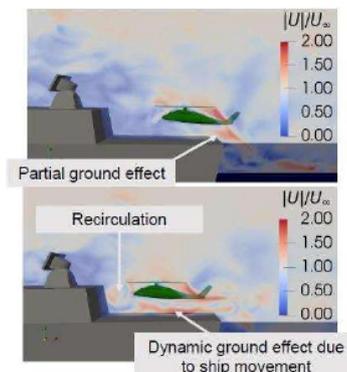
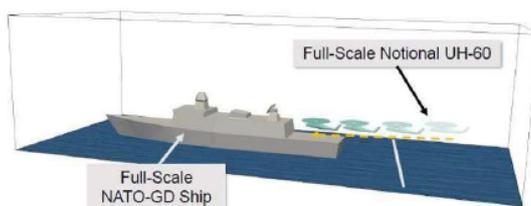
(2) 米海軍の研究開発(ONR)に関する発表 (続き)

◆ リアルタイムシミュレーションの達成

- フルスケールの艦艇及びヘリコプタが甲板に進入する状況をシミュレーション
- 計算速度はリアルタイム性を有する性能を達成 (GPU活用)

→ 従来困難であった、複雑な空力環境を模擬した

パイロットインザループでのリアルタイム
シミュレーション評価の実現可能



(画像は VFS Forum80 Special Session presentationsより引用) 14

3. US Army Aviation VTOL Programs



米陸軍セッションでは、システムの近代化及び各機種プログラムの取り組みに関して発表された。

◆ 継続したシステム近代化の取り組みについて

- 新しい技術を試行する軍事演習を実施しフィードバックを運用要求に反映し、新技術開発と調達につなげるサイクルにより、メーカーや学術機関は、開発プロセスの初期段階において、システム要求を確かなものにする事が可能
- MOSA(Modular Open System Approach)の適用により、迅速な機器の更新を可能とするとともに、競争を加速



出典: <https://www.cto.mil/sea/mosa/>

15

3. US Army Aviation VTOL Programs



◆ ブラックホーク (H-60)

- 能力及び相互運用性向上のためのMOSA(Modular Open System Approach)アップグレード

◆ アパッチ (H-64)

- 改善型テールロータブレード/テールドライブシャフト、油冷ジェネレータの開発
- AH-64E V6.5と呼ばれる能力向上型の開発が進行中

◆ 航空タービンエンジン

- Improved Turbine Engine Program (ITEP)で開発中のT901エンジンをブラックホーク及びアパッチに搭載するためのインテグレーション、試験作業が進行中。
- 地上試験を2024年4月に実施

(T901エンジン: 従来のT700エンジンから最大馬力、燃費等の性能向上を図るもの)

16

3. US Army Aviation VTOL Programs



- ◆ チヌーク (H-47)
 - CH-47F Block 2 モデル(燃料系統、自動操縦、駆動系統等を改良した最新型)
について2025年にはフルレート生産に移行の見込み

- ◆ FLRAA (Future Long Range Assault Aircraft、2022年度にベル社V-280が選定)
 - 武装システム、バーチャルプロトタイプ的设计レビュー 2024~2025年
 - 初号機納入を2030年に計画

- ◆ 無人航空機システム
 - 米陸軍のリバランス(FARA: Future Attack Reconnaissance Aircraftの計画を終了し、無人航空機等への投資をシフト)を受け、発射型無人機の試作、機数の増加に投資

17

所感



- ◆ 紹介したセッション以外にも、eVTOLに特化したセッションが2枠あり、環境問題への配慮及びAAM (Advanced Air Mobility)等をキーワードに、電動化技術に関する発表が多い印象を受けた。現状のバッテリー技術等の制約から、適用する用途や部位を限定した形で活用が模索されている。

- ◆ アビオニクスシステムの迅速な更新を可能にするMOSA (Modular Open System Approach)に関しては、紹介したフォーラム全体を通じて、新規機種のアビオニクスシステムの開発の前提となっているように感じた。

18

Vertical Flight Society Forum 80に関する報告 (Technical Session、技術展示)

2024/6/27

川崎重工業株式会社

ヘリコプタ計画部 ヘリコプタ設計三課 岸部

 **Kawasaki**
Powering your potential

目次

1. Technical Session に関する報告

1-1. eVTOL / Propulsion に関する講演

1-2. Operations に関する講演

1-3. HUMS に関する講演

2. 技術展示紹介

1. Technical Session概要に関する報告

Operationに関する論文一覧 (抜粋)

No.	タイトル	発表者
(1)	Low Noise Helicopter Operations Recommendations to Improve Helicopter Acceptance (Paper 1223)	Airbus Helicopters; ONERA;
(2)	Use of Machine Learning Techniques to Support Future Ship-Helicopter Operations Research; an Initial Investigation (Paper 1378)	University of Liverpool;
(3)	Manned-Unmanned Teaming Applied To HEMS Missions: A Path Planning Approach Based On The Pilot's Workload Assessment (Paper 1213)	Politecnico di Milano;

本報告
で紹介

HUMSに関する論文一覧 (抜粋)

No.	タイトル	発表者
(1)	Development of a Common, Open Data Exchange (CODEX) for Rotorcraft HUMS Data (Paper 1196)	National Research Council
(2)	How Computer Vision is Changing the New Way of Health Data Analysis (Paper 1181)	Airbus Helicopters
(3)	Gross Weight, CG Position, and Rotor Flapping Prediction for a Compound Helicopter using Machine Learning (Paper 1328)	North Carolina State University

本報告
で紹介

1-1. eVTOL/Propulsionに関する講演

□ Dynamics of a Variable Speed Hybrid Electric Helicopter Propulsion System

(Paper 1252、発表テネシー大学)

背景と目的

- ・ 前進飛行時のメイン・ローター回転数を低下させることにより、性能および効率が大幅に向上することが分かっている。
- ・ メイン・ローター回転数を変化させる方法として、機械式クラッチで減速比を変更する方法と、エンジン出力回転数を変化させる方法があるが、前者はクラッチの摩耗や摩擦熱の発生、後者は補器類回転数が低下する問題がある。

実施内容

- ・ 4.5t級、エンジン馬力1280Hp×2 (双発) のシングル・ローター・ヘリコプタをベースに、モータ/ジェネレータ(MG) と、電気式無段変速機 (E-CVT) を含む、双発ハイブリッド・シングル・ローター・ヘリコプタの包括的動的シミュレーションを行った。

結果

- ・ ハイブリッド化したことで推進システムの重量は1184ポンドから1366ポンドに増加した。
- ・ シミュレーション結果では、110kt 巡航時、メイン・ローター回転数を27%減少させると、燃料消費率が18%減少した。
- ・ 中規模～大規模のヘリコプタでは飛行距離が延び、燃料消費量が減少する可能性があるとの結論づけられた。

1-2. Operations に関する講演

□ Low Noise Helicopter Operations Recommendations to Improve Helicopter Acceptance

(Paper1223、発表Airbus Helicopters)

DGAC : フランス民間航空局
 MOTUS : DGAC出資の、都市におけるVTOLの騒音影響を最小限に抑えるプロジェクト。

背景と目的

- DGAC が資金提供する研究プロジェクト MOTUS の枠組みで実施された、ヘリコプターの運行による不快感をより良く理解し、軽減するための活動について紹介する。
- 特にレユニオン島の運行状況に焦点を当て、ヘリコプターの運行に関する詳細な分析と低騒音運行に関する具体的な推奨事項をオペレータに提案した活動を紹介している。

実施内容

- 人がヘリコプターの騒音を不快に感じるメカニズムを理解するための基礎研究
- ヘリコプター騒音アセスメントの支援
- レユニオン島のヘリコプター運航パイロットへの低騒音運用推奨活動

結果

- 特にレユニオン島（フランスの海外県で、マダガスカル近くの島）での事例では、住民がヘリコプター運用騒音にさらされないよう地元当局が規制を検討しており、Airbus は一般的な推奨事項に加え、騒音シミュレーションを使った最適ルート探索の結果等を提示して顧客（運航業者）をサポートしているとのこと（フォローアップ継続中）。

1-3. HUMS に関する講演

□ How computer vision is changing the new way of Health data analysis (Paper1181、発表:Airbus Helicopter)

背景と目的

- ヘリコプターのメンテナンス改善の一環として、飛行中に生成されたHUMSデータに基づき、より能動的な分析サービスを提供する。
- 具体的には、コンピュータ・ビジョン（画像から意味のある情報を抽出し、その情報に基づいて対処/推奨行動を提案するAI研究分野）を用いて、HUMSデータの時系列的な変化を検出、分類し、より早期に重大な初期不良を検知して顧客に必要なメンテナンスを提案する。

実施内容

- 時系列HUMSデータに自動&手動でラベル付けし、サポート・ベクター・マシン(SVM、従来の機械学習AI) にラベル付けしたデータを学習させた。
- 畳み込みニューラル・ネットワーク (CNN) 式のディープラーニングAI (ResNet50, InceptionV3, VGG16の3つ) に、時系列変化動作を学習させた。
- 各AIの分類精度を評価した。

結果

- いずれのAIも優れた分類精度を示した。
- CNNとSVMを組み合わせて利用することで、非常に優れた結果を得られた。

1. Technical Session に関する報告

所感

- 実機サイズのヘリコプタについて、ハイブリッド化について検討した研究がいくつか見られた。主に中型ヘリコプタについて、ハイブリッド化と主ローター回転数可変性を組み合わせることで燃費を稼ぐ使い方をするのが一般的だった。
特に巡航速度を優先するコンパウンド・ヘリは、プロペラの電動化も含めて相性が良いとの評価を受けているようだった。
ただし、大型で飛行距離が長い機体は、既存のエンジン形式が今のところ有利とのことだった。
- HUMS 技術や、自動操縦技術等にAI を適用する研究の講演も見られた。特にHUMS 分野は、比較的少ない計算コストで、ビッグデータを検討できるAI の特性に合致しているのか、期待してる聴講者も多いように見受けられた。

目次

1. Technical Session に関する報告

1-1. eVTOL / Propulsion に関する講演

1-2. Operations に関する講演

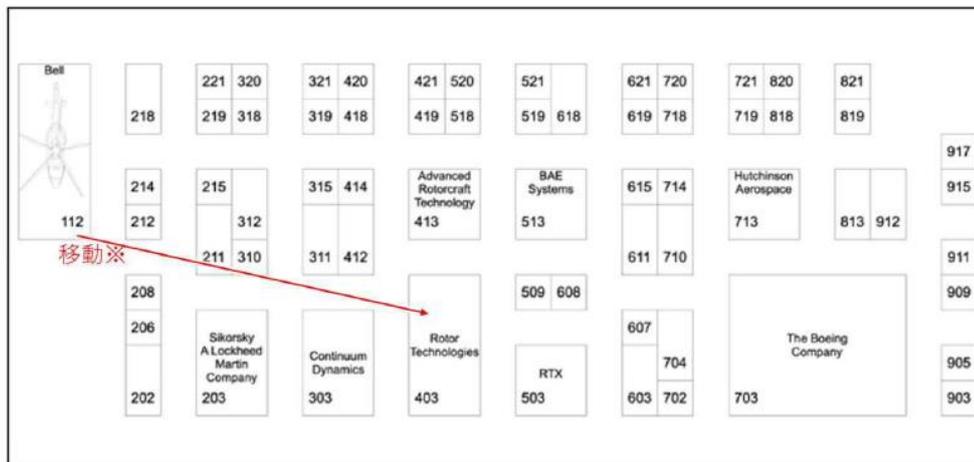
1-3. HUMS に関する講演

2. 技術展示紹介

2. 技術展示紹介

全般

- 機体メーカー、装備品メーカー等、60以上の団体が出展
- 主要機体メーカーはAirbus、Bell、Boeing、Sikorskyが出展



展示会場見取図

※Rotor Technologiesの出展はなかった。

引用元: 80th, VFS Forum, final program

2. 技術展示紹介

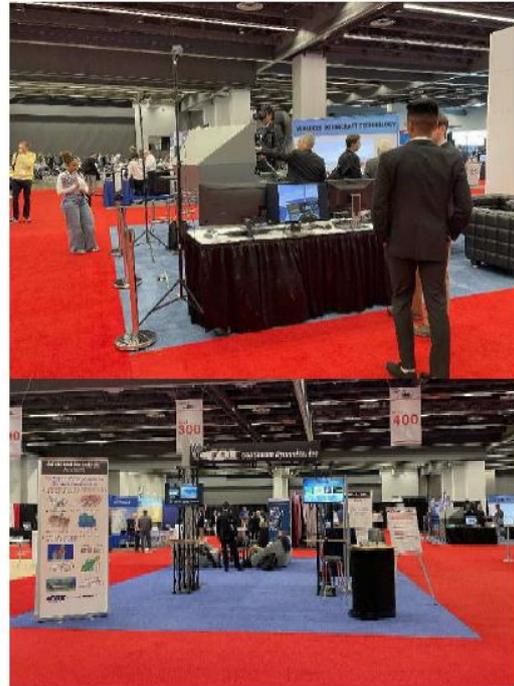
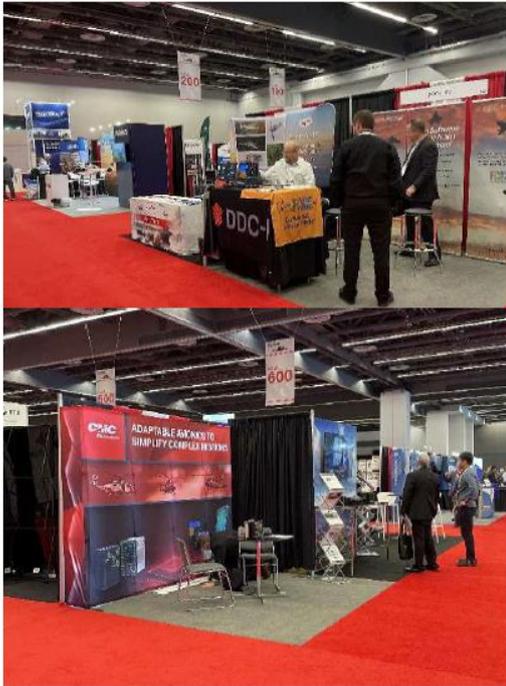
FORUM 80 EXHIBITORS

Exhibitor	Booth Number	Exhibitor	Booth Number	Exhibitor	Booth Number
Advanced Rotorcraft Technology, Inc.	Booth 413	Donaldson Company	Booth 519	Penn State Vertical Lift Research Center of Excellence	
Advanced Torque Products	Booth 420	Drive System Design	Booth 414		Booth 912
Aéro Montréal	Booth 915	East/West Industries, Inc.	Booth 710	Radbon Electronics Co., Ltd.	Booth 905
Airbus	Booth 312	Empirical Systems Aerospace	Booth 607	RAMPF Composite Solutions Inc.	Booth 518
American Aerospace Controls	Booth 206	ENSCO, Inc.	Booth 310	RDI Technologies, Inc.	Booth 903
AMETEK Airtechnology	Booth 321	Fatigue Technology, Inc.	Booth 909	Rotor Technologies	Booth 403
ATA Engineering, Inc.	Booth 621	G.W. Lisk Company	Booth 521	RTX	Booth 503
BAE Systems	Booth 513	Gastops	Booth 212	RWDI Consulting Engineers	Booth 219
Bell	Booth 112	GE Aerospace	Booth 202	Sikorsky, A Lockheed Martin Company	Booth 203
Bloomie Controls, Inc.	Booth 215	Georgia Institute of Technology Vertical Lift Research Center of Excellence	Booth 611	SYENSQO	Booth 819
The Boeing Company	Booth 703	Glenair, Inc.	Booth 718	Systems Technology, Inc. (STI)	Booth 509
BOLD Valuable Technology	Booth 911	Green Hills Software, Inc.	Booth 618	Teijin Carbon America, Inc.	Booth 608
Calspan Systems Corporation	Booth 619	Helitowcart (Vanair, Inc.)	Booth 520	Tenneco Systems Protection	Booth 419
Carlisle Interconnect Technologies	Booth 820	Hutchinson Aerospace	Booth 713	Toray Group	Booth 319
CEROBEAR GmbH	Booth 721	Inceptra	Booth 720	TTTech North America, Inc.	Booth 714
CMAI (IMACA)	Booth 214	Kamatics Corporation	Booth 615	United Electronic Industries / AMETEK	Booth 315
CMC Electronics	Booth 702	M4 Engineering, Inc.	Booth 412	University of Maryland — Alfred Gessow Rotorcraft Center	Booth 603
Continuum Dynamics, Inc.	Booth 303	Mannarino Systems & Software, Inc.	Booth 221	VerdeGo Aero	Booth 211
CycloTech GmbH	Booth 917	Napoleon Engineering Services / NES Bearing Co	Booth 818	Vertical Flight Society	Booth 218
Daedalean AG	Booth 704	National Research Council	Booth 311	Windings	Booth 208
Daniels Manufacturing Corporation	Booth 418	New Hampshire Ball Bearings, Inc.	Booth 719		
Dayton T. Brown, Inc.	Booth 318	Office of Naval Research	Booth 813		
Dayton-Granger, Inc.	Booth 421				
DDC-I, Inc.	Booth 320				

展示会社／団体一覧

引用元: 80th, VFS Forum, final program

2. 技術展示紹介



展示会場の様子

2. 技術展示紹介

主要機体メーカーの展示

主要機体メーカーの展示物は比較的少なかった。その分、動画等で最近のフライト試験成果や、研究成果をアピールしていた。



Airbus

H160模型



Sikorsky



Boeing



BELL (BELL505実機)

2. 技術展示紹介

その他機体メーカー

- ・ Cyclotechが小型模型を展示



Cyclotech

2. 技術展示紹介

機体メーカー以外

- ・ 様々な分野の企業が出展



RTX

(Collins、Pratt & Whitney等が出展)



Kamatics Corporation



ミネベアグループ

(Celobear / NHBB)



TORAY



TEIJIN

展示状況

2. 技術展示紹介

所感

- バッテリー、モーターをはじめ、電気系のベンチ試験装置や電動駆動系の設計企業等、eVTOL向け製品を出展している企業が多く見られ、eVTOL市場への期待感が感じられた。
- AI コ・パイロットや、ドローンを用いた航空機の外観検査技術等の製品を展示している企業等、先進的な技術を紹介している企業も複数見られ、技術進歩の速さを痛感した。
- 特に大学関連のブースで小型ドローンの展示が目立ち、モノづくりが活発であることが伺えた。

世界の人々の豊かな生活と地球環境の未来に貢献する

“Global Kawasaki”

将来回転翼機研究会・回転翼解析技術交流会



発表者リスト

No.	氏名	所属	タイトル
JHS-TM-2024-001	小西 晃平	東京農工大学	ヘリコプタブレードの風洞計測技術とCFD解析
JHS-TM-2024-002	佐藤 颯斗	横浜国立大学	rFlow3Dの非定常数値解の再現性について
JHS-TM-2024-004	今村 太郎	東京大学	ブレード要素理論とアクチュエータラインモデルの組み合わせによるマルチコプターローターの3D流れ解析手法の開発
JHS-TM-2024-005	有田 俊作	防衛大学校	Vortex Ring Stateと回復機動について
JHS-TM-2024-006	田辺 安忠	JAXA	プロペラと機体胴体周りの自動格子生成ツールの紹介
JHS-TM-2024-007	保江 かな子	JAXA	次世代エアモビリティ社会受容性向上に向けた研究紹介
JHS-TM-2024-008	岩本 智文	SUBARU	チルトウイング機の風洞試験及び飛行試験事例の紹介
JHS-TM-2024-009	岩倉 徹	神戸市消防局航空機動隊	消防ヘリのホイスト救助時の回転に関する取り組みの続報
JHS-TM-2024-010	上野 智永	名古屋大学	超軽量材料の開発と航空分野への展開
JHS-TM-2024-013	長谷川 岳河	信州大学	ローター下の支持アームが推力に与える影響 回転数の動的な変化における推力の応答
JHS-TM-2024-015	大塚 光	金沢大学	段差近傍における2枚ロータ機の推力変動

ヘリコプタブレードの風洞計測技術とCFD解析

小西 晃平

東京農工大学 亀田研究室 D2

背景

回転翼機: 次世代エアモビリティ (ドローン・エアタクシー)

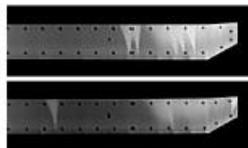
機動力を要求されるミッションへの適用が期待

- 遠隔地への小規模物資/人員・旅客の輸送 (災害時等)

数値シミュレーション: 機体開発の効率化に寄与

回転翼まわり流れに特徴的な流体现象:

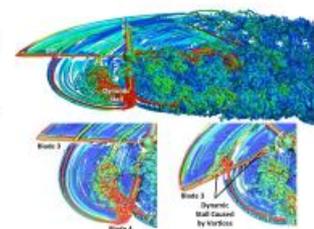
- Blade-vortex interactions (BVI)
- 後退側での Dynamic stall
- 動的な境界層遷移
- 複数ロータ間の干渉
- ...etc.



R. Jain, AIAA SciTech Forum, 2024, AIAA 2024-0693



(c) Joby Aviation



(c) NASA

このような問題への適用可能性評価 (妥当性評価) が重要

研究背景

空力弾性: 回転翼まわりの流れに影響する重要な現象のひとつ

CFD/CSD 連成解析: 空力弾性現象を数値的に解析する手法

移動・変形物体の解析において、解析結果/各種モデルの妥当性評価が難しい

- 流体側: 乱流 / 遷移モデル, 格子生成, etc...
- 構造側: 物性値, 構造ダイナミクスモデル (beam modeling), etc...

○ 6分力天秤で計測可能な力 (推力など) の実験/計算比較

— 流れ場 (圧力場, 速度場, 境界層遷移) の 実験/計算比較

- 実際の変形形状 をシミュレーション上で再現することが困難

実験/数値シミュレーションを統合した解析プラットフォームの構築

3

風洞実験



Fig: Test model

計測項目

- ブレードの変形形状計測 (stereo DIC)
- ブレード上の境界層遷移計測 (cntTSP)

概要

- 2m x 2m 低速風洞 @ JAXA 調布航空宇宙センター
- ブレード形状: UH-60A のメインロータ
- Rotor radius: 765 mm

気流条件

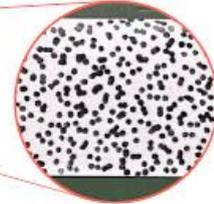
- ホバリング条件 (通風なし)
- ロータ回転数: 940 rpm
- 推力条件
 - 低推力: $C_T = 2.4 \times 10^{-3}$
 - 高推力: $C_T = 5.4 \times 10^{-3}$

4

風洞実験

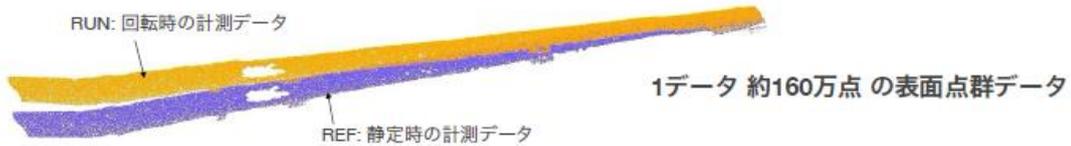
ブレードの変形形状計測

■ ステレオデジタル画像相関: Stereo digital image correlation (stereo-DIC)



- ランダムなドットパターンを塗装したブレードを使用
- 2台のカメラを用いたステレオ計測
- 変形前後での表面パターンの移動量解析

高解像度な表面形状データを取得可能 (~ pixel)

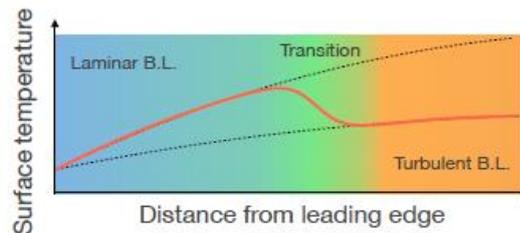
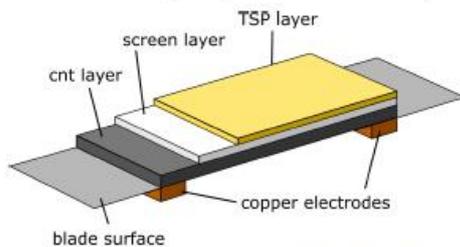


Wind Tunnel Test

cntTSP 境界層遷移計測

cnt: カーボンナノチューブ (carbon nanotube)

TSP: 感温塗料 (temperature sensitive paint)

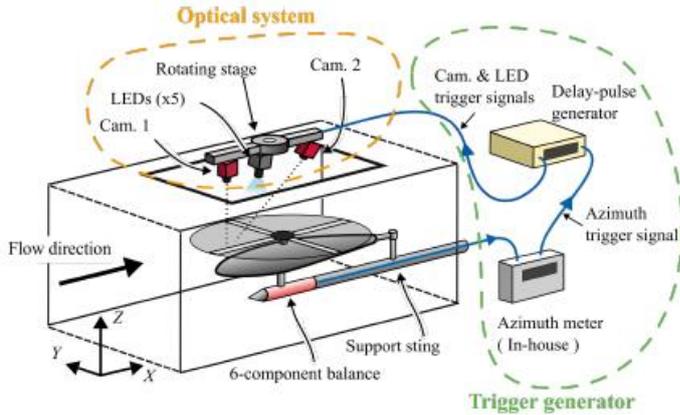


境界層遷移計測の概要

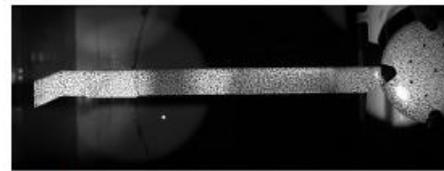
- 層流/乱流 境界層での 熱伝達率の違い
- 等熱流速で表面加熱 → 層流/乱流で表面温度に差

光学計測系概要

CFDの妥当性検証に耐える高精度計測 → 高空間解像度計測



- 計測対象ブレードに限定した計測
- 回転ステージにより計測系ごと回転させることで、任意方位角における計測が可能



↑ 計測範囲

計測対象ブレードを変更することで、ほぼ同一セットアップで 変形計測 / 境界層遷移計測を実施可能

風洞実験とCFDの統合解析

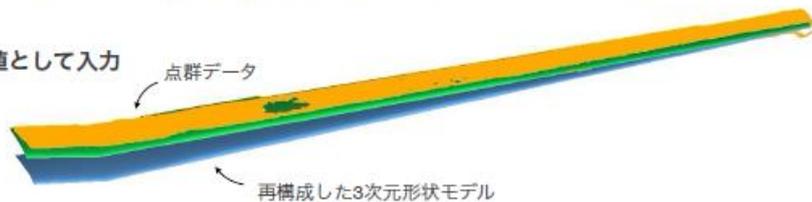
変形形状計測データ:

- 変形前後のブレード表面点群データ
- 2台のカメラの視野外は取得不可
(e.g. ブレード裏面など)



表面点群データからブレードの変形パラメータ (lead-lag, flap, torsion) の推定 & 3D形状再構成

変形量を CFDソルバに既知の値として入力



風洞実験での変形形状を再現したCFD解析が可能

変形形状再構成

各計測方位角で個別に変形パラメータを再構成

計測方位角 $\psi_1 \ \psi_2 \ \dots \ \psi_n$
 再構成した
 変形パラメータ $x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n$

Discrete Fourier transformation (DFT)

$$x(\psi) = \sum_{k=0}^{\lfloor n/2 \rfloor} a_k \sin k\psi + b_k \cos k\psi$$

↑ ↑
 フーリエ係数を求める

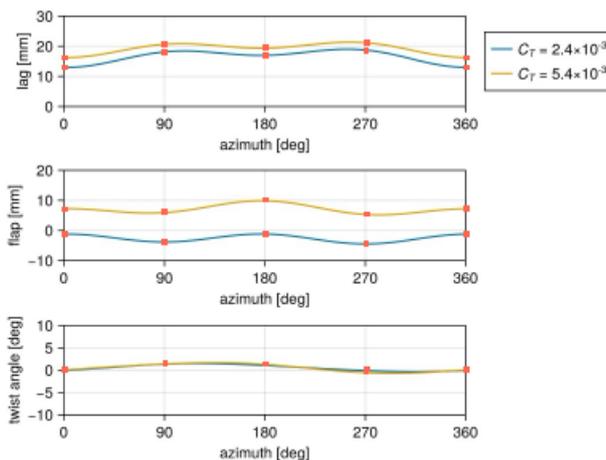
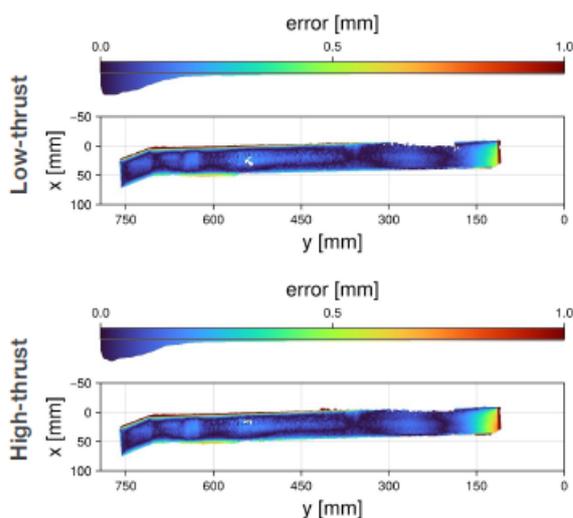


Fig: Reconstructed tip deformation

変形形状の再構成



翼端部を除き

0.3 mm 未満の精度で3次元形状を再構成

翼根部での誤差: 再構成の際に仮定した境界条件の誤差

→ 空力予測への影響は小さい

CFD 解析

CFD ソルバ: rFlow3D

移動重合格子を使用

- ブレードの回転/変形を追跡

Flow condition

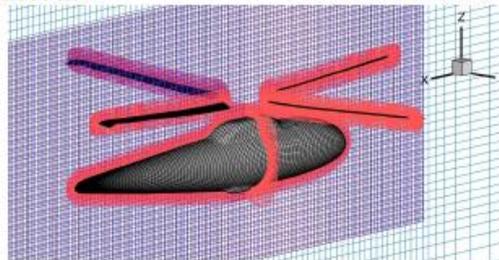
Freestream velocity	0.0 m/s
Rotor speed	940 min ⁻¹
Freestream temperature	291.7 K
Advance ratio	0.0

Numerical scheme & models

Reconstruction	Fourth-order compact MUSCL
Advection term	Modified SLAU
Time integration	Background: 4stage-RK
	Object: LU-SGS
Turbulence model	SST-2003
Transition model	$\gamma - Re_{\theta}$

計算格子

総格子点数: 約1400万点



計算ケース

① 空力弾性変形 ② 境界層遷移の影響を考察するため

- 変形ブレード (提案手法)
- 剛体ブレード
- 自然遷移 (遷移モデル使用)
- 全面乱流

CFD 解析

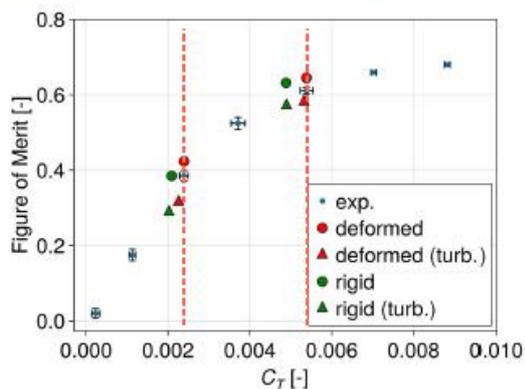


Table: 推力の予測誤差 (exp. vs. CFD)

	Low thrust	High thrust
Rigid	12.4%	9.3%
Deformed	1.1%	0.6%

- 推力係数は実験値との誤差が大幅に改善
- FM 予測値は依然として一定の乖離
→ ブレード上遷移位置予測の誤差が影響している可能性

Annotations

- Unmarked: 遷移モデル使用
- turb.: 全面乱流 (遷移モデルなし)

Fig: C_T vs Figure of Merit

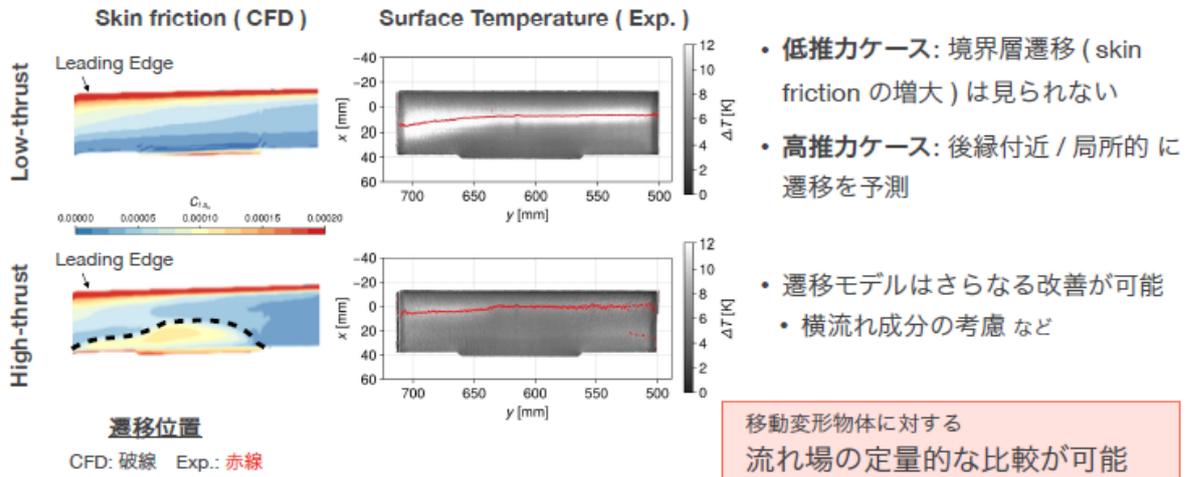


Fig: Transition location in Exp. and CFD

まとめ

実験計測データを用いた

移動変形物体まわり流れの数値シミュレーション技術の確立

- 変形計測データからブレードの3次元形状モデルを再構成する手法の構築
- 再構成した3次元形状を用いたCFD解析の実行
- 風洞実験で計測された、ブレード上境界層遷移の予測精度について評価

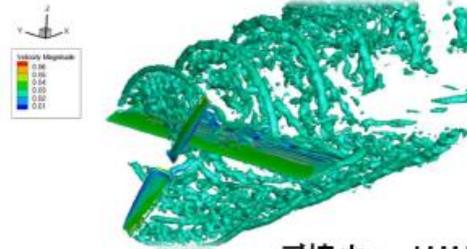
CFD解析の妥当性評価を行う一手法

Future works

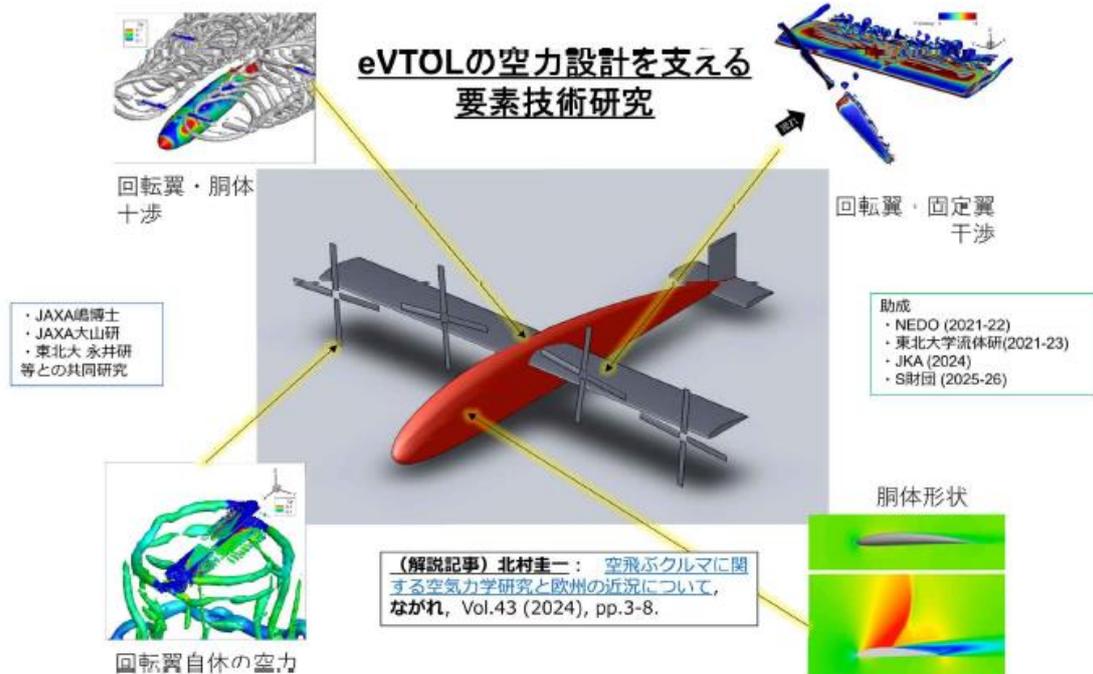
- 変形形状再構成手法のさらなる高度化 (精度向上, 高速化 等)
- 移動変形物体に対する CFD解析技術のさらに詳細な妥当性検証
- e.g. 前進飛行における境界層遷移, 表面圧力分布 (PSP), ... etc.

rFlow3Dの非定常数値解の再現性について

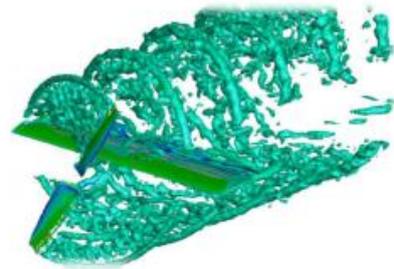
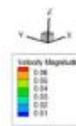
横浜国立大学 北村研究室 佐藤 颯斗, ○北村 圭一



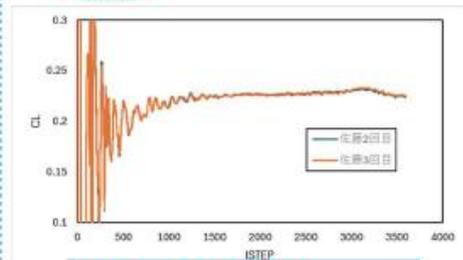
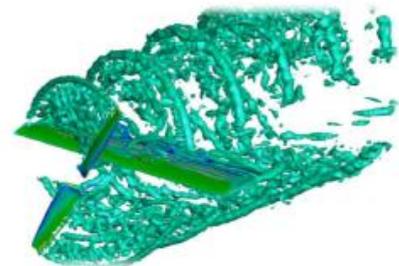
ご協力: JAXA 田辺 安忠 様, 菅原 瑛明 様



- 背景
- 計算方法
- 空力係数の比較について
 - ✓ 無回転
 - ✓ 完全乱流モデル
 - ✓ 時間刻み1/10
- 内部残差履歴
- ズレが生まれ始める値の気づき



- 対象 「Tractor型の回転翼+固定翼」
- 引継ぎの一環として、先行研究[1]の計算再現
- 似た結果は得られるが完全一致にいたらず原因調査
- 全く同じセットアップで2回計算⇒ズレが発生
- さらなる原因調査のため
 - 回転 ⇒ 無回転
 - 乱流モデル + 遷移モデル ⇒ 完全乱流モデル
 - 時間刻み1/10

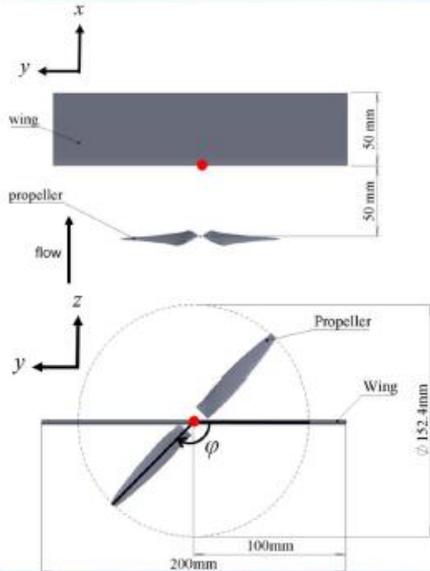


揚力係数CL履歴

[1] Furusawa, Y., et al., "Propeller Scale Effect on Fixed Wing within Propeller Slipstream at Low Reynolds Number" 34th ISTS, 2023

計算方法(標準計算)

5/29



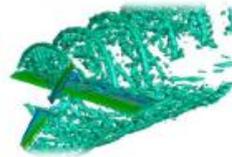
翼型

固定翼 : NACA0012翼
プロペラ : APCプロペラ 6×4E

計算条件

レイノルズ数Re : 3.0×10^4
 一様流速 V [m/s] : 9.0
 迎角 α [deg.] : 4
 プロペラ回転数 n [rpm] : 4500
 プロペラ進行率 J : 0.8

弱 ← 推力 → 強



進行率 J : プロペラの作動状態を表す

$$J = \frac{V}{nD}$$

n : プロペラ回転数
 D : プロペラ直径

[1] Furusawa, Y., et al., "Propeller Scale Effect on Fixed Wing within Propeller Slipstream at Low Reynolds Number" 34th ISTS, 2023

計算方法(標準計算)

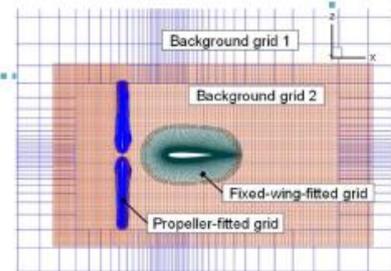
6/29

✓ 計算手法

ソルバ : rFlow3D
 支配方程式 : 圧縮性NS方程式
 数値流束 : mSLAU (modified SLAU)
 乱流モデル : **SST-2003** , 遷移モデル : $\gamma - Re_{\theta t}$
 時間積分 : (背景格子)4次精度4段階ルンゲクッタ陽解法
 : (物体格子)2次精度Dual Time Stepping/LU-SGS陰解法
 制限関数 : minmod
 空間精度 : Fourth Order Compact MUSCL TVD

✓ 計算格子

移動重合格子法: 計4種類の格子を重合
 Medium : 約2,300万セル



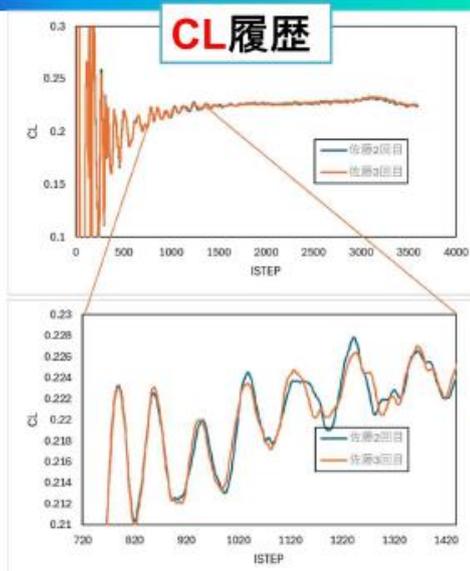
[1] Furusawa, Y., et al., "Propeller Scale Effect on Fixed Wing within Propeller Slipstream at Low Reynolds Number" 34th ISTS, 2023

計算結果

- 標準計算
- 無回転
- 完全乱流モデル(遷移モデルなし)
- 時間刻み1/10

空力係数比較

佐藤2回目 36並列
佐藤3回目 36並列



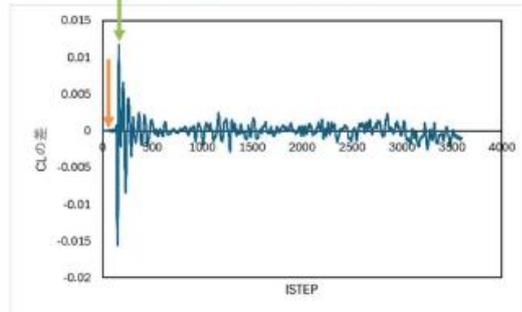
- ✓ 佐藤2回目と佐藤3回目で条件を全く揃えたにもかかわらず異なる結果となった.
- ✓ PC, 並列数, 格子, インプットファイル等同じ. (コピー)

- 概ねの傾向は合っているものの計算する度に異なる結果を得ることとなる.

空力係数比較佐藤2と佐藤3

9/29

STEP	佐藤2目次 L05_36並列	佐藤3目次 L05_36並列	佐藤2-佐藤3 差	差の絶対値
0	0	0	0	0
1	9.995304513	9.995304513	0	0
2	9.708989045	9.708989045	0	0
3	9.413526759	9.413526759	0	0
4	9.112498118	9.112498118	0	0
5	8.812257645	8.812257645	0	0
6	8.512211656	8.512211656	0	0
7	8.212124629	8.212124629	0	0
8	7.913517343	7.913517343	0	0
9	7.616964981	7.616964981	0	0
10	7.322520681	7.322520681	0	0
11	7.030297257	7.030297257	0	0
12	6.740680153	6.740680153	0	0
13	6.454092601	6.454092601	0	0
14	6.170457717	6.170457717	0	0
15	5.889759292	5.889759292	0	0
16	5.612080369	5.612080369	0	0
17	5.337321612	5.337321612	0	0
18	5.06552653	5.06552653	0	0
19	4.796957153	4.796957153	0	0
20	4.531363882	4.531363882	0	0
21	4.26893102	4.26893102	0	0
22	4.009521768	4.009521768	0	0
23	3.753282654	3.753282654	-2.03241E-10	2.03241E-10
24	3.500405939	3.500405939	-2.03241E-10	2.03241E-10
25	3.250812983	3.250812983	2.03241E-10	2.03241E-10

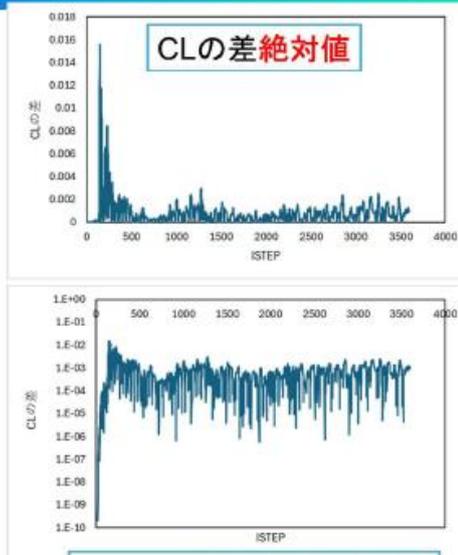


- ✓ 23ステップ目で 10^{-10} のズレが出始めている。
- ✓ 160ステップ目では 10^{-2} ほどのズレ

Excel出力最初の25ステップ

空力係数比較佐藤2と佐藤3

10/29



CLの差絶対値の縦軸対数

- ✓ 全く同じ条件でこれだけのズレが生まれてしまった。

- ✓ 小さい桁から徐々に大きくなっている。
- ✓ $1E-3 \sim 1E-4$ あたりで停滞

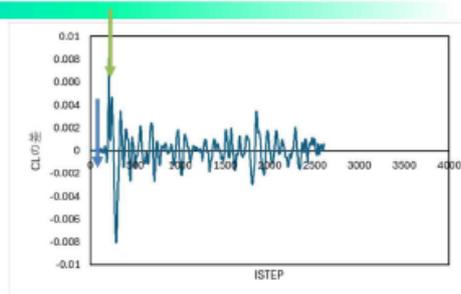
計算結果

- 標準計算
- 無回転
- 完全乱流モデル(遷移モデルなし)
- 時間刻み1/10

空力係数比較無回転

12/29

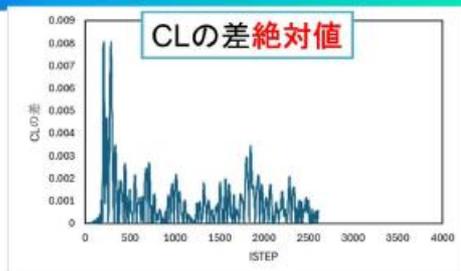
ISTEP	在り0回転1:空層1 LOS_36並列	在り0回転2:空層2 LOS_36並列	空層2-空層3 差	差の絶対値
0	0	0	0	0
1	10.06197456	10.06197456	0	0
2	9.833296471	9.833296471	0	0
3	9.606536428	9.606536428	0	0
4	9.372097962	9.372097962	0	0
5	9.135744642	9.135744642	0	0
6	8.899920085	8.899920085	0	0
7	8.664313636	8.664313636	0	0
8	8.428900508	8.428900508	0	0
9	8.193297429	8.193297429	0	0
10	7.958652381	7.958652381	0	0
11	7.723320951	7.723320951	0	0
12	7.493367565	7.493367565	0	0
13	7.262697538	7.262697538	0	0
14	7.033403698	7.033403698	0	0
15	6.805689132	6.805689132	0	0
16	6.579821119	6.579821119	0	0
17	6.355778359	6.355778359	0	0
18	6.133570651	6.133570651	0	0
19	5.913102592	5.913102592	0	0
20	5.694559839	5.694559839	0	0
21	5.477823343	5.477823343	0	0
22	5.26287344	5.26287344	0	0
23	5.049835534	5.049835534	0	0
24	4.838731312	4.838731312	0	0
25	4.629470265	4.629470265	0	0
26	4.422130024	4.422130024	-2.03241E-10	2.03241E-10
27	4.216659899	4.216659899	-2.03242E-10	2.03242E-10
28	4.0131073	4.0131073	0	0



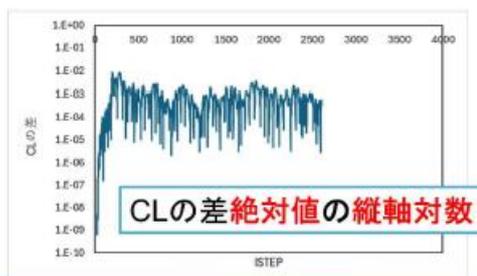
✓ 26ステップ目で 10^{-10} のズレが出始めている。
207ステップ目では 10^{-2} ほどのズレ

➤ ズレが出ることに変わりなかった。
出始めるステップ数もランダム

Excel出力最初の30ステップ



- ✓ 無回転でも同様に
- ✓ 小さい桁から徐々に大きくなっていることを確認.
- ✓ ここでも $1E-3 \sim 1E-4$ あたりで停滞していることを確認.



- 無回転でもズレが出てしまっていることから, 回転する物体格子と背景格子のセル間での値の受け渡しの影響ではないことが考えられる.

計算結果

- 標準計算
- 無回転
- 完全乱流モデル(遷移モデルなし)
- 時間刻み1/10

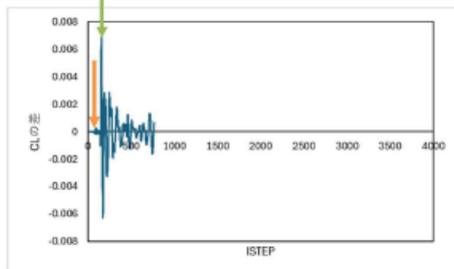
空力係数比較 遷移モデル無し

最初の30ステップ

15/29

1国番	2国番	1-2	差	差の絶対値
ISTEP	LOS_36並列	LOS_36並列		
0	0	0	0	0
1	9.995304484	9.995304484	0	0
2	9.708969045	9.708969045	0	0
3	9.41352679	9.41352679	0	0
4	9.112498121	9.112498121	0	0
5	8.81225762	8.81225762	0	0
6	8.512211632	8.512211632	0	0
7	8.212124636	8.212124636	0	0
8	7.913517323	7.913517323	0	0
9	7.616964963	7.616964963	0	0
10	7.322020693	7.322020693	0	0
11	7.030297272	7.030297272	0	0
12	6.74068014	6.74068014	0	0
13	6.45409259	6.45409259	0	0
14	6.170457708	6.170457708	0	0
15	5.889759314	5.889759314	0	0
16	5.612080991	5.612080991	0	0
17	5.337321667	5.337321667	0	0
18	5.06552651	5.06552651	0	0
19	4.796957151	4.796957151	0	0
20	4.531363853	4.531363853	0	0
21	4.268931091	4.268931091	0	0
22	4.009521817	4.009521817	0	0
23	3.753282603	3.753282603	2.03241E-10	2.03241E-10
24	3.500405768	3.500405768	4.06482E-10	4.06482E-10
25	3.250812517	3.250812517	4.06482E-10	4.06482E-10
26	3.004634076	3.004634076	1.21945E-10	1.21945E-10
27	2.762048122	2.762048122	1.54477E-09	1.54477E-09
28			2-08	1.57318E-08
29			2-08	4.51425E-08
30			2-08	7.695E-08

Excel出力

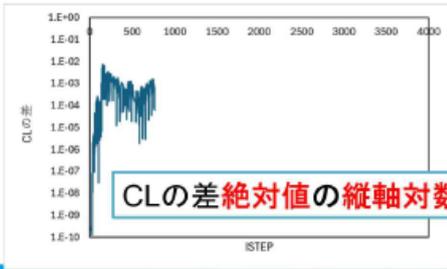
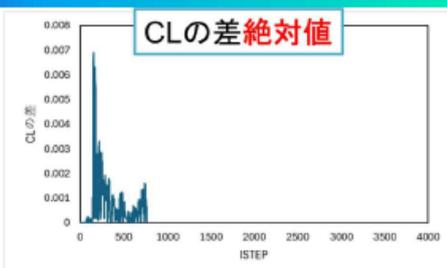


- ✓ 23ステップ目で 10^{-10} のズレが出始めている。
- ✓ 170ステップ目では 10^{-3} ほどのズレ

➤ ズレが出ることに変わりなかった. 出始めるステップ数もランダム(20~30stepあたり)

空力係数比較 遷移モデル無し

16/29



- ✓ 遷移モデル無しでも同様に
- ✓ 小さい桁から徐々に大きくなっていることがわかる。
- ✓ $1E-3 \sim 1E-4$ あたりで停滞し始めていることがわかる。

➤ 遷移モデルの有無も関係ない

計算結果

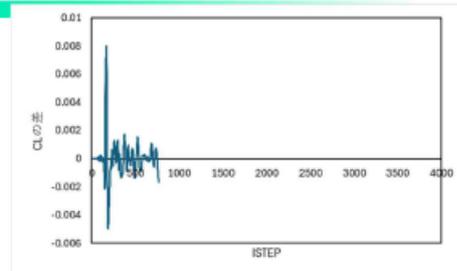
- 標準計算
- 無回転
- 完全乱流モデル(遷移モデルなし)
- 時間刻み1/10

空力係数比較時間刻み1/10

18/29

1回目	2回目	1-2	差の絶対値
IST(値) 前前前前前	L05_36並列	差	
0	0	0	0
1	9.990304513	9.990304513	0
2	9.708969045	9.708969045	0
3	9.413526759	9.413526759	0
4	9.112498118	9.112498118	0
5	8.812257645	8.812257645	0
6	8.512211656	8.512211656	0
7	8.212124629	8.212124629	0
8	7.913517343	7.913517343	0
9	7.616964981	7.616964981	0
10	7.322520681	7.322520681	0
11	7.030297257	7.030297257	0
12	6.740680153	6.740680153	0
13	6.454092601	6.454092601	0
14	6.170457717	6.170457717	0
15	5.889759292	5.889759292	0
16	5.612080369	5.612080369	0
17	5.337321612	5.337321612	0
18	5.065552653	5.065552653	0
19	4.796957153	4.796957153	0
20	4.531363882	4.531363882	0
21	4.26893102	4.26893102	0
22	4.009521768	4.009521768	0
23	3.753282654	3.753282654	-2.03241E-10
24	3.50040594	3.50040594	0
25	3.25	3.25	2.03242E-10

Excel出力



- ✓ 時間刻みを1/10にしてもズレが出始めるステップ数が10倍(20~30stepあたりから200~300step)とはならなかった。
- ✓ 23ステップ目で 10^{-10} のズレが出始めていることに変わりなかった。

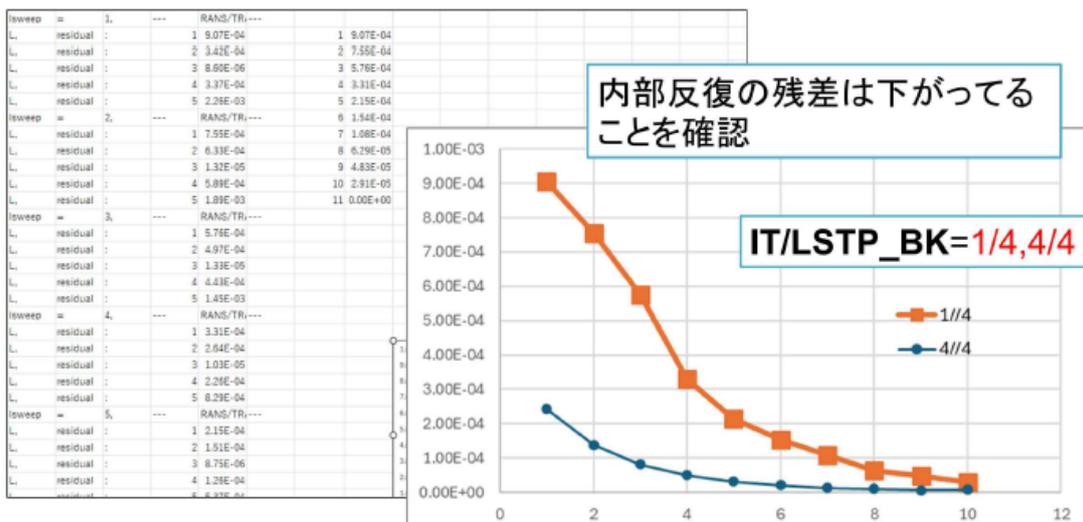
- ただ気付いた点としてすべて $2.03241E-10$ からズレが始まっている

その他

- ▶ 内部反復残差履歴
- ▶ ズレが生まれる値の気づき

内部反復10回の残差履歴(標準計算)

20/29



✓ すべて±2.03241E-10からズレが始まっている

26	22	4.009521768	4.009521768	0	0
27	23	3.753282654	3.753282654	-2.03241E-10	2.03241E-10
28	24	3.500405939	3.50040594	-2.03241E-10	2.03241E-10
29	25	3.250812983	3.250812983	2.03241E-10	2.03241E-10

佐藤2回目3回目。23stepから
-2.0324142369077E-10

22	4.009521817	4.009521817	0	0
23	3.753282603	3.753282603	2.03241E-10	2.03241E-10
24	3.500405768	3.500405768	4.06482E-10	4.06482E-10
25	3.250812517	3.250812517	4.06482E-10	4.06482E-10

遷移モデル無し。23stepから
2.0324097960156E-10

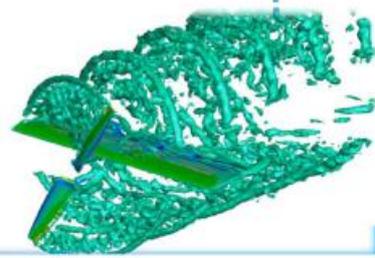
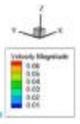
26	22	5.26287344	5.26287344	0	0
27	23	5.049835534	5.049835534	0	0
28	24	4.838731312	4.838731312	0	0
29	25	4.629470265	4.629470265	0	0
30	26	4.422130024	4.422130024	-2.03241E-10	2.03241E-10
31	27	4.216659899	4.216659899	-2.03242E-10	2.03242E-10
32	28	4.0131073	4.0131073	0	0
33	29	3.81170381	3.81170381	6.09724E-10	6.09724E-10

無回転。26stepから
-2.0324097960156E-10

22	4.009521768	4.009521768	0	0
23	3.753282654	3.753282654	-2.03241E-10	2.03241E-10
24	3.50040594	3.50040594	0	0
25	3.250812984	3.250812983	2.03242E-10	2.03242E-10

時間刻み1/10。23stepから
-2.0324142369077E-10

- 計算条件を全く同じにしても、計算する度に数値結果にズレが生まれる $10^{-3} \sim 10^{-4}$ のズレは毎回出てしまうもの。
- 無回転でもズレ。物体格子と背景格子の値の受け渡しが要因ではない。
- 完全乱流モデル(遷移モデルなし)でも同様にズレ。
- 時間刻み1/10にしてもズレが生まれるタイミングに変化なし。
- 20数stepから2.3241E-10ほどのズレから始まる。

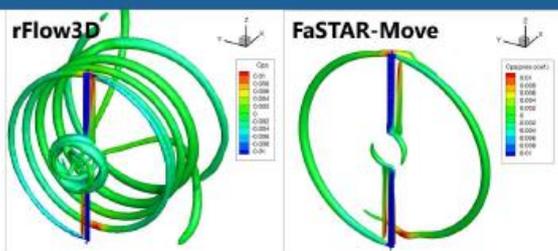


(2023年度の発表内容) 結果 | 渦構造

Q値 (Q=0.01等値面)

FaSTAR-Move

Q値を過小に評価
→空間精度の差,
非構造格子が原因か



解を正確に解くために
必要な格子点数

非構造格子 > **構造**格子

構造格子

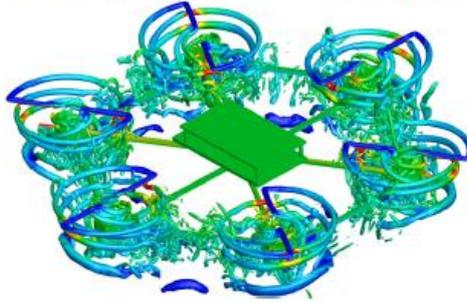


渦ペアリング問題における
格子法による影響 [6] →

[6] Taoutsanis, Panagiotis, et al. "Comparison of structured-and unstructured-grid, compressible and incompressible methods using the vortex pairing problem." *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 293 (2015): 207-231.



ブレード要素理論とアクチュエータラインモデルの 組み合わせによるマルチコプターローターの 3D流れ解析手法の開発



○ 今村太郎, 川崎達輝, 藤原啓明, 玉置義治, 森田直人(東大)
大塚光(金沢大学), 山田健翔, 加藤裕之, 上野真(JAXA)



1

目次



- 背景
- 目的
- 数値解析手法
 - ✓ Hierarchical Cartesian grid based flow solver, UTCart
 - ✓ プロペラ解析手法
 - Actuator Line Model
 - Actuator Disk Model and UTCart on rotational frame
- 解析事例
 - ✓ Single rotating blade simulation
 - ✓ Hexacopter simulation
- まとめ



2

Background: Design of rotorcraft



- New aircraft (UAV, AAM)
 - ✓ Multiple rotors
 - ✓ Wing, fuselage, empennage
- } Aerodynamic interaction

CFD tools for aerodynamic design and certification



[1] DJI Mavic 3 Pro [3] CityAirbus
[2] Boeing wisk



3

Background: Cost estimation for CFD



- UAV simulation (Direct approach)
 - ✓ Min. spatial scale: $O(10^{-6} \sim 10^{-5})$ [m] (Turbulent scale)
 - ✓ Max. velocity scale: $O(10^2)$ [m] (Speed of sound)
 - ⇒ Min. time scale: $O(10^{-9} \sim 10^{-8})$ [sec]
 - ✓ Revolution per minute: $O(10^3 \sim 10^4)$ [rpm]
 - ⇒ Rotation period: $O(10^{-3} \sim 10^{-2})$ [sec]
 - ✓ Time steps per period : $O(10^6)$ [step]
 - ⇒ Total computational step $O(10^7)$ [step] or more
 - $O(10 \sim 10^2)$ rotations needed for aerodynamic interaction analysis

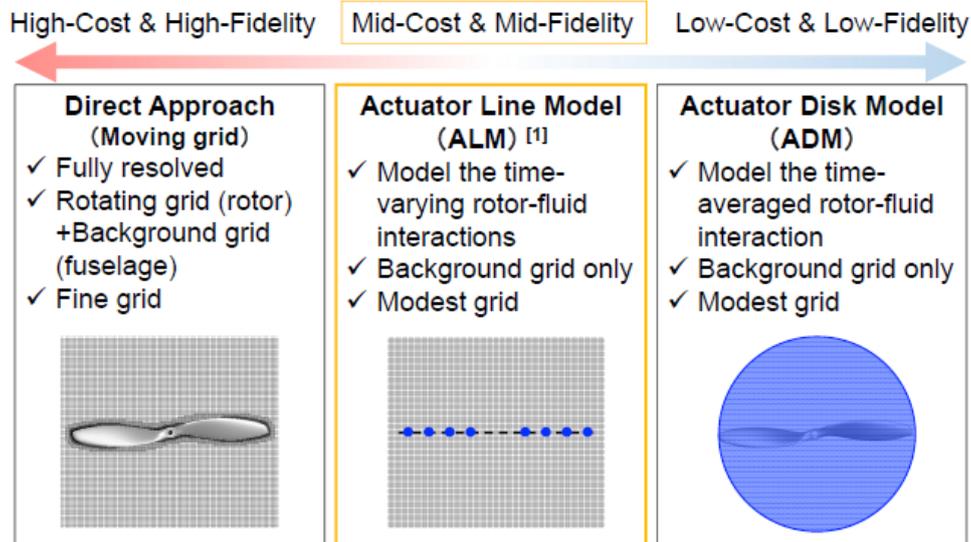
Solution:

Avoid resolving turbulent scales & rotor directly through modeling



4

Background: CFD for Rotor



SCHOOL OF ENGINEERING
THE UNIVERSITY OF TOKYO

[1] Sørensen, J. N., & Shen, W. Z. (2002).
Journal of Fluids Engineering

5

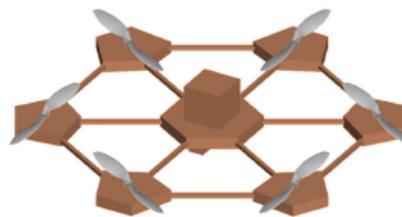
目的



- 圧縮性流体解析ソルバー UTCart に、アクチュエータラインモデル (ALM) を実装し、時間変化するローター-流体相互作用および空力相互作用 (ローター-機体) を評価
- 単一ローターおよびヘキサコプターのシミュレーションを通じ、ALM の性能を明確にするため、後流特性と計算コストを評価



Single rotor simulation



Hexacopter simulation



SCHOOL OF ENGINEERING
THE UNIVERSITY OF TOKYO

6

Methods: UTCart



- The University of Tokyo Cartesian-Grid-Based Automatic Flow Solver

- ✓ 2次元版 / 3次元版
- ✓ 自動格子生成機能: CADデータから数値解析結果をシームレスに得ることができ、航空機の概念設計や空力最適化において有用
- ✓ 圧縮性流体解析: 埋め込み境界法を採用し、物体適合格子を用いる従来の方法に近い計算精度を実現
- ✓ ユーザーフレンドリー: 入力形状(2D:点列、3D:STL)、解析条件設定ファイル(3つ)が準備できれば、コマンド1つで解析可能
- ✓ 複数のOS環境に対応: Windows/Mac OS/ Linux...



7

Methods: Governing equations of ALM



$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0$$

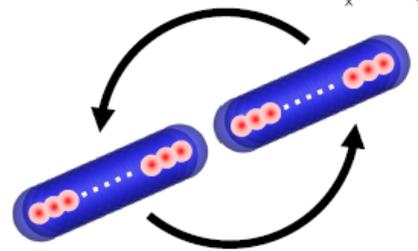
$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F_{S,i}$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho H u_j}{\partial x_j} = \frac{\partial u_i \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + E_S$$

$$F_S = \sum_{n=1}^{N_P} (-f(r_n) \Delta R) g_n(x)$$

$$E_S = \sum_{n=1}^{N_P} (-f(r_n) \Delta R) \cdot (\Omega \times r_n) g_n(x)$$

$$g_n(x) = \frac{1}{(\sqrt{2\pi}\sigma)^3} \exp\left(-\frac{|x - \mu_n|^2}{2\sigma^2}\right)$$



- ✓ N_P : the number of point sources
- ✓ $(-f(r_n) \Delta R)$: force for a point source
- ✓ $(\Omega \times r_n)$: velocity for a point source
- ✓ $g_n(x)$: 3D Gaussian kernel
 - $\mu_n(t)$: location of point sources
 - $\sigma = 0.2c_{75}$: standard deviation

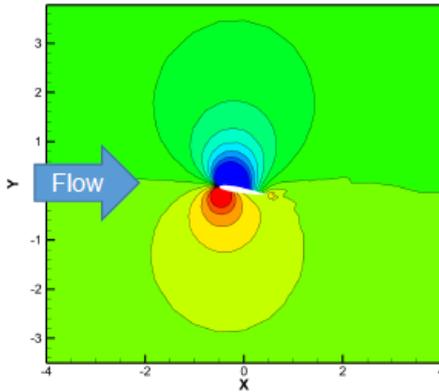


8

【補足】

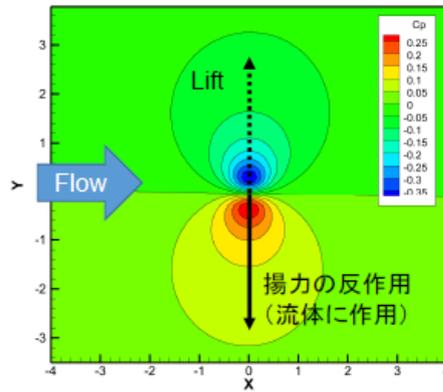


- 外力項により翼型周りの流れを模擬



Airfoil simulation

RANS, $Re=3 \times 10^6$, Freestream Mach=0.2, AoA=9.6deg



Point Source Model

(The same force applied)



9

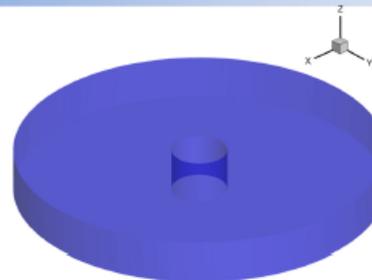
Methods: Governing equations of ADM



$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F_{S,i}$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho H u_j}{\partial x_j} = \frac{\partial u_i \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + E_S$$



$$F_S = N_b \frac{-f(r)}{2\pi r} g(z)$$

$$E_S = N_b \frac{-f(r) \cdot (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r})}{2\pi r} g(z)$$

$$g(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} \exp\left(-\frac{|z - z_{\text{rotor}}|^2}{2\sigma^2}\right)$$

- ✓ N_b : the number of blades
- ✓ $-N_b f(r)/(2\pi r)$: force per unit area
- ✓ $-N_b f(r) \cdot (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r})/(2\pi r)$: energy per unit area
- ✓ $g(z)$: 1D Gaussian kernel
 - z_{rotor} : location of rotor disk plane
 - $\sigma = 0.2c_{75}$: standard deviation



10

Methods: UTCart (rotational frame)



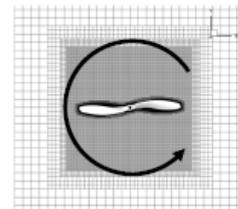
- Extended version of UTCart to rotational frame*
 - ✓ Limited to single rotating grid (no overset)
 - Only single rotor (Multiple rotor cannot be handled)
 - No airframe (Wing, Fuselage, etc.)
 - ✓ Modification to UTCart
 - W : velocity vector of the grid

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q}_c dV + \int_{\partial V} \{(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_c) - \mathbf{Q}_c \otimes \mathbf{W}) - \mathbf{F}_v\} \cdot \mathbf{n} ds = 0$$

$$(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_c) - \mathbf{Q}_c \otimes \mathbf{W}) \cdot \mathbf{n} = T^{-1} \mathbf{F}(T\mathbf{Q}_c) \cdot \mathbf{n}$$

where

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\mathbf{W} & 1 & 0 \\ |\mathbf{W}|^2/2 & -\mathbf{W}^T & 1 \end{bmatrix}$$



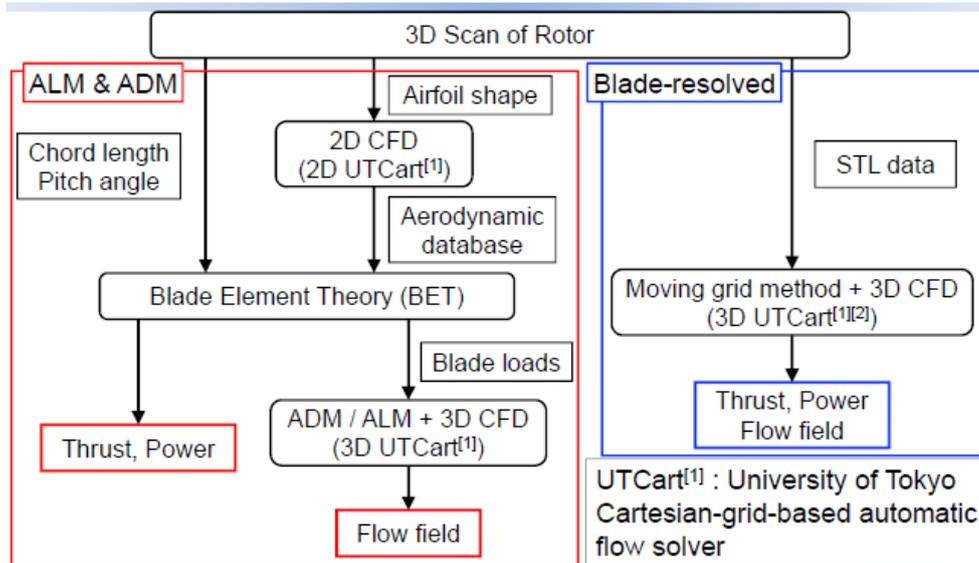
The grid rotates with the rotor

* Sugaya, K., and Imamura, T. Computers & Fluids 2021



11

Methods: Flowchart of the analysis



[1] Tamaki, Y., & Imamura, T. (2018). *AIAA Journal*.
 [2] Sugaya, K., & Imamura, T. (2021). *Computers & Fluids*.

Single rotor simulation



Single rotor simulation

- ✓ Code verification
- ✓ Validation of wake flow field



Hexacopter simulation

- ✓ Rotor-airframe interaction
- ✓ Evaluation of comp. cost

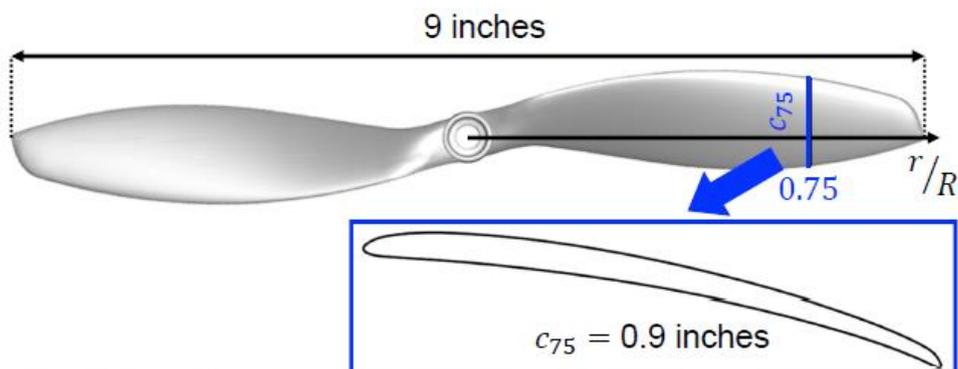


13

Simulation setup: Geometry



- A fixed-pitch rotor for a small UAV
 - ✓ APC 9×4.7 Slow Flyer
 - Diameter : 9 inches
 - Pitch : 4.7 inches

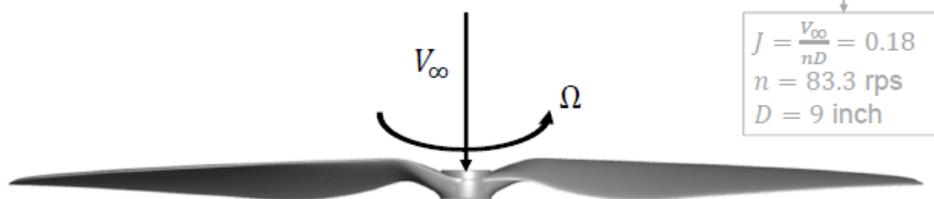


14

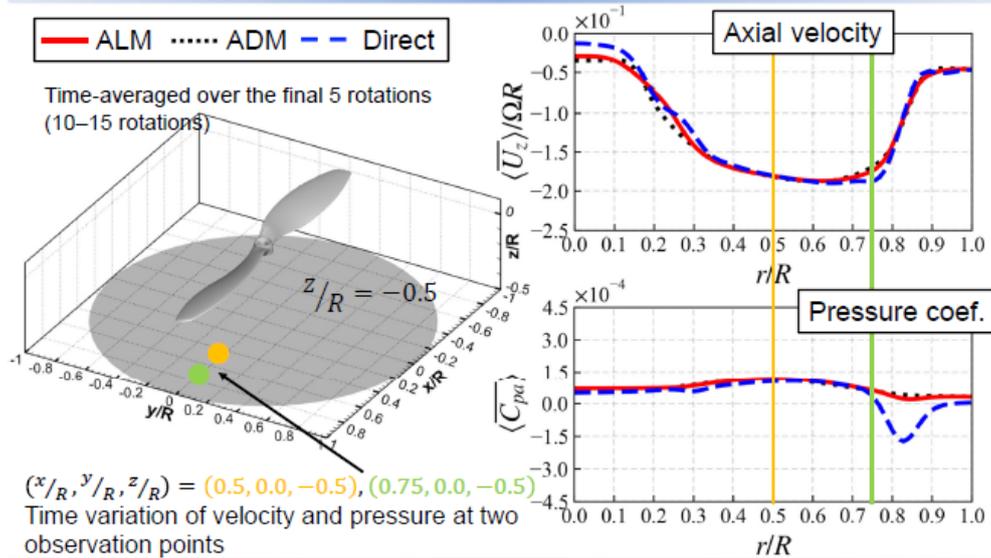
Simulation setup: Flow conditions



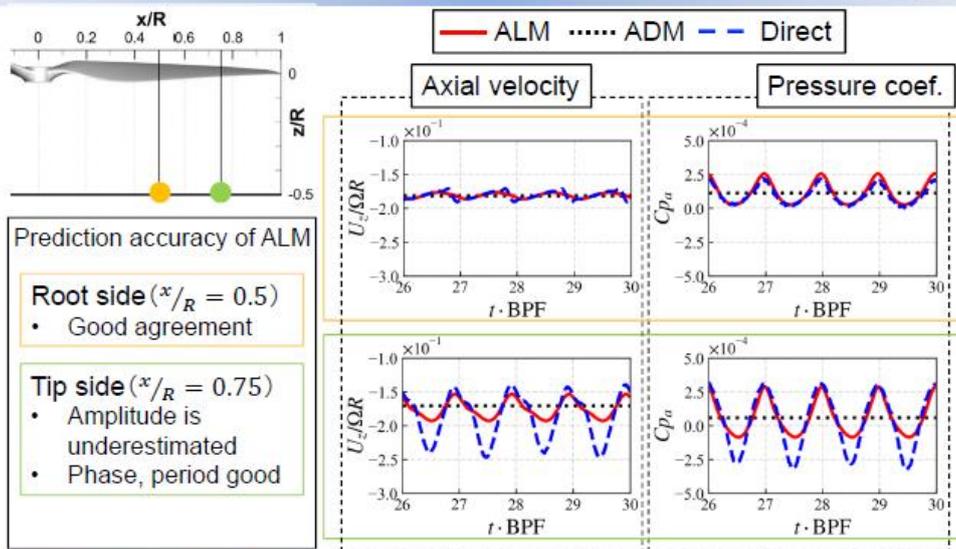
- Rotation speed : 5,000 RPM ($\Omega = 523.6$ rad/s)
 - ✓ Calculation of 15 total rotations
- $Re_{75} = 7.03 \times 10^4$
 - ✓ Reynolds number based on the chord length c_{75} and blade rotational speed Ωr_{75} at $r/R = 0.75$
- Axial climb condition
 - ✓ Axial inflow velocity $V_\infty = 3.4$ m/s



Result: Time-averaged wake



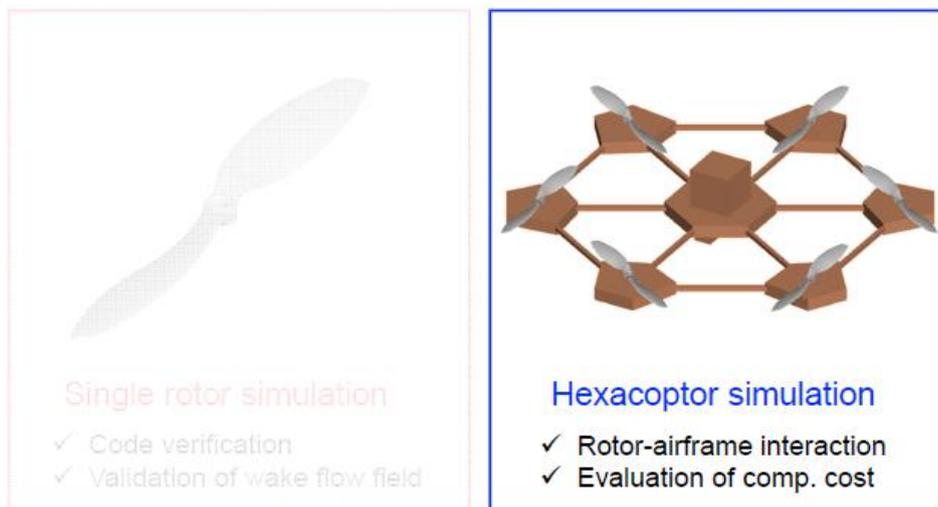
Result: Time-variation of the wake



$\text{BPF} = N_b \cdot \text{RPM}/60$
Blade Passing Frequency

17

Hexacopter simulation

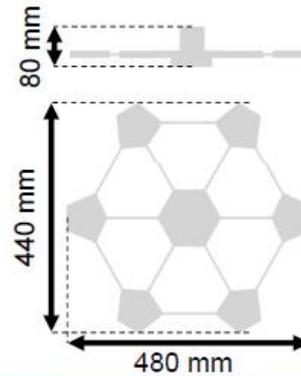
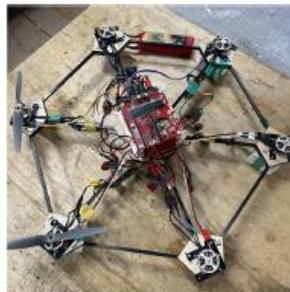
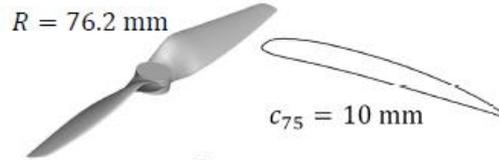


18

Simulation setup: Geometry etc.



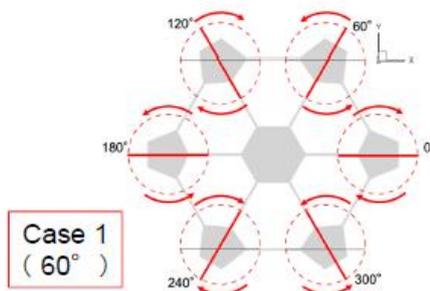
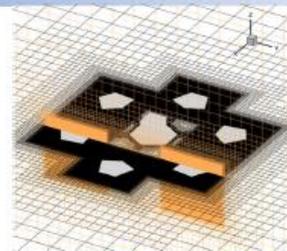
- Geometry
 - ✓ Blade: APC 6×4E
 - ✓ Hexacopter [1]
- Condition
 - ✓ 9,000 RPM, $Re_{75} = 3.41 \times 10^4$
 - ✓ Hovering



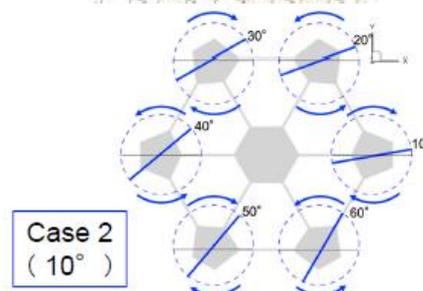
Simulation setup: Grid etc.



- ALM
- Computational grid
 - ✓ # of grid points : 37,682,200
 - ✓ Min. grid size: $\Delta x_{\min} = 0.1c_{75} = 1 \text{ mm}$
- Number of rotation: 30



Case 1
(60°)



Case 2
(10°)

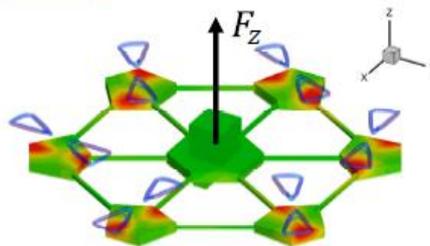
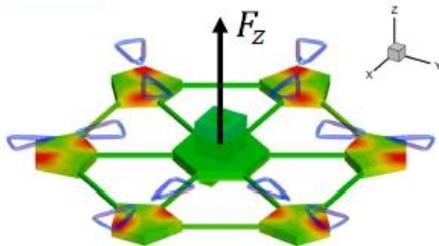
Results: Flow field



Isosurface of Q -value + Aircraft surface (colored by C_{pa})

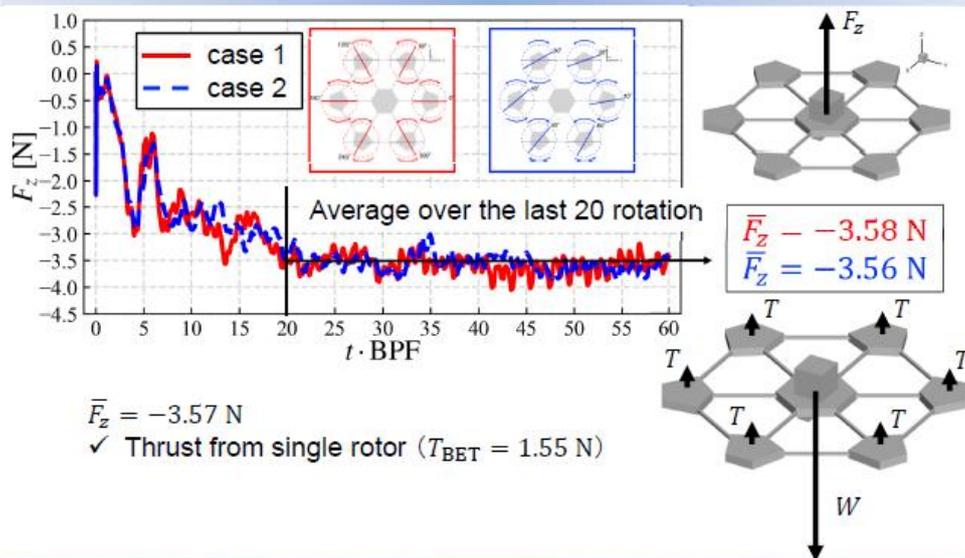
case 1

case 2



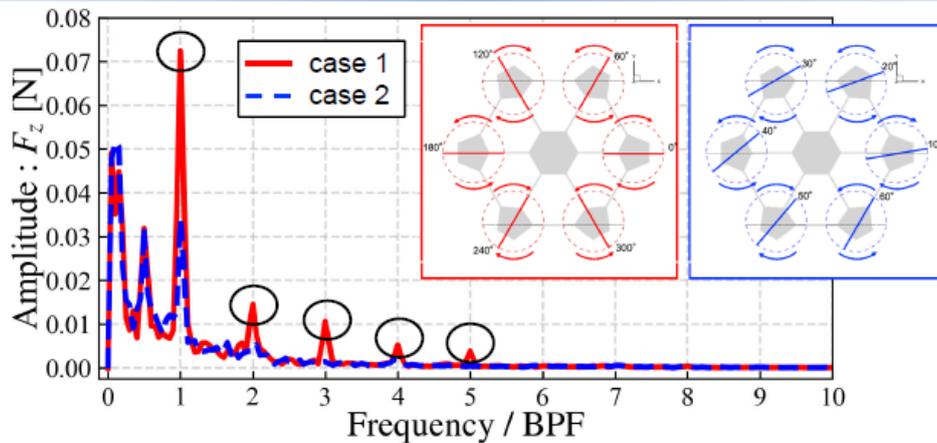
21

Results: Aerodynamic force on airframe(1)



22

Results: Aerodynamic force on airframe(2)



The aerodynamic interaction experienced by the airframe depends on the phase of the rotor



23

Results: Computational Cost

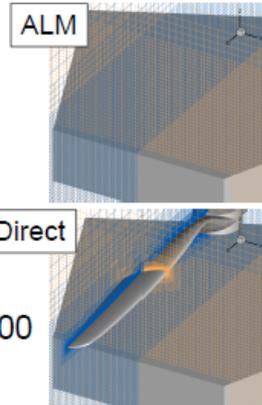


- 計算時間※ ※ Wisteria/BDEC-01 (UTokyo super computer)
 - ✓ 768 parallel, 39 hours
 - 1.3 hours per rotation

- 直接計算との比較

Approach	# of grid	steps / rot.	Cost (Estimated)
ALM	38M	3,600	1.35×10^{11}
Direct	680M	230,400	1.56×10^{14}

1/1000



壁面(ローター)付近の細かい格子は ALM では不要
 ✓ 格子の数を削減
 ✓ 大きな時間ステップ → 1回転あたりの計算ステップ数を削減



24

まとめ

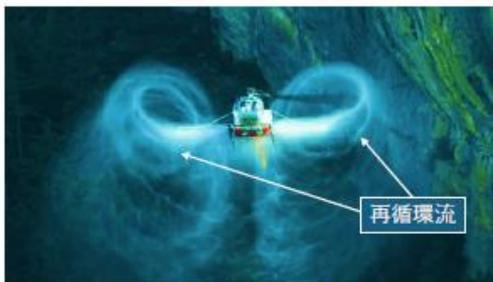


- ロータ後流の非定常な流れを低コストで再現できる三次元流体解析手法の構築とその性能評価
 - ✓ Blade Element Theory と Actuator Line Model の組み合わせ
- Single rotor analysis
 - ✓ 定常・非定常流れ場の再現が可能であることを実証
- Hexacopter analysis
 - ✓ ローターによって機体が受ける空力相互作用を評価
 - ✓ 直接計算と比較して、ALMの計算コストは1/1000程度

Vortex Ring State と回復機動について

防衛大学校
有田 俊作

Vortex Ring State (VRS)



<https://www.youtube.com/watch?v=HjeRSDsy-nE>

低速前進，高降下率時に発生。

自らの吹き降ろしの中に降下していくことで，再循環流が構成され，推力が得られなくなる，あるいは必要パワーが急増する現象。

Settling with powerともいわれる。

VRS領域

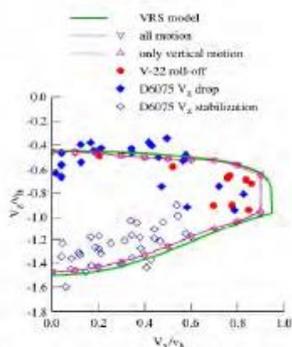


Figure 55. Calculated flight dynamics stability boundary for helicopter.

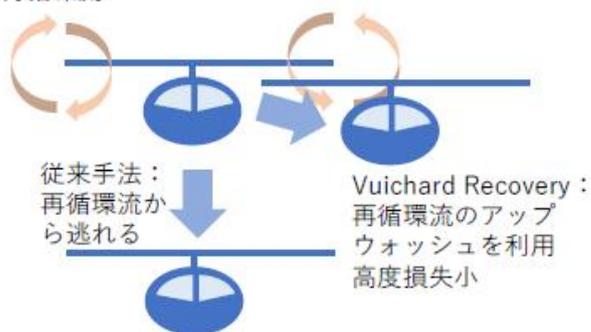
Johnson, 2004

2000年代に飛行試験を伴う検証がなされている。

- 降下速度がホバリング時誘導速度の1/2程度でVRSに入る。
- 前進速度がホバリング時誘導速度程度になるとVRSにはならない。

VRSからの回復機動

再循環流



(チルトロータはナセルを前に倒す)

Vuichard Recovery

1. 最大のパワー（コレクティブ引き）
2. ヘディング維持でテールロータ推力（反時計回りロータの場合右方向）を利用
3. 同時にロールを20度程度
4. 約1秒後、アップウォッシュ到達後にロールを戻す



<https://www.youtube.com/watch?v=HjeRSDsy-nE>

5

Vuichard Recovery

- ロビンソン社のマヌーパガイドに明記 (2013)
 - FAAのハンドブックに紹介 (2019)
 - Airbus社の安全通知に紹介 (2020)

 - Stalewski(2019) : CFDと組み合わせ機動をシミュレート (アクチュエータ: FLUENT)
 - Georgiopoulos(2023) : オンラインシミュレーションで機動の有効性とシフト検討
 - Binet(2024) & EASAのプロジェクト(2022-2024) : FennecおよびDauphinによる飛行試験でVuichard Recoveryを検証し有効性示す。ただし研究の主眼はオンラインシミュレータの精度向上。
- ★Vuichard Recoveryの認知のされ方に比してアカデミックな研究は限られている。
★海上自衛隊51空による飛行試験によるとワークロードの面で問題も・・・
★手法の細部現象等については研究されていない。

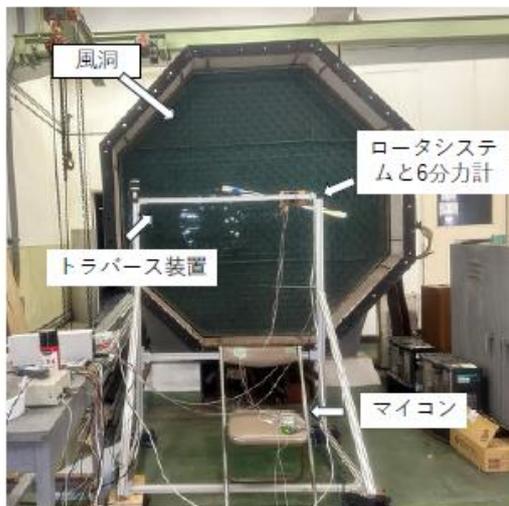
研究の目的

回復に必要な横移動速度等に関する定量的知見無し



横移動による推力回復を実験的に検証

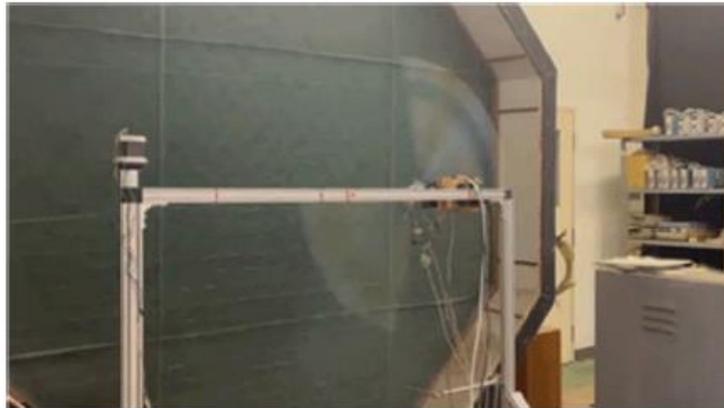
実験装置の概要と実験方法



移動量：おおむねロータ半径分
移動速度：0.06vh～0.24vh

8

計測の様子



9

ロータおよび風洞の運転条件など

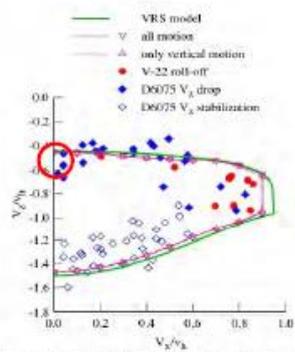
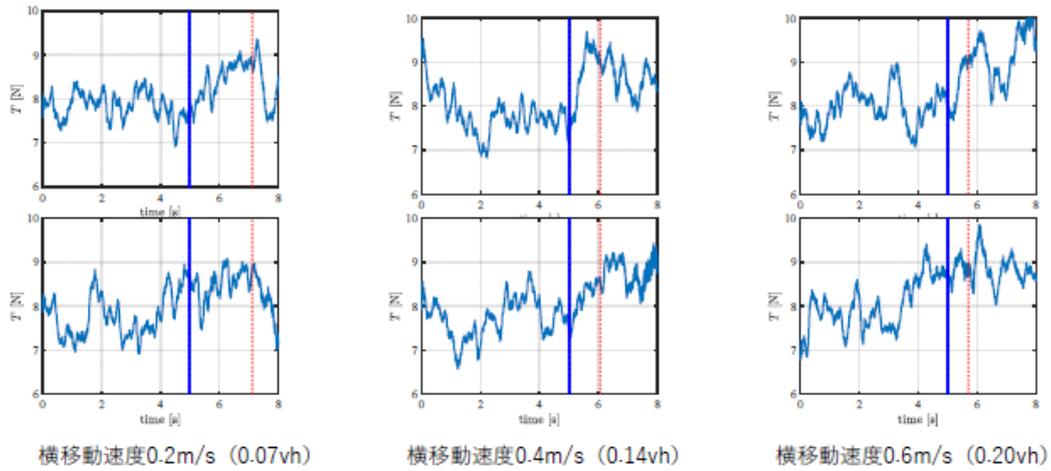


Figure 55. Calculated flight dynamics stability boundary for helicopter.

→実験時の条件

C_T	ρ [kg/m ³]	T_h [N]	v_h [m/s]
2.7×10^{-3}	1.22	8.4	2.46
3.9×10^{-3}	1.22	12.0	2.94
5.5×10^{-3}	1.24	17.3	3.50

※風洞運転は1/2vh



ホバー時推力係数 C_T : 3.9×10^{-3}
 ホバー時推力 T : 12 N
 ロータ面吹き降ろし v_h : 3 m/s
 風洞流速 : 1.5 m/s

— : 移動開始時間
 - - - : ロータ半径分
 移動終了時間

顕著な推力回復は確認できなかった。

- わずかな推力回復が見られる場合もあるが、移動による推力変化量は、移動しない場合の変動幅と大きく変わらないため、それが移動によるものなのかは確実ではない。
- 移動による推力変化が無いケースもある。

移動速度と推力変化の起こりやすさに明確な関係は認められない。

VRSにおける推力変動は、翼端渦の蓄積と崩壊に起因する再循環流の強弱によってロータ面誘導速度の変動が大きくなることによる。

ロータ面流入速度は上から下

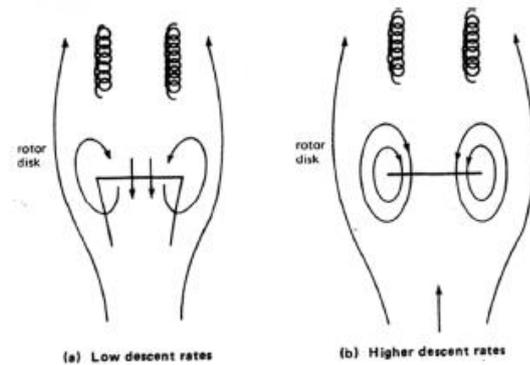


Figure 3-4 Rotor flow in the vortex ring state.

Vuichard Recoveryが成功すれば、アップウォッシュによりVRS変動より大きな推力回復がみられるはず・・・



<https://www.youtube.com/watch?v=HjeRSDsy-nE>

結論

- 今回の条件（降下速度変化無、横移動速度最大0.247%）ではアップウォッシュを利用した推力回復は再現できなかった。
- Vuichard Recoveryは、横移動すれば必ず達成できるわけではない。少なくとも降下速度に変化が無い場合、0.247%以上の横移動速度が必要。

15

今後の予定

- コレクティブの変更など、条件を工夫する
- 再循環流を可視化して検討する
- ロータ径を小さくして移動量を増やす
- 可能であれば飛行試験による機動特性等の検証も・・・

プロペラと機体胴体周りの 自動格子生成ツールの紹介

田辺 安忠

JAXA 航空技術部門 航空利用拡大イノベーションハブ
エアモビリティ設計技術チーム

発表内容



- 背景
 - JAXAが開発提供している回転翼機向け解析ツール群
 - 現在のrGridツール群概要
- プロペラ周りの自動格子生成ツール<GridGen_Propeller>
- 胴体周りの自動格子生成ツール<GridGen_Fuselage>
- 計算例
- まとめ

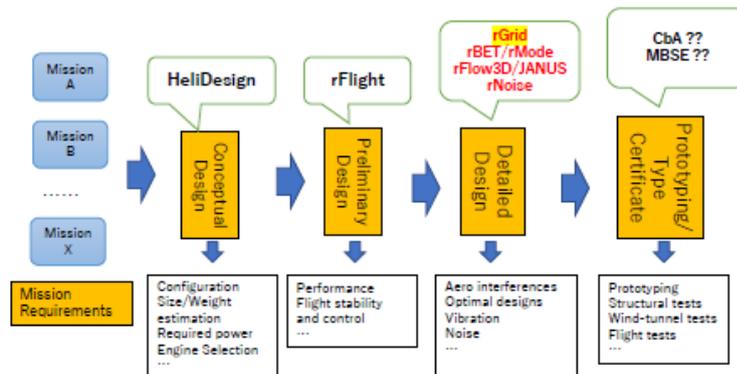
JAXAが開発提供している回転翼機向け解析ツール

- **HeliDesign** – Sizing of a rotorcraft (内部利用)
- **rFlight** – Trim, performance, flight dynamics modelling (内部利用)
- **rBET/RMT** – Low fidelity fluid/structure coupling analysis
- **rMode** – Natural frequencies and modes of a rotating blade
- **rGrid** – Automatic grid generation for CFD
- **rFlow3D/JANUS** – CFD/CSD/Trim coupling Analysis
- **rNoise** – Noise prediction

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

2

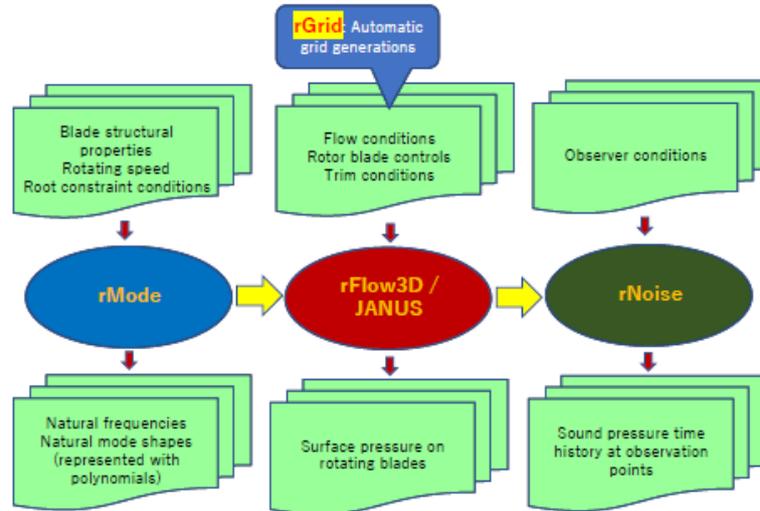
Rotorcraft Analysis Tools vs Design & Development Phase



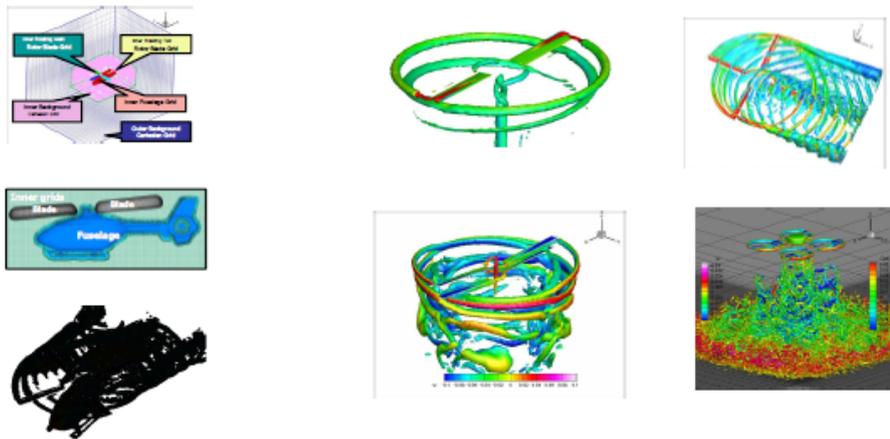
<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

3

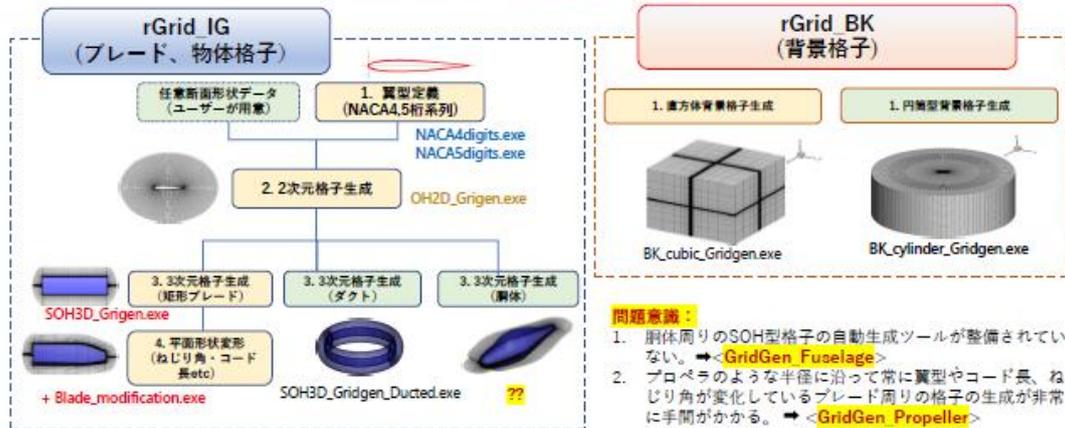
High-Fidelity Analysis Toolchain at JAXA



rFlow3D/JANUS Samples



rGrid 機能一覧



* 市販格子生成ソフトウェアPointwiseを利用する：任意の物体周りの格子生成が可能。ライセンス費が高価。作成に時間がかかる。

課題: キャンバー+薄翼の格子生成

- ✓ SOH3D_Gridgen.exeのインプットファイル L_Tip_Centerのパラメータによる特異点周りの格子線の作られ方の違い

L_Tip_Center = 1~3は直線的に特異点に向かう ⇒ キャンバー付きかつ薄翼の翼型だと格子線が交差してしまう箇所が発生



L_Tip_Center = 4の平滑モードではパラメータ調整によって下図のようにキャンバーに沿った格子生成が可能



プロペラ周りの自動格子生成ツール <GridGen_Propeller>

APC E Series Propeller Geometry (例: APC 6x4E)

<Geometry_6x4E-PERF.PE0.bt>からの抜粋
6x4E (6x4E.dat)
v2022-0915 Simulation Date: 09/22/2022

----- AIRFOIL SUMMARY DATA -----

DEFINITIONS:
THE QUOTED PITCH REFLECTS, IN GENERAL, ANGULAR MEASURE AS DEFINED WITH A FLAT BOTTOM SURFACE. THIS WILL AGREE WITH A PRATHER GAGE MEASUREMENT OVER MOST OF THE EFFECTIVE PORTION OF THE BLADE. (NOTE: QUOTED=INPUT) THE LE-TE MEASURE IS DEFINED IN TERMS OF LEADING EDGE AND TRAILING EDGE (MOLD) PARTING LINE DATUMS. THE PRATHER MEASURE REFLECTS THE MOST LIKELY PITCH INTERPRETATION FROM A PITCH MEASUREMENT DEVICE THAT RESTS AGAINST THE LOWER SURFACE. SWEEP IS DEFINED WITH (MOLD) LE PARTING LINE. ZHIGH IS HIGHEST ELEVATION ON TOP SURFACE. TWIST IS DEFINED WITH (MOLD) LE AND TE PARTING LINE DATUMS. CHORD IS THE LENGTH BETWEEN (MOLD) LE AND TE PARTING LINES. CGY IS MASS OFFSET, FORE-AFT. CGZ IS MASS OFFSET, ELEVATION.

STATION	CHORD	PITCH	PITCH	PITCH	SWEEP	THICKNESS	TWIST	MAX-THICK	CROSS-SECTION	ZHIGH	CGY	CGZ
(IN)	(IN)	(QUOTED)	(LE-TE)	(PRATHER)	(IN)	RATIO	(DEG)	(IN)	(IN**2)	(IN)	(IN)	(IN)
0.7325	0.6274	4.0000	4.0000	3.6433	0.2353	0.1159	40.9929	0.0727	0.0333	0.2809	0.0279	0.1265
0.7727	0.6264	4.0000	4.0000	3.7070	0.2363	0.1152	39.4852	0.0722	0.0310	0.2753	0.0255	0.1290
.....
2.9801	0.0897	4.0000	4.0000	3.7918	-0.0764	0.0790	12.0583	0.0071	0.0005	-0.0900	-0.1168	-0.0991
3.0000	0.0001	4.0000	4.0264	4.0248	-0.1617	0.0787	12.0574	0.0000	0.0000	-0.1118	0.0000	0.0000

RADIUS: 3.00 PROPELLER RADIUS (IN)
HUBTRA: 0.73 HUB TRANSITION (IN)
BLADES: 2 NUMBER OF BLADES

----- INERTIA AND AREA DATA -----
TOTAL WEIGHT (Kg) = 0.004540
MOMENT OF INERTIA (Kg-M**2) = 0.0000004

----- AIRFOIL SECTIONS -----

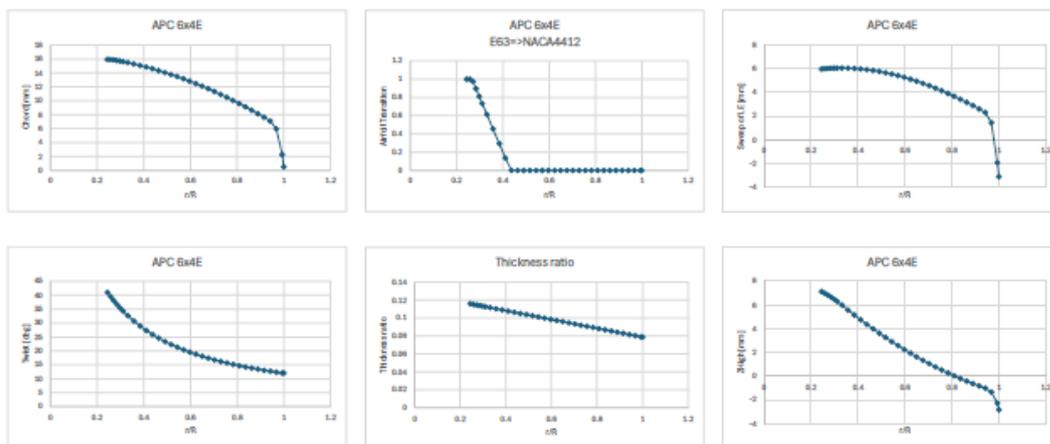
AIRFOIL1: 0.80, E63 (Transition Start, Airfoil 1)
AIRFOIL2: 1.39, APC12 (Transition End, Airfoil 2)

AIRFOILS ARE SCALED BASED ON THICKNESS RATIO IN TABLE ABOVE.

NOTE: APC12 airfoil is equivalent to NACA 4412



Geometry of APC 6x4E

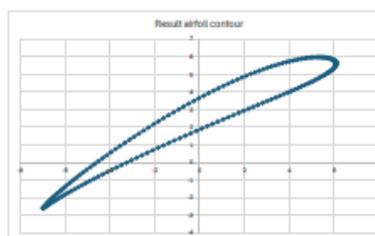
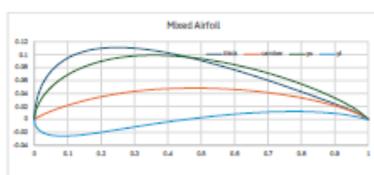


<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

10

Airfoil mix for APC E series propellers

Number of STN	STATION (N)	CHORD (M)	PITCH (QUOTED)	PITCH (LE-TE)	PITCH (PRATHER)	SWEEP (N)	THICKNESS RATIO	TWIST (DEG)	MAX-THICK (N)	CROSS-SECTION (N**2)	DHIGH (N)	CGY (N)	CGZ (N)	E63->NACA412 ratio	x (mm)	Chord (mm)	Sweep (mm)	Zhigh (mm)		
7	0.904	0.5062	4	4	3.830	0.2385	0.1138	32.6376	0.069	0.0271	0.2359	0.0122	0.1138	0.622	25.2476	#DIV/0!	25.47369	6.0779	5.98932	
		Ratio		Ratio		Thickness ratio		0.1138	Twist [deg]		32.6376	Chord (mm)		25.47369	Sweep (mm)		6.0779	Zhigh (mm)		5.98932
NACA412		2		0.268		0.032		Mixed Airfoil												
Thick_max		6.06E-02		4.27E-02																
x		thick camber		x		thick camber		y		z										
1	0	0.000E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	
2	3.88E-05	3.504E-04	7.79E-07	3.88E-06	1.94E-05	1.29E-06	3.88E-06	2.82E-04	1.09E-06	1.42E-04	-1.63E-04									
3	3.1E-05	9.864E-04	6.20E-06	3.10E-05	1.47E-04	1.03E-05	3.10E-05	9.59E-04	8.69E-06	6.94E-04	-4.69E-04									
4	0.000105	1.813E-03	2.09E-05	1.05E-04	4.97E-04	3.46E-05	1.05E-04	2.10E-03	2.93E-05	1.08E-03	-1.02E-03									
5	0.000248	2.784E-03	4.95E-05	2.48E-04	1.19E-03	8.10E-05	2.48E-04	3.89E-03	6.94E-05	2.02E-03	-1.89E-03									



result contour			
201 x (mm)	y (mm)	z (mm)	
1	25.2476	6.06E+00	5.74E+00
2	25.2476	6.06E+00	5.74E+00
3	25.2476	6.06E+00	5.74E+00
4	25.2476	6.07E+00	5.73E+00
5	25.2476	6.07E+00	5.72E+00
6	25.2476	6.08E+00	5.70E+00
7	25.2476	6.09E+00	5.68E+00
8	25.2476	6.09E+00	5.65E+00
9	25.2476	6.09E+00	5.63E+00
10	25.2476	6.09E+00	5.61E+00

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

11



<GridGen_Propeller.input.txt> for APC 6x4E

```

!! GridGen_Propeller.input.txt
!! Input file for <GridGen_Propeller> for APC 6x4E at 14,000 rpm
!! 2024/11/22 for APC6x4E propeller, by tanabe.yasutada@sist.ac.jp
!! Length in [mm], should be scaled 1.0e-3 in <rFlow3D_input.txt>
!!

&FILES
  FN_Output='GridGen_Propeller_APC6x4E.output_241204yp2.txt'
  Propeller_Contours='APC6x4E_Contours_241130mod.csv',
  FN_Grid_out='APC6x4E_121x81x31yp2.x',
&END

&GridPoints
  lmax=121, jmax=81, kmax=31, !! l: x, stn-wise; j: phi, contour-wise, cw?, BL; k: h: body-wise
  lroot=7, ltip=3,
&END

&GridSizes
  dHmin=9.5e-3,      !! [mm], chord_max=15 mm, dHmin=>y_plus=2
  dRx0=15.0, dRx1=15.0, dRy0=15.0, dRy1=15.0, dRz0=15.0, dRz1=15.0,
  sen=2.0,
  RNx=0.75, RNy=0.75, RNz=0.7,
&END

```

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

12

Parameter: dHmin [mm]

ブレード表面からの第1層の格子の高さの制御



JAXAからのrFlow3Dのライセンス配布パッケージにある、<Blade_Re数_Sample.xls>を用いて、目標y_plusに合う最小の格子幅を計算する。

	Mtip											
■粘性係数	1.48070E-05											
Vinf	0.0											
Mref	0.00000											
r/R	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.75	0.8	0.9	1	
U_local	11.172	22.343	33.515	44.688	55.858	67.029	78.201	83.786	89.372	100.544	111.715	
M_local	0.020	0.095	0.198	0.331	0.484	0.637	0.790	0.846	0.903	0.959	0.928	
Blade chord	0.02000	0.01000	0.02570	0.01400	0.02500	0.02500	0.01100	0.01000	0.00900	0.00700	0.00000	
Section Re	7.548E+03	1.530E+04	3.602E+04	4.283E+04	5.193E+04	5.782E+04	6.050E+04	5.023E+04	5.874E+04	5.369E+04	1.012E+01	Max Re
laminar	7.594E-03	3.370E-03	3.499E-03	3.209E-03	2.773E-03	2.762E-03	2.700E-03	2.708E-03	2.740E-03	2.888E-03	1.519E-01	
Tau_w_lami	5.809E-01	1.642E+00	2.407E+00	3.025E+00	3.529E+00	3.901E+00	1.011E+01	1.164E+01	1.341E+01	1.775E+01	1.161E+03	
U_tau_lami	0.688	1.158	1.402	1.799	2.080	2.491	2.873	3.082	3.308	3.806	30.188	
turbulenc	9.532E-03	8.385E-03	7.085E-03	6.825E-03	6.437E-03	6.427E-03	6.389E-03	6.375E-03	6.407E-03	6.523E-03	3.192E-02	
e	7.383E-01	2.584E+00	4.880E+00	8.347E+00	1.250E+01	1.789E+01	2.388E+01	2.741E+01	3.194E+01	4.059E+01	2.440E+02	
Tau_w_turb	0.175	1.447	1.952	2.810	3.359	3.908	4.413	4.730	5.058	5.742	14.114	
U_tau_turb												
y_plus(1)												
Delta_y_ref	5.717E-05	4.043E-05	2.834E-05	2.416E-05	2.088E-05	2.079E-05	2.035E-05	2.037E-05	2.063E-05	2.158E-05	1.143E-03(0.005/ u /Re)	min Delta_y
Delta_y_laminar	4.244E-05	2.523E-05	2.084E-05	1.832E-05	1.405E-05	1.173E-05	1.017E-05	9.479E-06	8.831E-06	7.675E-06	9.460E-07	min Delta_y
Delta_y_turb	3.788E-05	2.019E-05	1.467E-05	1.119E-05	9.219E-06	7.988E-06	6.820E-06	6.178E-06	5.773E-06	5.088E-06	2.070E-06	min Delta_y

単位 : [m]

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

13

Parameter : dRx0, dRx1, dRy0, dRy1, dRz0, dRz1 ブレードから外部境界までの距離

胴体から外部境界までの距離dRは背景格子の解像度を参照して決める必要がある。最低でもdRの範囲内に6点以上背景格子の点数が入る必要がある。

また、胴体格子の外周付近での格子サイズは背景格子のサイズよりも若干小さいことが望ましい。

'GridGen_Fuselage_output.txt' を参照して、格子外周での格子サイズを確認してください。

"Outer layer max grid size: dj_km= 58.589 ; dj_km=63.311 ; dk_km= 71.151"のような出力が最後にある。



胴体周りの背景格子の解像度は約40~60mmに決定

*背景格子のサイズがプロペラなどの要因ですでに決まっている場合は、Imax, Jmax, Kmaxを調整してください。

Propeller_Contours='APC6x4E_Contours_241130mod.csv'

i	x	y	z	(mm)					
	39	number of sections			APC6x4E	200	76.03151	-2.69391	-2.67461
						201	76.03151	-2.69395	-2.67487
	201x (mm)	y (mm)	z (mm)		1	201x (mm)	y (mm)	z (mm)	39
	1	18.6055	5.97662	6.923604		1	76.2	-3.18	-2.85429
	2	18.6055	5.976822	6.923278		2	76.2	-3.17998	-2.85441
	3	18.6055	5.978233	6.920995		3	76.2	-3.17994	-2.85463
			
	200	18.6055	5.976298	6.92388		200	76.2	-3.18003	-2.85416
	201	18.6055	5.97662	6.923604		201	76.2	-3.18	-2.85429
	201x (mm)	y (mm)	z (mm)		2				
	1	19.62658	6.00202	6.767048					
	2	19.62658	6.002211	6.766718					
	3	19.62658	6.003549	6.764416					
								
	200	19.62658	6.001708	6.76733					
	201	19.62658	6.00202	6.767048					
	201x (mm)	y (mm)	z (mm)		3				
	1	20.64512	6.02234	6.600959					
	2	20.64512	6.022599	6.600529					
	3	20.64512	6.023977	6.598072					
								

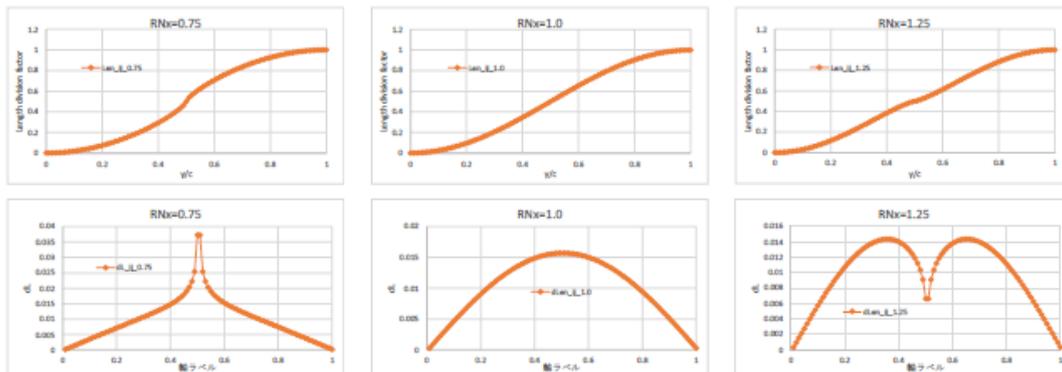
* 赤い数値が実際に読み込まれているところ。
他はコメント扱い

GridGen_Propeller 格子作成手順

- Step 1: Read contours.
- Step 2: Sections obtained from contour data, from LE to TE on lower surface, then from TE to LE on upper surface. Concentrate grid around LE and TE using **RNx**.
- Step 3:
 - 3-1) at root section, singular line at camberline center. Use **RNy** for clustering at root.
 - 3-2) at tip section, singular line at camberline center. Use **RNy** for clustering at tip.
 - 3-3) from root to lmax-ltip, on blade. Mildly concentrate at tip and root (cosine function grid distribution).
- Step 4: Define outer boundary with a super-elliptic sphere, index **sen**. Center and range adjusted based on dRx0, dRx1, dRy0, dRy1, dRz0, dRz1. **Twisted and shifted with blade twist and center position.**
- Step 5: Divide bodywise lines starting with dHmin from the surface to the outer boundary. Mixing straight line with normal line from surface with adjustment by **RNz**.

RNx

- $0.5(?) \leq RNx \leq 1(?)$
- 翼型のLEとTEへの格子への集中配置をコントロール



RNy

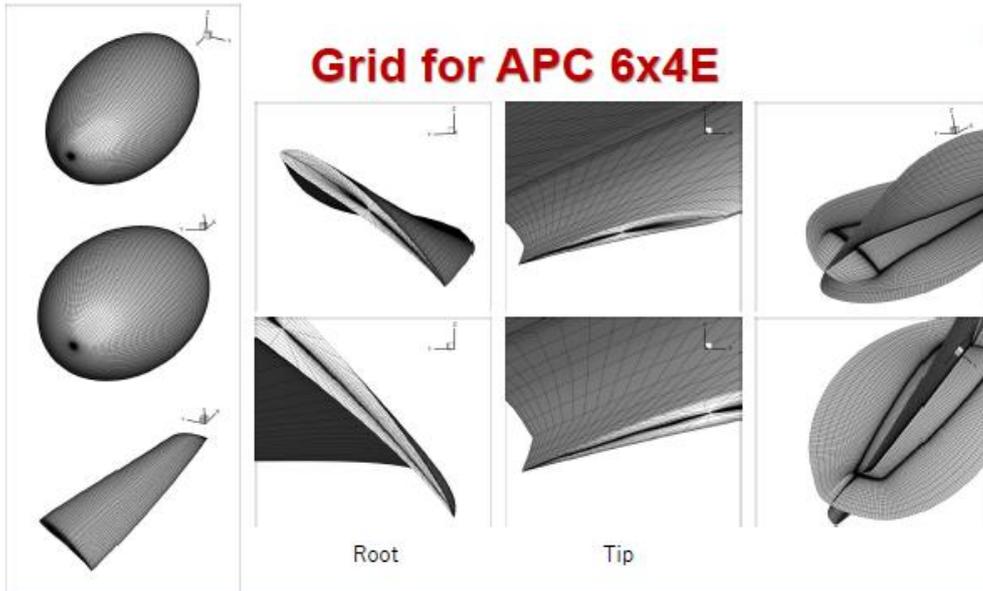
!! mixing skewed elliptic circle with airfoil interpolation

RNy=1: Linear mixing of straight line with a skewed circle.
Rny =0: Straight line interpolation from a focal point on the camberline to the edge.
Rny >1: Higher weight of the skewed circle

Parameter: RNz

- 0: straight line division only (物体と外周を直線で結び、指数関数で分割したもの)
- 1: Linear transition from normal line to straight line (表面と外周を結ぶ直線と表面からの垂直線をk indexによる線形関数で重みを変えていく)
- RNzが“Negative volume”を避けるために、比較的敏感なパラメータである。
 - ブレード表面から外周まで、結んだ直線が物体と交差したりしていない場合は、比較的高めの数値を設定できる。
- 周囲方向のRange (dRy0, dRy1, dRz0, dRz1)と前後方向のRange (dRx0, dRx1)を別々に調整したり、超楕円係数senを変えたり (2より高いと外周が角ばってくるが、格子点が角に集中してくる) して、“Negative Volume”の発生している場所も参照して、パラメータの調整をしてください。

Grid for APC 6x4E



<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

20

GridGen_Propeller.input.txt

```

!! GridGen_Propeller.input.txt
!! Input file for <GridGen_Propeller_250203>
!! 2025/02/03 for CRIEPI Drone 20 inch propeller, by tanabe.yasutada@jaxa.jp
!!

&FILES
  FN_Output='GridGen_Propeller_CRIEPI20in.output_250203m.txt'
  Propeller_Contours='CRIEPI20in_Slices52_250203m.csv',
  FN_Grid_out='CRIEPI20in_121x121x41m.x',
&END

&GridPoints
  lmax=121, jmax=121, kmax=41, !! l: x, stn-wise; J: phi, contour-wise, cw?, BL; K: h: body-wise
  lroot=5, ltip=5, !! Points on root / tip section
&END

&GridSizes
  dHmin=1.0e-2, !! [mm] chord_max=40 mm, chord_tip=15.0, dHmin=>y_plus=2
  dRx0=25.0, dRx1=25.0, dRy0=25.0, dRy1=25.0, dRz0=25.0, dRz1=25.0,
  sen=2.5, !! super-elliptic index
  RNx=0.75, RNy=0.75, RNz=0.45,
&END

```

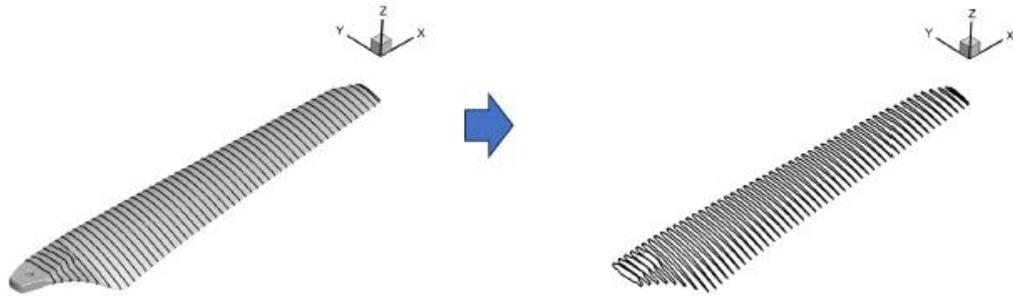
<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

21

ブレードをスキャンしたSTLからSectionを抽出例



T-MOTOR Polymer Folding Propellers | 折りたたみプロペラ MF2009
MF2009 20.4"x7.3" Wb: 59g 7,000rpm(max) 9kg T(max)



<GridGen_Propeller>格子生成例 for T-Motor MF2009R

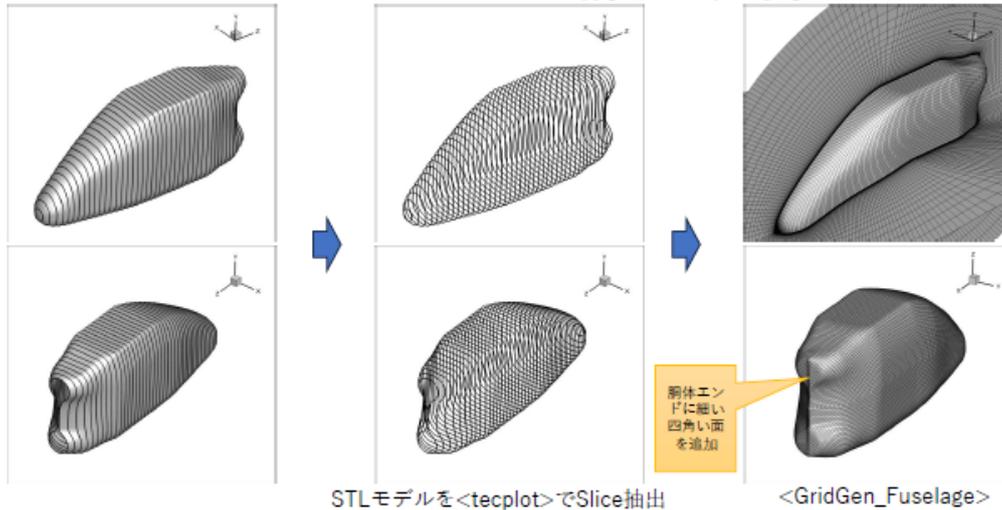


胴体周りの自動格子生成ツール <GridGen_Fuselage>

<GridGen_Fuselage> の概要

- 航空機の**ほぼ流線形**の胴体周りのSOH型構造格子の自動生成ツールである。
- 入力には胴体の複数の代表的なステーション位置でのコンター座標(CW方向に並んでいる)を並べた.csv or .txtファイル。
 - 任意形状の場合、CADが出力するSTLなどのファイルフォーマットで、<tecplot>に読み込み、slice抽出機能で作成可能。場合によっては、CW方向順番に手動で並べ替えたり、不要な点を削除したりする必要がある。
 - 単純な形状の場合、<Excel>を使って、断面座標を作る。
- 作りたい格子の点数(I_{max}, J_{max}, K_{max})、胴体表面からの最小格子高さ、格子の胴体表面からの広がりなどを入力パラメータファイル: GridGen_Fuselage.input.txtに記入し、プログラムを実行することにより、胴体周りの格子が生成される。
- 基本は各断面での**コンター線の等分割**、**先端と後端でのSingularポイント間を結ぶ線の等分割**で胴体表面の格子を生成する。表面の格子点のコンター座標からの補間方法としては線形1次と3次Splineの曲率による切り替えを指定可能。ただ、急な物体の角周りは3次補間Splineで形状が膨らんでしまうことがある。十分な断面数を入力できた場合は、1次補間の方が元の形状に忠実である。
- 空間格子作成の基本は、胴体表面近くは法線ベクトル方向への押し出した点と、胴体表面と外周楕円での対応点を直線で結び、分割することで得られた点とのマージであり、急な形状変化や突出点があるコンターなどによって、内部の格子線が交差してしまうことがある。その場合、プログラムの最後の格子チェックで、エラーメッセージ、Volume is negative!! が表示される。設定パラメータの調整でエラーの解消を図ることになるが、最悪の場合、形状自体の調整や専用格子作成ソフトウェア<Pointwise>などで内部の格子配置を修正する必要がある。

STLモデルからの格子生成例



<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

26

入力パラメータ例1 : GridGen_Fuselage.input.txt

```

!! GridGen_Fuselage.input.txt
!! Input file for <GridGen_Fuselage>
!! 2025/03/12 by tanabe.yasutada@sist.ac.jp
!! For full-size isolated fuselage calculation

&FILES
  FN_Output='GridGen_Fuselage.output_250312n.txt'
  Fuselage_Contours='LC_Fuse_Contours_final_241108.csv',
  FN_Grid_out='SIST_LC_Fuselage3_121x121x51fn.x',
&END

&GridPoints
  lmax=121, jmax=121, kmax=51, !! l: x, stn-wise; j: phi, contour-wise, cw?, BL; k: h: body-wise
&END

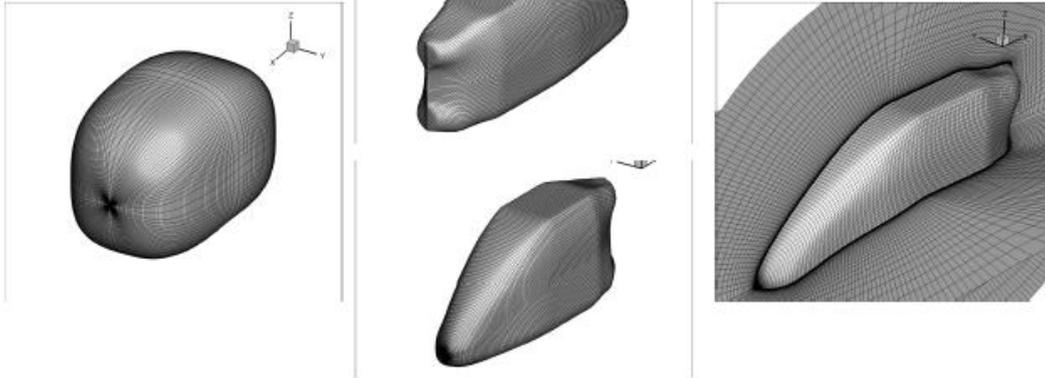
&GridSizes
  Curve_LimitD=0.0, !! Only use 1st-order interpolation
  dHmin=2.5e-2, !! [mm]
  dRx0=300.0, dRx1=300.0,
  dRy0=300.0, dRy1=300.0,
  dRz0=300.0, dRz1=300.0,
  sen=3.0, !! super-elliptic power index, 2 is normal ellipse
  RNz=0.4, !! 0: straight line division; 1: Linear transition from normal line to straight line
&END

```

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

27

胴体周りの格子例



<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

28

入力パラメータ例 2 : GridGen_Fuselage.input.txt

```

!! GridGen_Fuselage.input.txt
!! Input file for <GridGen_Fuselage>
!! 2025/01/31 by tanabe.yasutada@sist.ac.jp
!! 1/2 scaled for wind-tunnel testing

&FILES
  FN_Output='GridGen_Spinner_121x121x41.output_250131n.txt'
  Fuselage_Contours='Spinner_Contours121.csv',
  FN_Grid_out='Spinner_121x121x41n.x',
&END

&GridPoints
  lmax=121, jmax=121, kmax=41, !! l:x, stn-wise; j: phi, contour-wise, cw?, BL; K: h: body-wise
&END

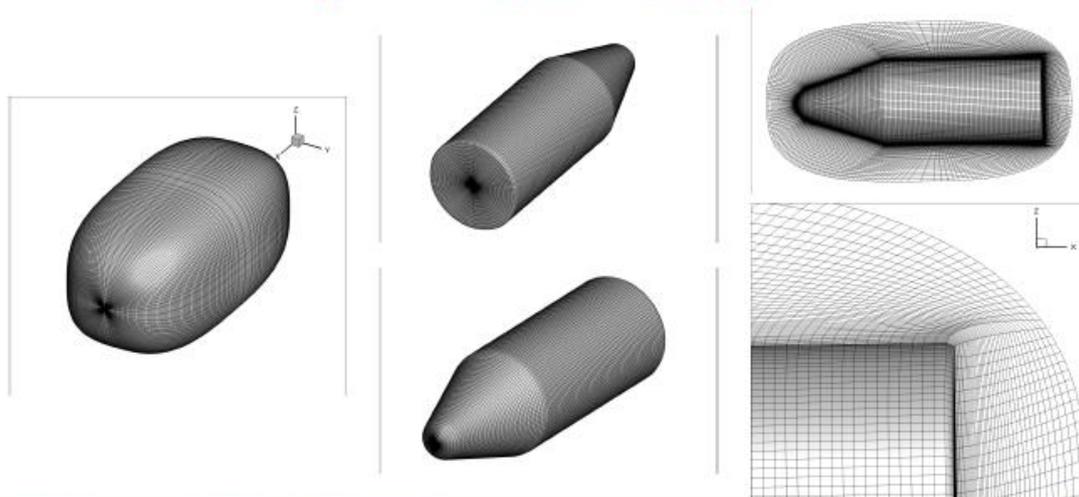
&GridSizes
  Curve_LimitD=0.0, dHmin=1.0e-1, !! [mm] , y_plus=2
  dRx0=15.0, dRx1=15.0, !!
  dRy0=20.0, dRy1=20.0,
  dRz0=20.0, dRz1=20.0,
  sen=3.0, !! super-elliptic power index, 2 is normal ellipse
  RNz=0.7,
&END

```

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

29

Spinner 周りの格子例



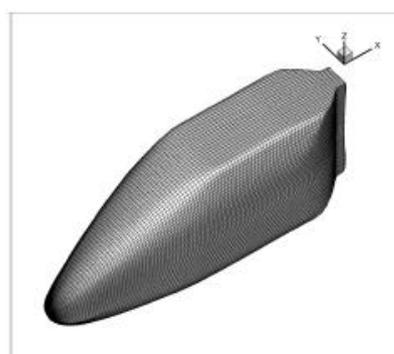
<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

30

Parameter: Curve_LimitD 線形補間か3次Spline補間かの制御



Curve_LimitD=0 deg
=>full linear interpolation



Curve_LimitD=10 deg
=>後の端面が少し膨らむ

<GridGen_Fuselage> <GridGen_Propeller> JAXA, 2025/03/19

31

Parameter例 1 : dHmin [mm]

胴体表面からの第1層の格子の高さの制御

代表長さ (胴体の長さ) $L = 0.7$ [m]
 飛行速度 $V = 30$ [m/s]
 動粘性係数 (ν) $\nu = 1.4607e-5$
 $Re = V * L / \nu = 1.43767e+6$
 Target_y+=2 !! Suitable for SST turbulence model
 Air density, $\rho = 1.225$ kg/m³

$dH_{ref} = 0.005 / \sqrt{Re} = 4.17e-6$ [m]

$Cf_{lami} = 0.66412 / \sqrt{Re} = 5.53882E-04$
 $\tau_{w_lami} = 0.5 * \rho * V^2 * Cf_{lami} = 3.053E-01$
 $U_{\tau_lami} = \sqrt{\tau_{w_lami} / \rho} = 4.992E-01$
 $dH_{lami} = (Target_y+) * \nu / U_{\tau_lami} = 5.852E-05$ [m]

$Cf_{turb} = 0.0576 / Re^{0.2} = 3.380E-03$
 $\tau_{w_turb} = 0.5 * \rho * V^2 * Cf_{turb} = 1.863E+00$
 $U_{\tau_turb} = \sqrt{\tau_{w_turb} / \rho} = 1.233$
 $dH_{turb} = (Target_y+) * \nu / U_{\tau_turb} = 2.369E-05$ [m]

単独1/1胴体モデルの例



$dH_{min} = 2.5e-5$ [m]
 $= 2.5e-2$ [mm]

Parameter : dRx0, dRx1, dRy0, dRy1, dRz0, dRz1

胴体から外部境界までの距離

胴体から外部境界までの距離は背景格子の解像度を参照して決める必要がある。最低でもdRの範囲内に6点以上背景格子の点数が入る必要がある。

また、胴体格子の外周付近での格子サイズは背景格子のサイズよりも若干小さいことが望ましい。

'GridGen_Fuselage_output.txt' を参照して、格子外周での格子サイズを確認してください。

"Outer layer max grid size: di_km= 58.589 ; dj_km=63.311 ; dk_km= 71.151"のような出力が最後にある。



胴体周りの背景格子の解像度は約40~60mmに決定

*背景格子のサイズがプロペラなどの要因ですでに決まっている場合は、lmax, jmax, kmaxを調整してください。

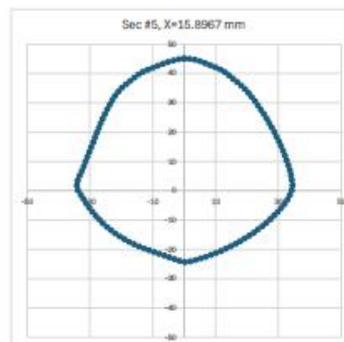
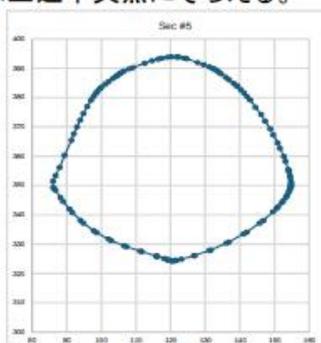
Parameter: RNz

- 0: straight line division only (物体と外周を直線で結び、指数関数で分割したもの)
- 1: Linear transition from normal line to straight line (表面と外周を結ぶ直線と表面からの垂直線をk indexによる線形関数で重みを変えていく)
- RNzが“Negative volume”を避けるために、比較的敏感なパラメータである。
 - 胴体表面から外周まで、結んだ直線が物体と交差したりしていない場合は、比較的高めの数値を設定できる。
- 周囲方向のRange (dRy0, dRy1, dRz0, dRz1)と前後方向のRange (dRx0, dRx1)を別々に調整したり、超楕円係数senを変えたり (2より高いと外周が角ばってくるが、格子点が角に集中してくる) して、“Negative Volume”の発生している場所も参照して、パラメータの調整をしてください。

GridGen Fuselage 格子作成手順

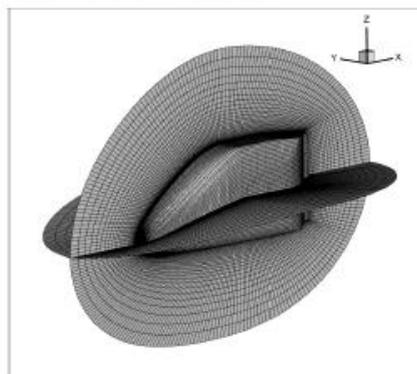
Step 1: 断面コンターの読み込み

- 断面コンターを読み込み、
- 線形補間で周囲線分を(Jmax-1)等分割。
- Nose中心に原点を移す。
- J=1は上辺中央点にそろえる。



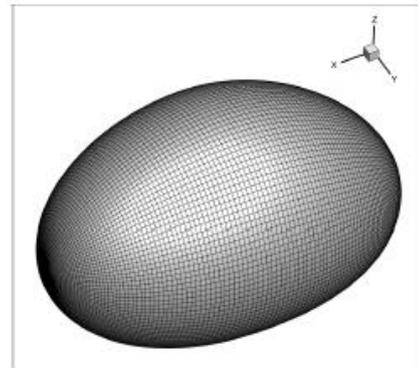
Step 2: 縦の線上の格子点の補間

- 後端中央を起点とし、同じj値で先端に行き、さらに反対面上j+(Jmax-1)/2の点を通って後端中央に戻る。この線に沿って、線分長さをパラメータとし、座標値を3次スプライン補間あるいは線形補間で求める。先端も3次スプラインを適用できることで、円滑な曲線が得られる。先端と後端中央を結ぶ線分は(Imax-1)等分する。



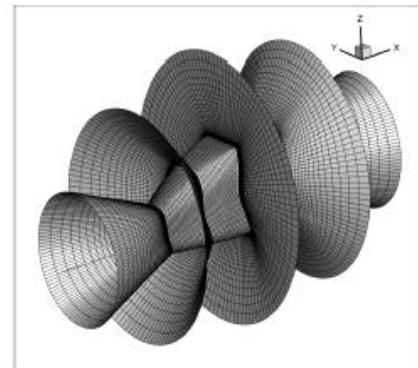
Step 3 : 外周の境界 (Kmax) の計算

- 外周超楕円球面を物体の長さ、幅、高さのそれぞれの半分に $(dR_0+dR_1)/2$ を足した量をそれぞれ方向の半径とする。楕円球面の中央線は胴体の中央線に合わせてシフトさせる。



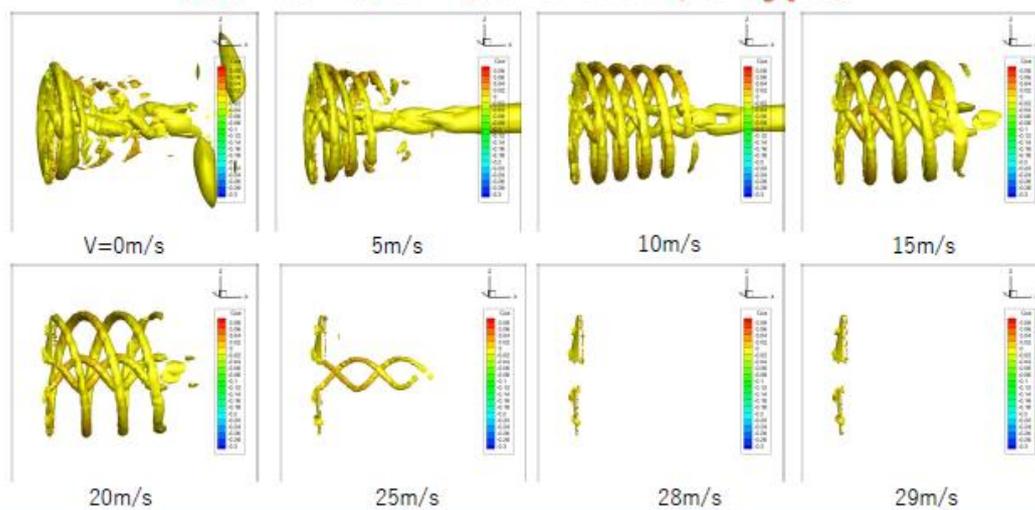
Step 4 : 内部の格子点の計算

- 外周上の (i, j) 点と胴体表面上の (i, j) 点直線で結び、胴体表面からの第1層の線分の長さが $dHmin$ とし、等倍比を決め、 $k=3 \sim Kmax-1$ の点の座標点を決定する。
- 表面と外周を結ぶ直線と表面からの垂直線を k index による線形関数の RNz 乗で重みを変えていく。
- 注意: 表面と外周を結ぶ線が物体に接触したり、線同士が交差したりすると、得られたGridで形成されるセルのVolumeがNegative / Positiveが混在し、CFD計算がエラーとなる。そのような複雑な形状の胴体については本自動生成手法が利用できない。**

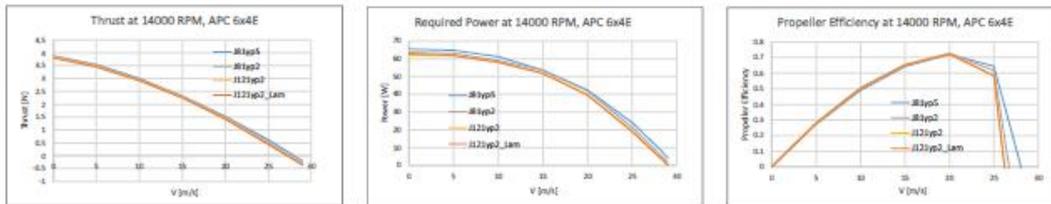


計算例

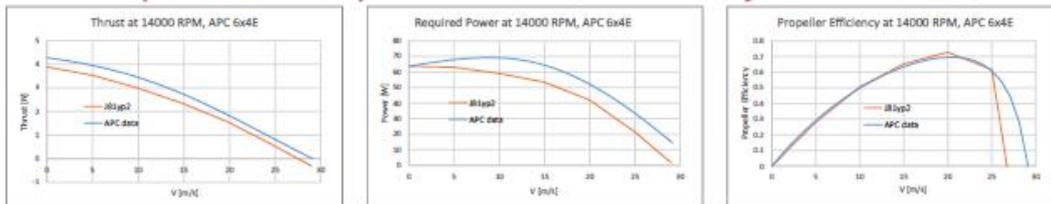
流れ場の様子 (APC 6x4E,J81yp2)



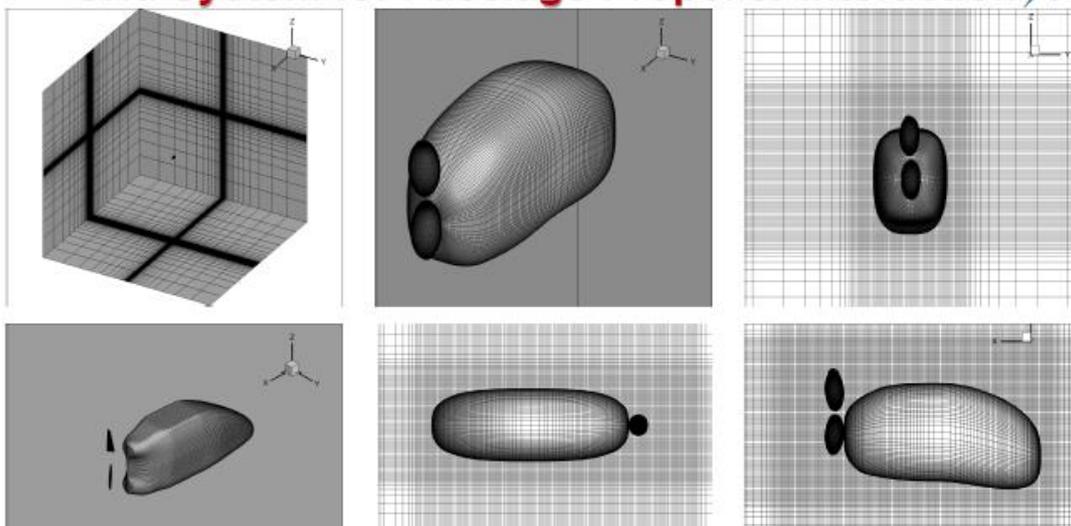
APC 6x4E, Grid Influence Study



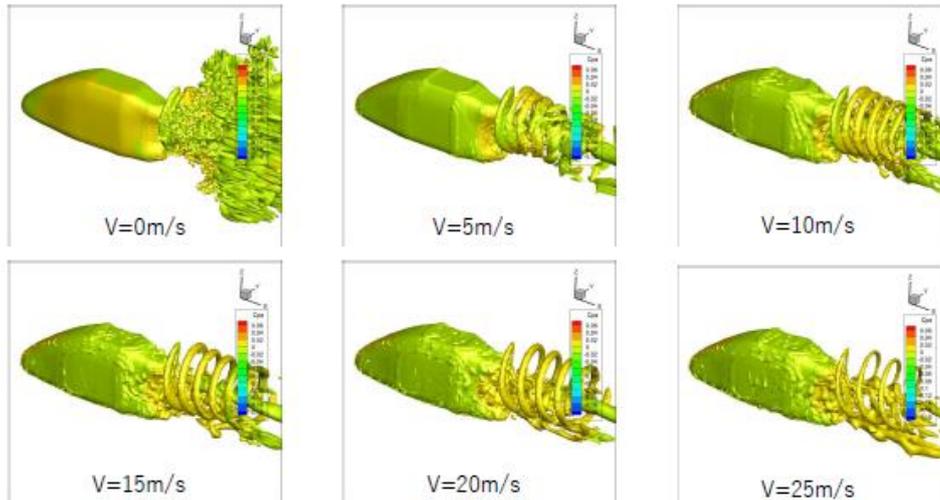
Comparison to APC published data (evaluated by Vortex Method)



Grid System for Fuselage-Propeller interaction



プロペラと胴体との干渉流れ場



まとめ

- これまでJAXAが提供してきた<rFlow3D>に対応するSOH型構造格子自動作成ツール群<rGrid>に補完するプロペラ周りや胴体周りの自動格子生成ツールを開発した。
- <GridGen_Propeller> は、LE とTEへの格子点の集中、端部でのキャンパーラインに沿う中間線の採用で、比較的キャンパーの大きい翼型への対応、ブレードのルート部と先端部への計算格子断面の集中配置などを通じて、質の良いブレード周りの格子生成を目指した。
- <GridGen_Fuselage>は胴体の断面線分を均一分割し、先端と後端を結ぶ線分も等分割することで、胴体表面に比較的均一な格子を分布させた。外周と結ぶ線を直線と垂直線を重み関数で決めることで、質の良い格子生成を目指した。
- 上記で紹介した二つのツールを利用することで、回転翼機でよく出てくるような胴体形状やプロペラ形状周りのrFlow3D向けのSOH型構造格子の生成が比較的短時間で可能になる。JAXAが開発した解析ツールがより広く社会実装できる一助になればと思う。
- 外部への提供開始時期や講習会開催については、2025年度内にユーザー様たちのご希望を聞いた上で決定したい。



Thank you for your kind attention!

二次配布はご連絡下さい



次世代エアモビリティ社会受容性向上に向けた研究紹介

宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

航空利用拡大イノベーションハブ エアモビリティ設計技術チーム

保江 かな子

JAXA航空技術部門 第5期中長期（FY2025-FY2031） 研究開発実施方針



「目指すJAXA航空のすがた」の実現のための、新たなマインドセット

第1～2期：アカデミック寄りの研究志向

第3期：産業貢献・出口志向

第4期：産業貢献・出口志向の発展、オープンイノベーション創出

第5期：

JAXAは産学官の結節点として、芽出しから技術実証を通じて社会貢献に至る研究開発のライフサイクルを強化する

- ◆ 環境負荷低減、利便性と安心・安全は引き続き重点化
- ◆ 調査分析機能と経常的な研究戦略策定機能を強化
- ◆ 空と宙の連携強化、民生・公的ニーズに基づく社会課題解決など、航空技術を活かした新たな活動領域に挑戦
- ◆ 国際標準化や基準等のルールメイキングへの参画と大型試験・実証設備を中核とする産業基盤を強化

2

我が国の航空産業の振興及び人々が安心して安全かつ便利に暮らすための社会課題解決を目指し、産学官と多分野連携の結節点として、4+1の研究開発プログラムを推進する

1. 地球環境や安全性を向上する航空機システム技術を獲得し、産業の発展に寄与する。

- CO2削減等に係るGX技術等の新技術の実用化に向けたシステム実証

2. 多様な航空機が高密度に飛び交う空の安全性と低騒音性を確立し、空のモビリティを実現する。

- 高頻度・高密度の運航管理技術の確立
- 人口密集地での社会受容性向上

3. 地表～宇宙を自由に移動する高速輸送システム技術を獲得し、シームレスな空と宙の利用を可能とする。

- 宇宙技術×航空技術の融合
- 行政・ビジネス一体による国際的フレームワーク参画

4. 航空技術の応用により、人が生き生きと豊かに暮らせる安心・安全な社会を実現する。

- 気象条件やバリアフリー化など航空輸送の制約解消
- 災害救助や生活インフラなどのレジリエンス強化

5. DX、設備、国内外共創体制の創出・発展により、航空科学技術による産業基盤の強化を実現する。

- 試験・解析技術と設備の構築、研究開発情報の蓄積と共有、国際標準化・基準策定への参画

3

「次世代空モビリティシステム」研究開発プログラム

多様な航空機が高密度に飛び交う空の安全性と低騒音性を確立し空のモビリティを実現

◆ 基本シナリオ

- 製造、運航や空港インフラに関わる民間事業者、行政機関等との連携のもと、官民の歩調をそろえ、技術開発とルール作りなどを整合的に進める
- ドローンや空飛ぶクルマなど多種多様な航空機を安全かつ効率的に運航する航空輸送・利用システムの強化と社会に受容されるルールメイキングに貢献する
- 国内のルールメイキングに留まらず、国際標準化活動上流へも積極的に関与し、日本の民間事業者のプレゼンスの向上にも貢献する



◆ シナリオ実現に向けた主要な鍵となる技術

- 高密度運航管理技術やより自律的な運用を可能とするシステム技術
- 社会受容性を向上させる騒音低減等の機体システム高性能化技術
 - ① 高性能化技術の研究開発
 - ② 性能評価技術の研究開発
 - ③ 研究開発した技術の実証



多様な次世代エアモビリティの高密度運航実現

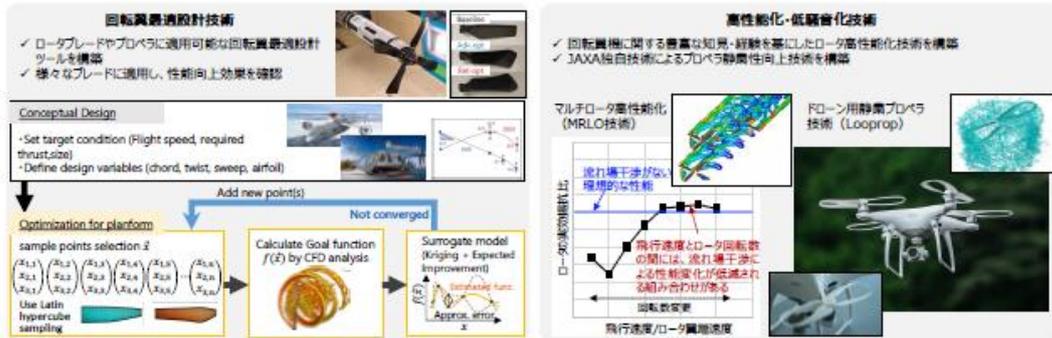
4

① 高性能化技術の研究開発



回転翼機最適設計技術を構築・活用しながら機体の高性能化・低騒音化技術を開発することで、社会受容性の高い機体の実現に貢献

- ・ 詳細な現象理解に基づく最適設計技術は、効率的な高性能化・低騒音化のためには必須
- ・ 機体の高性能化・低騒音化は、次世代空モビリティの運用環境拡大に大きく寄与



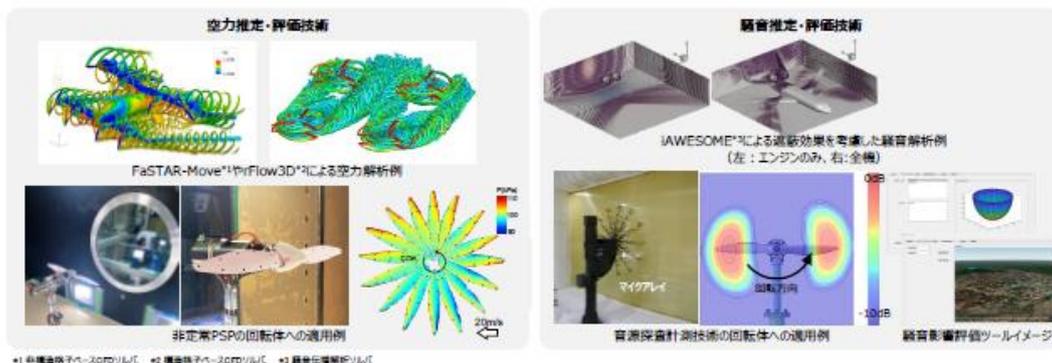
5

② 性能評価技術の研究開発



JAXA優位技術である解析・計測技術の実機/実運用への拡張により、設計開発や認証取得、実運用時に必要となる機体特性の把握・推定・評価技術を開発することで次世代空モビリティシステムの社会受容性向上に寄与

- ・ 機体の空気力学的な特性の把握は、安全性、経済性（燃費性能）だけでなく、自律飛行といった運航でも重要
- ・ 騒音特性（騒音のレベルや指向性）の把握は、離着陸場や運航ルート設定においてインパクト大



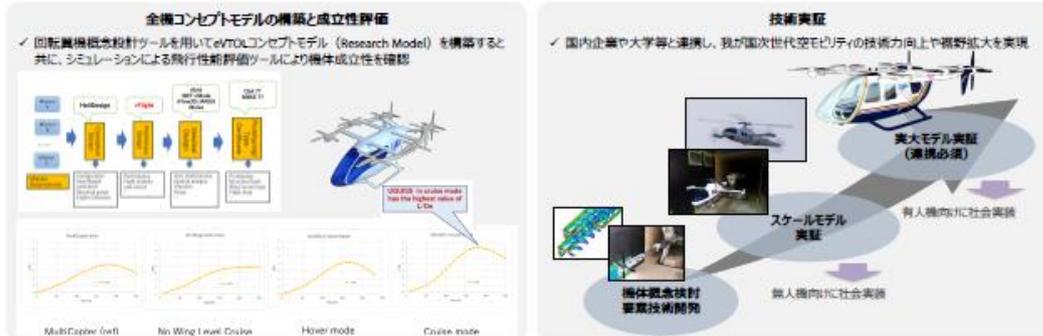
6

③ 研究開発した技術の実証



回転翼機概念設計技術により次世代空モビリティの全機コンセプトモデルを構築し、**機体成立性評価および技術実証**を行うことで、新規技術の実機適用性評価を行うと共に、我が国次世代空モビリティ開発の裾野拡大に貢献

- 技術の成立性評価や技術実証の実施は、次世代空モビリティ実用化に必要不可欠
- 全機コンセプトモデルの構築や技術実証により、ステークホルダーとの連携・次世代空モビリティ分野への新規参入促進



7

まとめ



- JAXA航空技術部門では、次期中長期計画のプログラムの一つとして「次世代空モビリティシステム」の研究開発に取り組んでいく
- 今中長期計画において重点的に実施してきた運航統合技術に加えて、今後は社会受容性向上に資する機体高性能化技術の研究開発にも注力する
 - ① 高性能化技術の研究開発
 - ② 特性把握・評価技術の研究開発
 - ③ 研究開発により構築した技術の実証
- 次世代空モビリティについては航空産業全体の発展のためには、国内で「競争」するのではなく、「共創」していくことが大切と考える
- 研究開発成果や実証機会の提供などを通じてお役に立てることがあれば、ぜひお声がけを

8

2024年度将来回転翼機研究会／回転翼解析技術交流会 チルトウイング機の風洞試験及び飛行試験事例の紹介

○ 岩本 智文(SUBARU), 高谷 亮太 (SUBARU),

SUBARU Proprietary

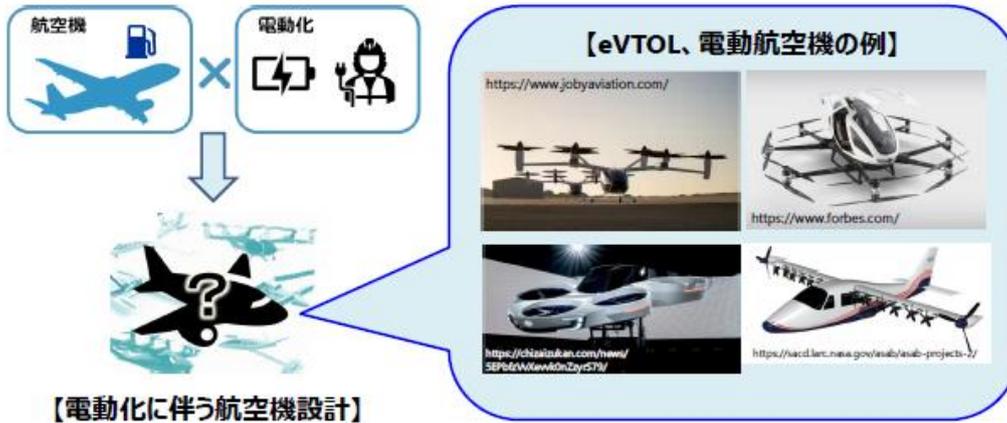


目次

1. 目的と研究背景
2. チルトウイング機の風洞試験
 - － 供試体と試験設備
 - － 試験条件と計測項目
 - － 試験結果
3. チルトウイング機の飛行試験
 - － 試験概要と供試体
 - － 試験結果
4. まとめ及び所感

1.目的と研究背景（1 / 2）

- ・近年、「空飛ぶクルマ」の研究開発に代表されるようなeVTOL機の研究開発が盛んにおこなわれている
- ・電動化に伴い推進系の設計自由度が増し、新しい機体コンセプトが次々に提案されているが、電動化の特性を最大限活用することが可能な機体レイアウトの見極めが重要となる。

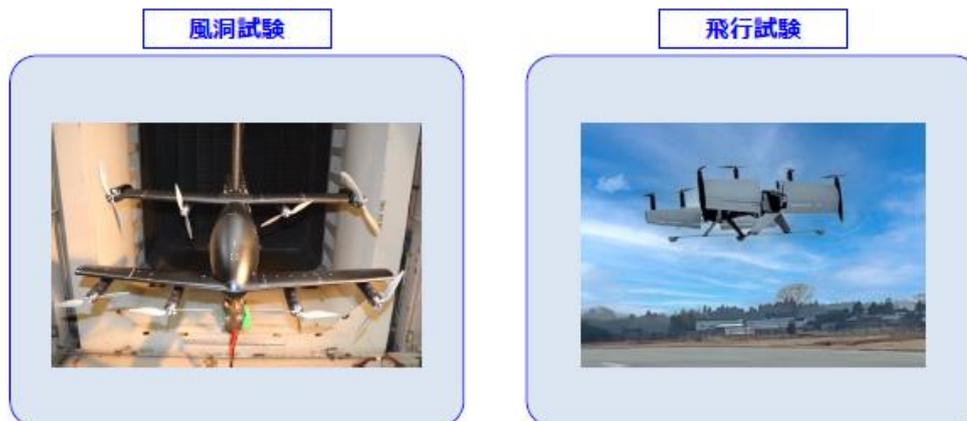


SUBARU Proprietary

2

1.目的と研究背景（2 / 2）

- ・本発表では、将来の電動航空機レイアウト候補の一つである分散推進の機体に関する基礎データの取得を目的として実施した、チルトウィング機の風洞試験と飛行試験の事例を紹介し、その課題について共有する。



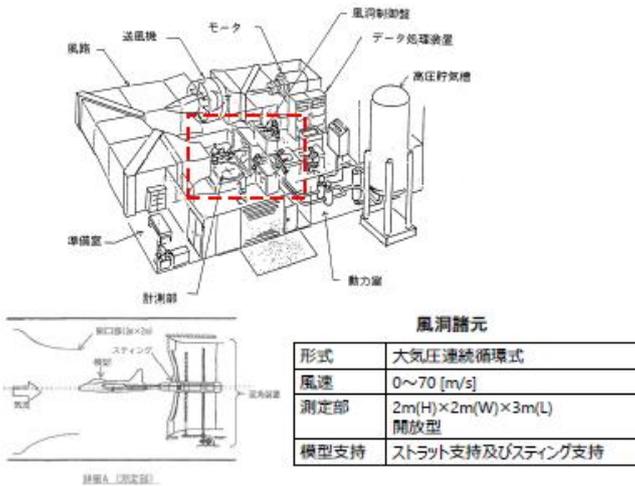
NASAにおいて開発されたeVTOLテストベッドである LA-8 を模した形状を用いた。

SUBARU Proprietary

3

2.チルトウィング機の風洞試験 供試体と試験設備 (1 / 3)

- ・試験実施場所：株式会社SUBARU 航空宇宙カンパニー 2m×2m低速風洞
- ・供試体 : LA-8模擬形状 (NASA Langley eVTOLテストベッド)



4

2.チルトウィング機の風洞試験 供試体と試験設備 (2 / 3)

- ・チルト機体の全機空力特性把握を目的に、NASAラングレーが公開しているLA8形状を使用
⇒風洞試験におけるデータ生産性の向上を狙い、モータによるチルト機構を有する供試体とした。

【模型諸元】

模型 : チルトウィング型eVTOL
LA8模型

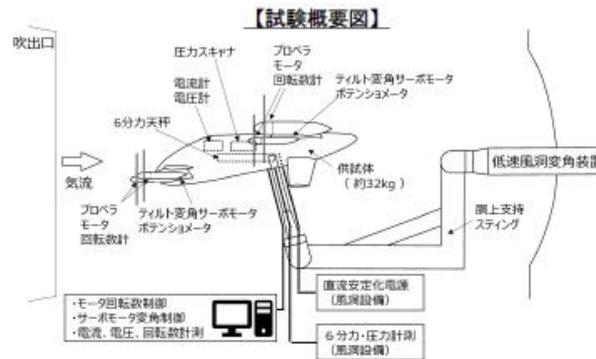
全幅 : 1.44 m (プロペラ除く)

全長 : 1.18 m

全高 : 0.32 m

総重量 : 32 kg

模型素材 : 3Dプリント樹脂、アルミ



【模型形態】

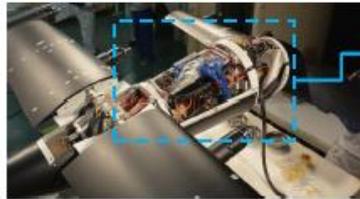


SUBARU Proprietary

5

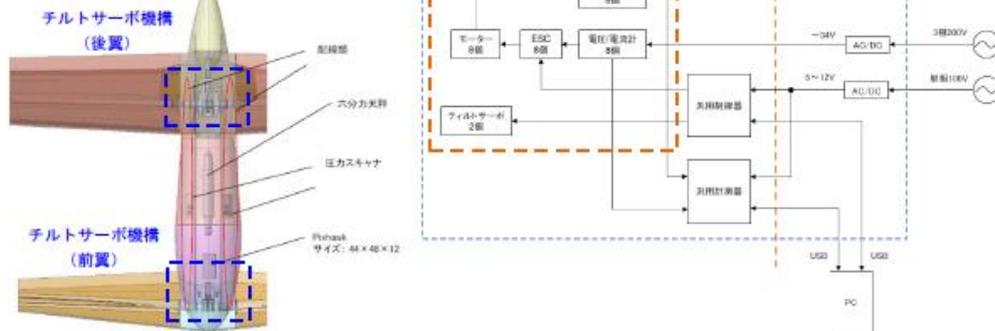
2.チルトウィング機の風洞試験 供試体と試験設備 (3 / 3)

- ・本風洞模型のシステムブロック概要図を以下に示す。
⇒天秤配線・圧力配管に加え、モータの配線、センサ配線等で計測を行った。



圧力配管・天秤配線に加え、モータ等のハーネス配線も格納
⇒計測器の搭載に注意する必要がある。

モータ電流/電圧、回転数センサの値を記録



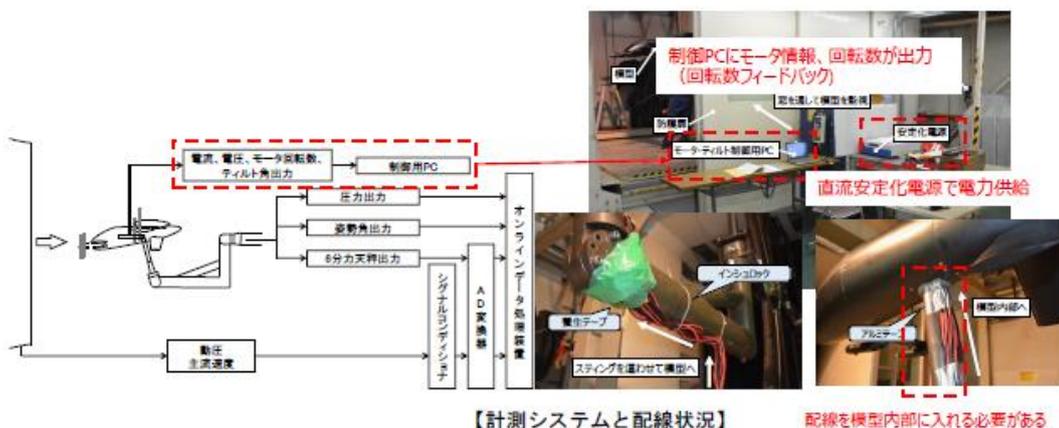
SUBARU Proprietary

6

2.チルトウィング機の風洞試験 試験条件と計測項目 (1 / 2)

【計測項目】

- ・6分力計測
- ・圧力孔計測 (今回結果は割愛)
- ・モータ電流、電圧、プロペラ回転数



SUBARU Proprietary

7

2.チルトウィング機の風洞試験 試験条件と計測項目 (2/2)

【試験条件】

- ・LA8形状における試験条件を下表に示す。
- ・プロペラは12inchと16inchの2種類を搭載する（後翼のTip側のプロペラ径は大径）



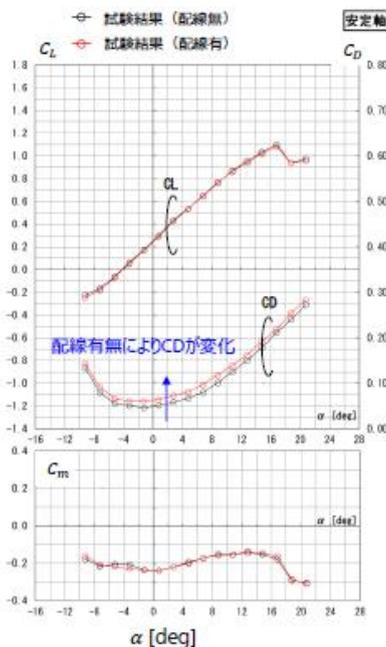
【試験条件】

試験項目/条件	主流流速 [m/s]	迎角 α [deg]	迎角 β [deg]	前翼チルト角 [deg]	後翼チルト角 [deg]	小径プロペラ回転数 [rpm]	大径プロペラ回転数 [rpm]
基本特性 (プロペラ有無)	15	-10~20	-18~18	0	0	0~5000	0~3750
基本特性 (チルト変化)	15	-10~20	0	22.5~67.5	22.5~67.5	4000	3250
ホバー特性	0	0	0	90	90	0~5000	0~3750

SUBARU Proprietary

8

2.チルトウィング機の風洞試験 試験結果 (配線干渉)



- ・複数プロペラを有する機体の空力特性把握には、電力の供給が不可欠

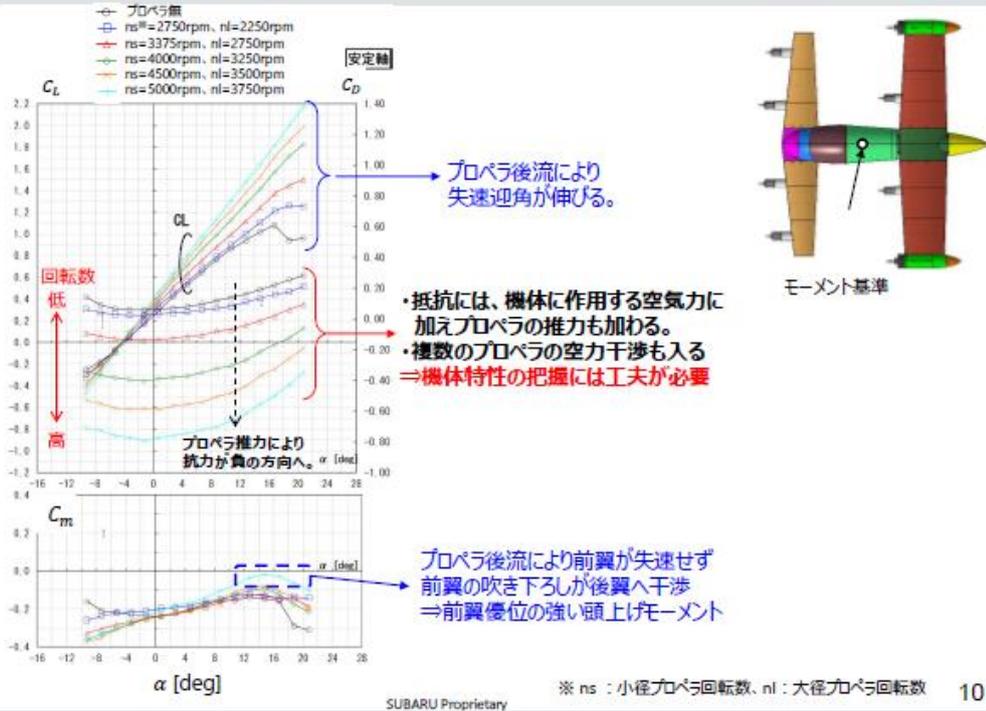
- ・配線有無により、抵抗値CDが大きく変化。
(100cnt程度。他の空力係数に比べて影響大)
⇒プロペラ有では補正して評価



SUBARU Proprietary

9

2.チルトウィング機の風洞試験 試験結果（プロペラ効果）



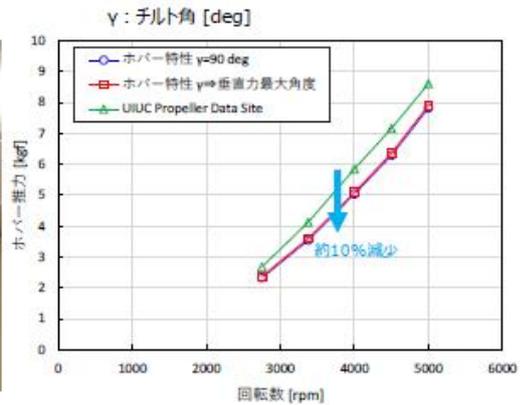
SUBARU Proprietary

10

2.チルトウィング機の風洞試験 試験結果（静止推力計測）

・風速0m/sでチルト角90degでプロペラを回転させ、プロペラ単体実験データ※と推力を比較。

※J.B. Brandt, R.W. Deters, G.K. Ananda, O.D. Dantsker, and M.S. Selig (insert date downloaded), *UIUC Propeller Database*, Vols 1-4, University of Illinois at Urbana-Champaign, retrieved from <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>.



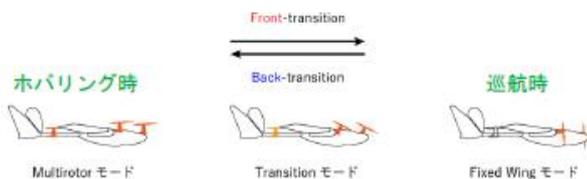
- チルト角 $\gamma = 90^\circ$ でホバーさせる
 ⇒ 推力はプロペラのダウンウォッシュによりプロペラ単体推力から 9~13% 減少
 ⇒ プロペラ後流が主翼に当たり、その抗力のため減少

SUBARU Proprietary

11

3.チルトウィング機の飛行試験 試験概要と供試体

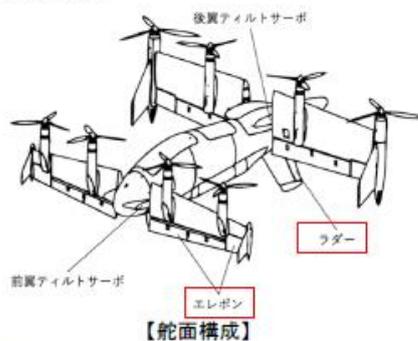
- ・実環境におけるチルトウィング型eVTOL機の飛行中のデータ取得を行い、飛行特性を取得した。
- ・飛行試験としては、①ホバリング試験、②遷移飛行試験の2種類を実施



【VTOL機の遷移概要】



【LA8形状をトレースした試験飛行機】



【舵面構成】

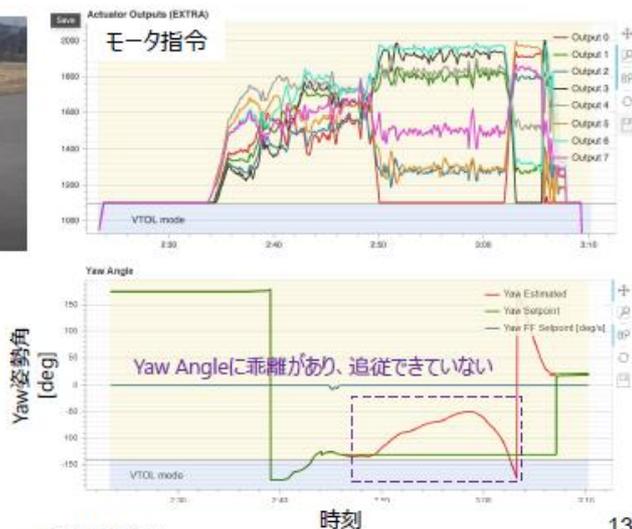
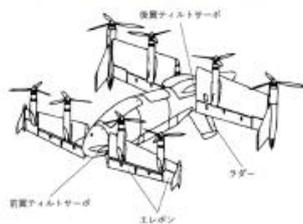
SUBARU Proprietary

3.チルトウィング機の飛行試験 ①ホバリング試験 (1 / 2)

- ・ホバリング試験の結果を以下に示す。
- ・マルチロータモードでは、機体のヨー方向制御をロータ反トルクによる回転数制御で行ったが、**制御力が十分ではなく、ヨー方向の制御が追従できていない。**
⇒ロータの吹き下ろしを積極的に活用したエレボン舵面を使用してヨー制御改善を行った。



【ホバリング試験その1】



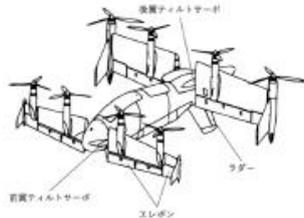
SUBARU Proprietary

3.チルトウィング機の飛行試験 ①ホバリング試験 (2 / 2)

- ・ホバリング試験の結果を以下に示す。
- ・エレボン舵面を使用した制御ロジックに改修したところ、ヨー方向制御の追従性が改善された。



【ホバリング試験その2】



モータ指令



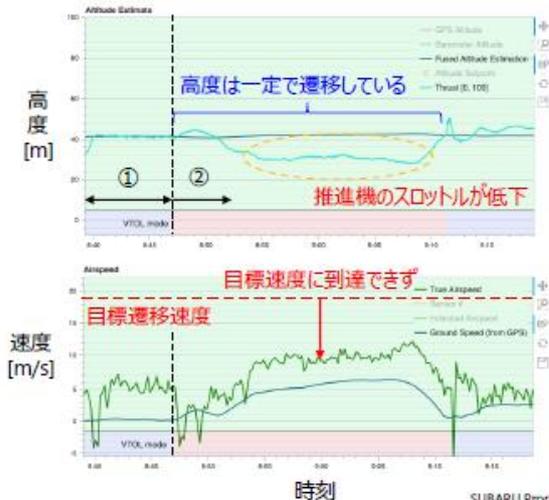
SUBARU Proprietary

時刻

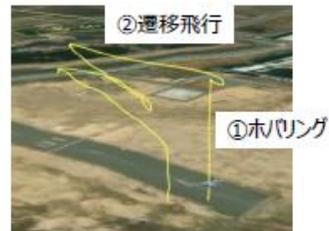
14

3.チルトウィング機の飛行試験 ②遷移飛行試験

- ・ホバリングから高度保持による巡航への遷移を試みたが、目標遷移速度に到達できなかった。
- ⇒ 遷移時におけるロータ推力向上成分変化と機速増加による揚力増加の関係より、高度を保持するためにスロットルが低下し、加速できていないことが判明した。
- ⇒ 推進器の推力と主翼との空力バランスや、遷移飛行状態での過渡的な空力特性を考慮した、飛行評価の確立が必要になる。



SUBARU Proprietary



【遷移飛行試験】

15

4.まとめ及び所感

- ・チルトウィング型の供試体の風洞試験と飛行試験の事例を紹介した。
得られた知見や課題は以下の通り。

【風洞試験】

- ・ドローン等の市場発展に伴い、パワー風試の供試体製作のハードルは低下した一方で、多数の電動機器を搭載した供試体においては、
 - 従来のパワー風試の課題は更に影響が大きくなることに加え、**推進器作動条件の管理や各種干渉への対策**といった新たな課題が生じる。
 - ホバリング状態や遷移状態を模擬した空力データを効率的に取得するため、風洞試験における**データ生産性の向上**がより一層重要になる（供試体の工夫等）

【飛行試験】

- ・複数の推進器を有する機体の飛行検証について、
 - 複数の**プロペラと機体の空力干渉の積極的な活用**による飛行特性（操縦性）改善に関して概念実証を行い、その有効性を確認した。
 - 機体制御に空力舵面に加え推力を用いることで、運用範囲の拡大が見込める一方で、飛行データ評価においては、**飛行状態に応じた推進器推力と機体空気力及びそれらの干渉の考慮が必要**となる。

SUBARU Proprietary

16

Thank You!



17

全国航空消防隊初!!

全ての航空隊に捧げる回転制御技量

～ホイスト救助時における回転現象の解明及び回転制御手技の確立～



システム工学群 航空宇宙工学科 ヘリコプター工学分野

- ・ 空気力学理論
- ・ 空気力学実験



基礎工学研究科 機能創成専攻 流体力学研究グループ

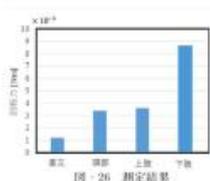
- ・ 気流可視化実験



将来回転翼機研究会・回転翼解析技術交流会

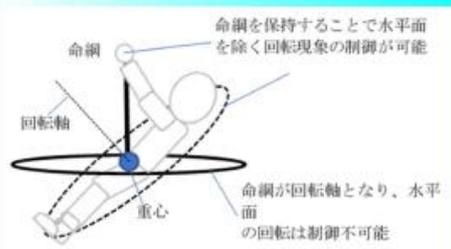
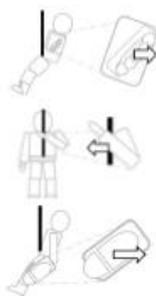
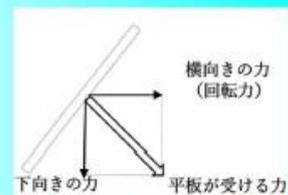
- ・ 専門家との意見交換

回転現象の理論確立に成功

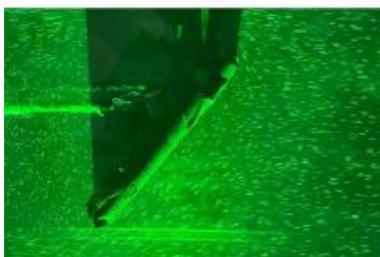


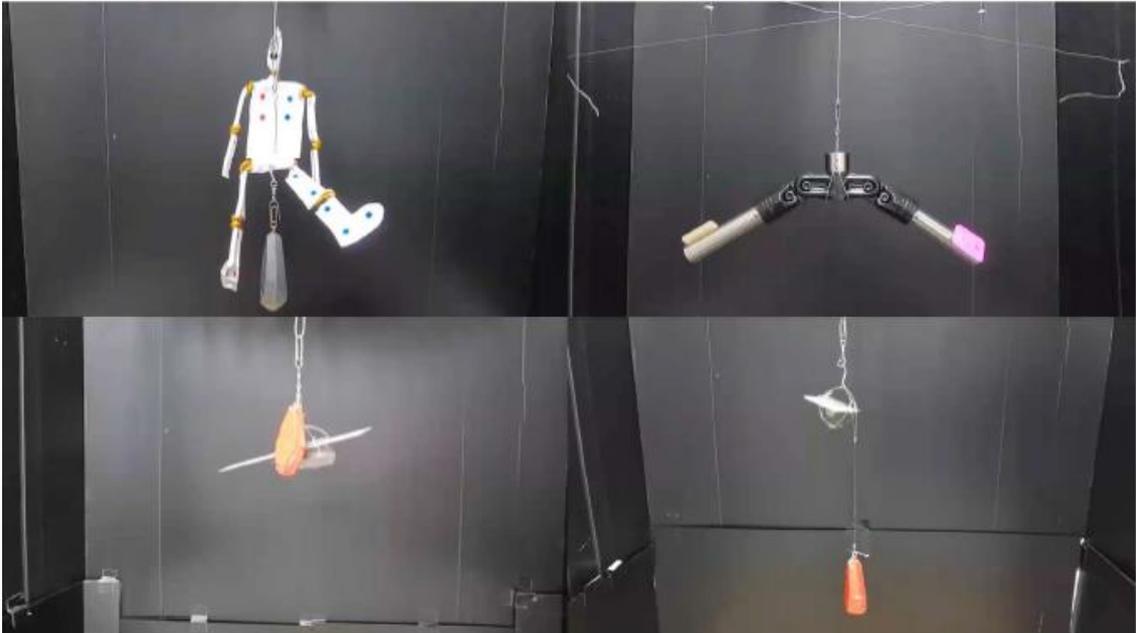
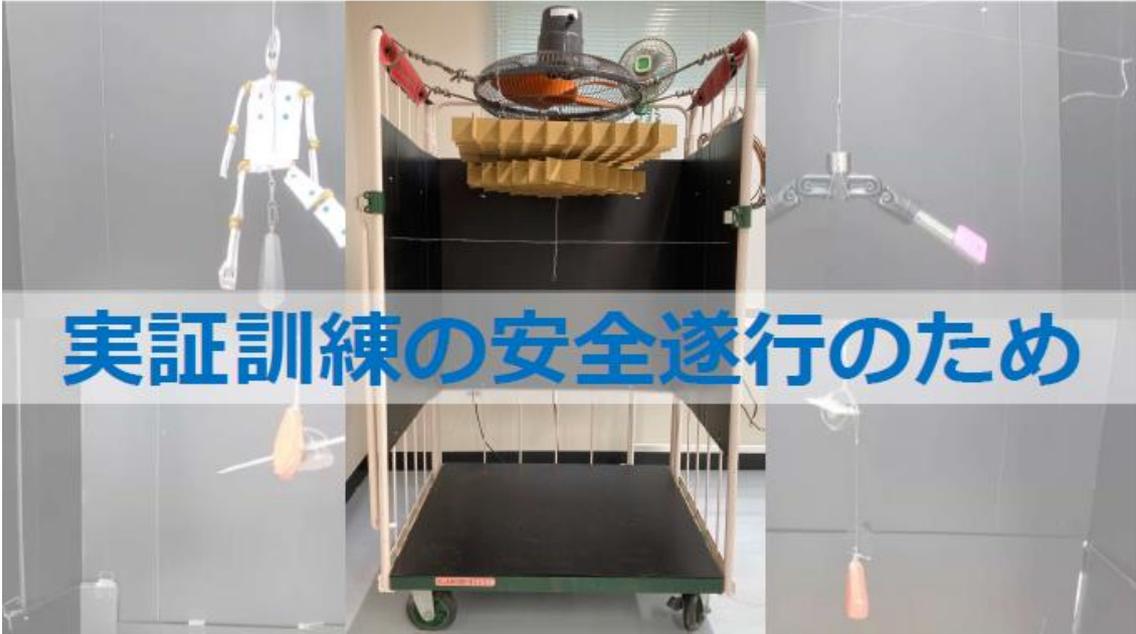
部位	上肢①	上肢②	下肢
回転速度 (rpm)	4.0rpm	3.7rpm	5.5rpm

表-6 各部位の回転速度の1サイクルあたりのrpm



理論を形に 模型で実証





制御手技として確立



安定した救出が可能



器具改良により高速回転も対応



研究の成果

・ 制御手技の定着



研究の成果

- ・ 制御手技の定着
- ・ 教育体制の見直し



研究の成果

- ・ 制御手技の定着
- ・ 教育体制の見直し
- ・ 回転動画解析が可能



資料提供の問い合わせが相次ぐ

多くの航空消防隊のニーズに応えた



航空隊の技能向上 = 国民の安全救出





回転ヒヤリハットをゼロにする

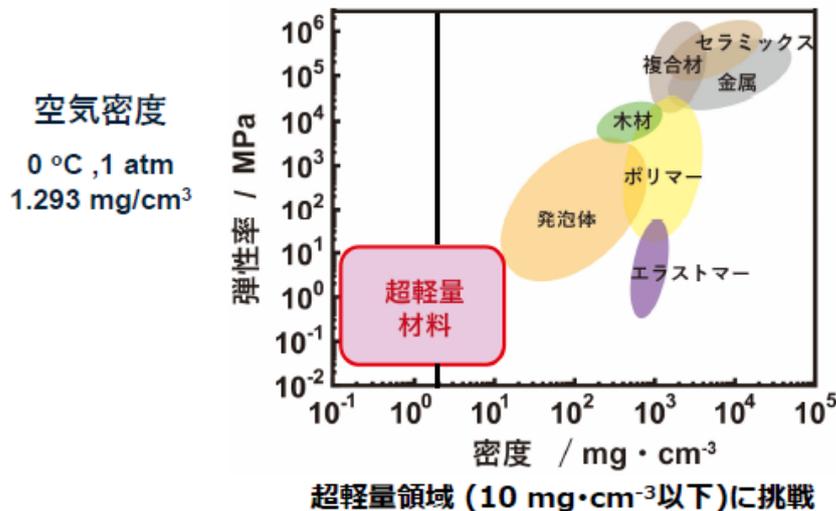


超軽量材料の開発と航空分野への展開

東海国立大学機構
名古屋大学
大学院工学研究科化学システム工学専攻

上野智永

宇宙・空に貢献しうる未開拓材料領域は？²



目的

3

究極の超軽量材料で, ソラ(宇宙・空)の新時代を切り拓く



2013年～

究極の超軽量材料は空気より軽く空気に浮く 4



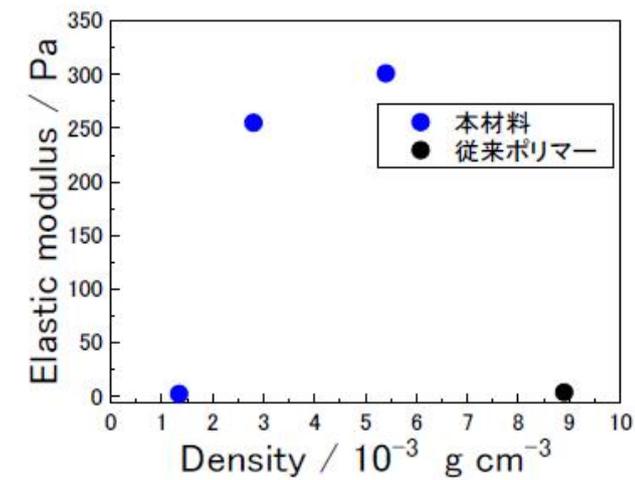
桜×空中浮遊

5



機械特性

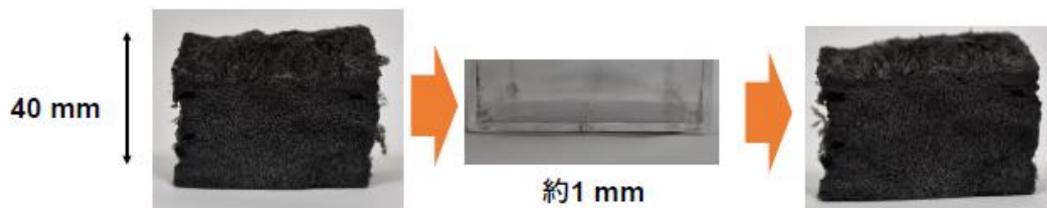
6



従来材料よりも低密度域で高強度化

機械特性 —圧縮回復特性—

7



密度が極めて低いので97%以上の圧縮も可能

耐水性

8



耐水性を有する

スケールアップ

9



30 cm×45 cm ×1 cm

試作サンプル

アプリケーション

10

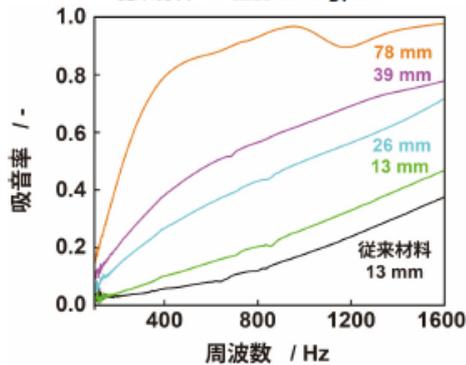
項目	音	電磁波	熱
特徴	最軽量 吸音材	5G/6G対応 電磁波吸収材	軽量 断熱材
適用先	空モビリティ 航空機 自動車	人工衛星 ドローン	ロケット 航空機
支援	2021～：NEDO先導研究 2022～：JAXA航空イノ ベーションチャレンジ	2020～JAXA宇宙探査ハブ	2018～JAXA宇宙探査ハブ

超軽量材料の吸音性能

11
垂直入射吸音率測定

100~1600 Hz

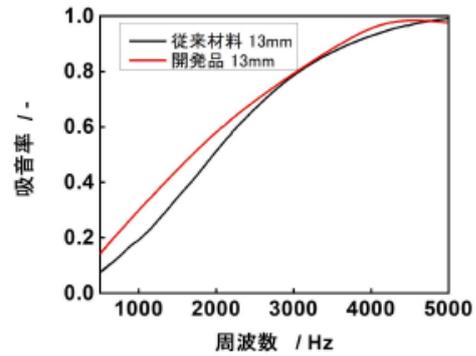
開発材料：密度 5 mg/cm^3
従来材料：密度 15 mg/cm^3



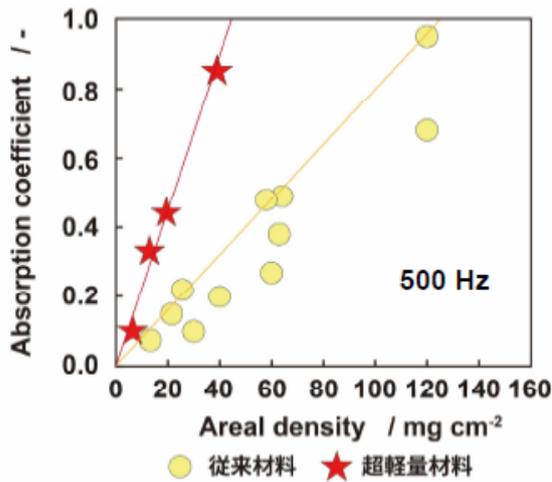
軽量かつ高い吸音率。特に100Hz以下での高い吸音率に特徴がある

~5000Hz

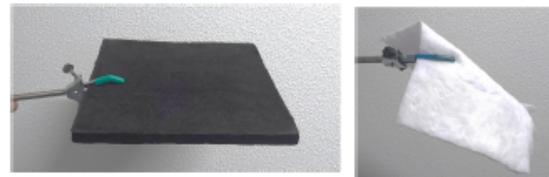
開発材料：密度 2.5 mg/cm^3
従来材料：密度 15 mg/cm^3



既存材料との吸音率比較およびその他性能



世界最軽量かつ500Hz周辺の音に対し高い吸音率を示す。



ハンドリング性

12

次世代空モビリティの普及と社会受容性の確保¹³

普及にあたり**社会受容性の確保**が課題となる

『内』 『外』 の騒音問題

『外部』 プロペラやモーターから発する音による『周囲』への騒音問題

『内部』 プロペラから発する音による『乗客』への騒音問題



社会的受容性確保のため外部への**騒音対策**が不可欠
コックピット内部への騒音対策も必要

ドローンへの装着(材料イメージ)

14



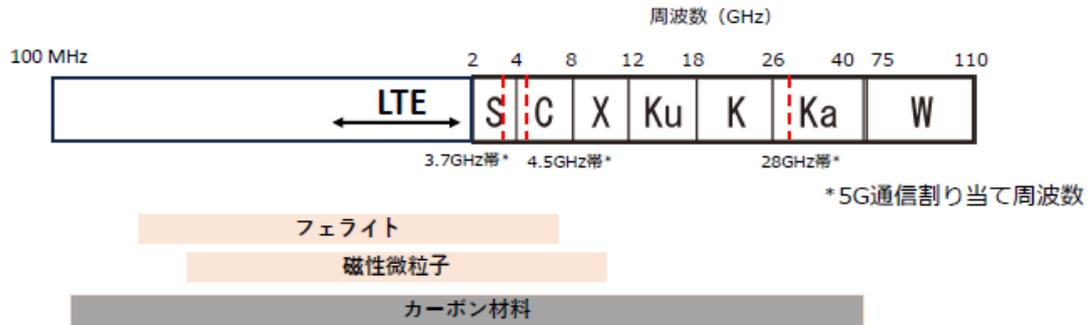
本体**200g**
超軽量部品**10g**

超軽量材料のみで、プロペラを囲む部品を作製

形状・構造を維持できる

5G / 6G 次世代通信

15



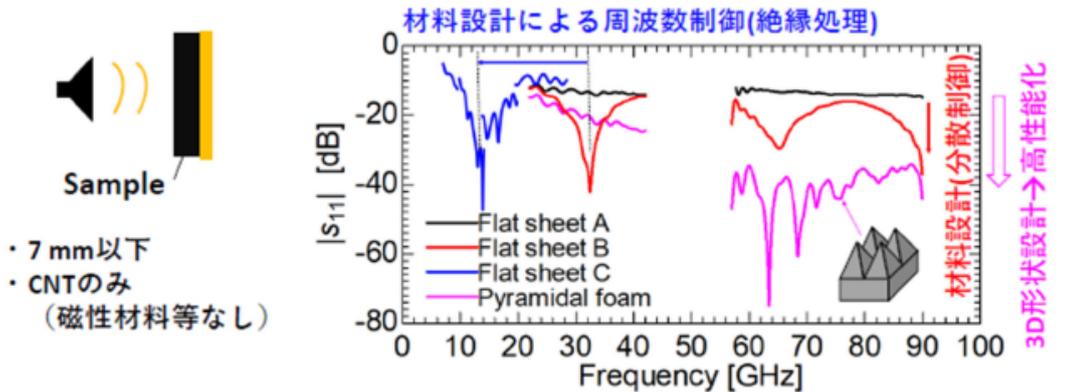
通信密度の向上等を目指して、使用される周波数が高周波数帯側へ移行

GHz帯において幅広い周波数帯の電磁干渉を対策できる
電磁波遮蔽・吸収材料が求められている

電磁波吸収性能のチューニング

16

導電率および誘電率制御による電磁波遮蔽吸収性能のチューニング



10GHz~100GHz

出典：東北大学 室賀
共同研究成果

スタートアップ°

17

株式会社ソラマテリアル

2024年4月設立
本店：Station AI

VISION

マテリアルで
ソラ を身近に



MISSION

超軽量材料で、航空宇宙開発における技術的ボトルネックを解消する

まとめ

18

ソラへの展開を目指し、

密度 $0.5\text{mg}/\text{cm}^3 \sim 10\text{mg}/\text{cm}^3$

(空気密度 $\times 0.5 \sim$ 空気密度 $\times 10$)

の超軽量機能材料の開発を進めてきた。

吸音・遮音、電磁波、熱のマネジメントに有効な材料

今後、航空宇宙分野の皆様とより連携し、具体的な適用先の発掘と技術開発を進めていきたい。



ローター下の支持アームが推力に与える影響

信州大学 工学部 機械システム工学科 航空機システム共同研究講座 村上研究室

長谷川 岳

指導教員 村上 曜

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

1



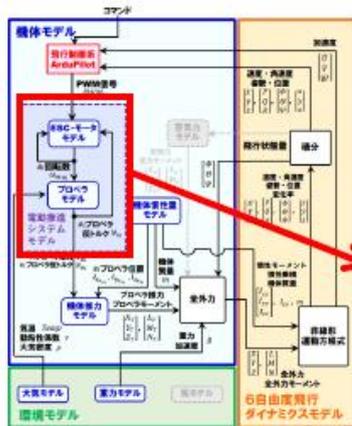
目次

1. 研究目的
2. 解析方法
3. 解析結果
4. 考察
5. 結論

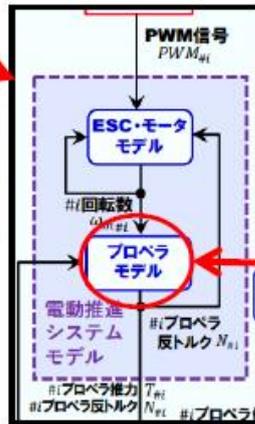
2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

2

1. 研究目的



数学モデル (柳原研究室)



電動推進システムモデル (柳原研究室)



マルチコプター (福島ロボットテストフィールド)

プロペラ・モータのみのモデル
⇒ 支持アームの影響を考えたい (本研究)

2. 解析方法

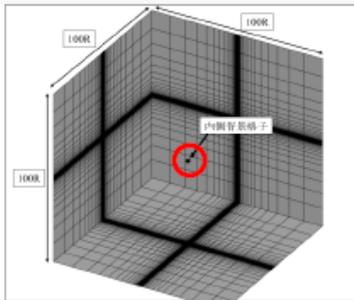
rFlow3D 数値計算手法

支配方程式	圧縮性N-S方程式
空間離散化	有限体積法
時間積分法	背景格子：4次元Runge-Kutta法
	物体格子：Dual time stepping/LU-SGS法
空間高次精度化	FCMT(Fourth Order Compact MUSCL TVD)
数値流速関数	mSLAU
乱流モデル	なし

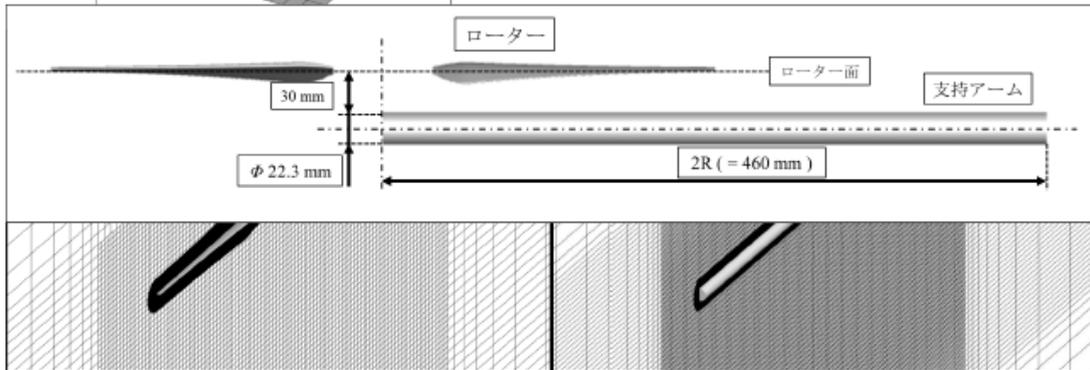
○ 移動重合格子法を使用

以下の4つの格子を作成

- ・ 背景格子 { 内側背景格子
 外側背景格子
- ・ 物体格子 { ブレード格子
 円柱格子 (支持アーム)



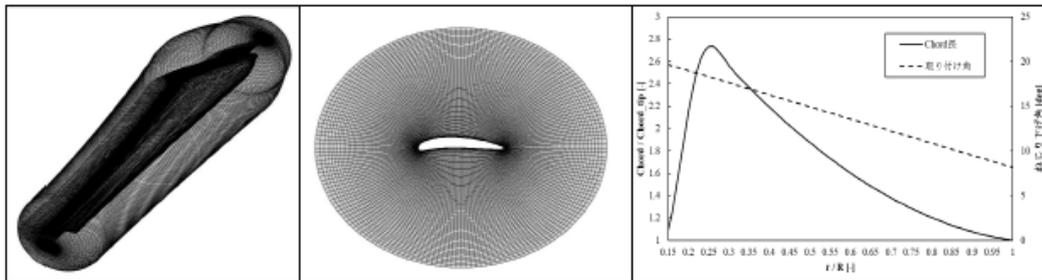
外側背景格子
R : ローター半径



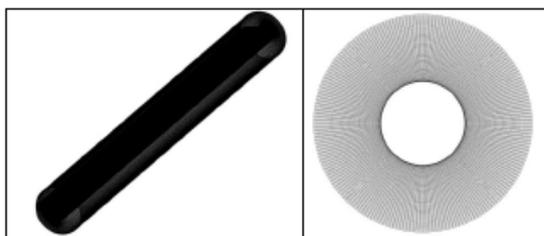
重合格子箇所

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

5



ブレード



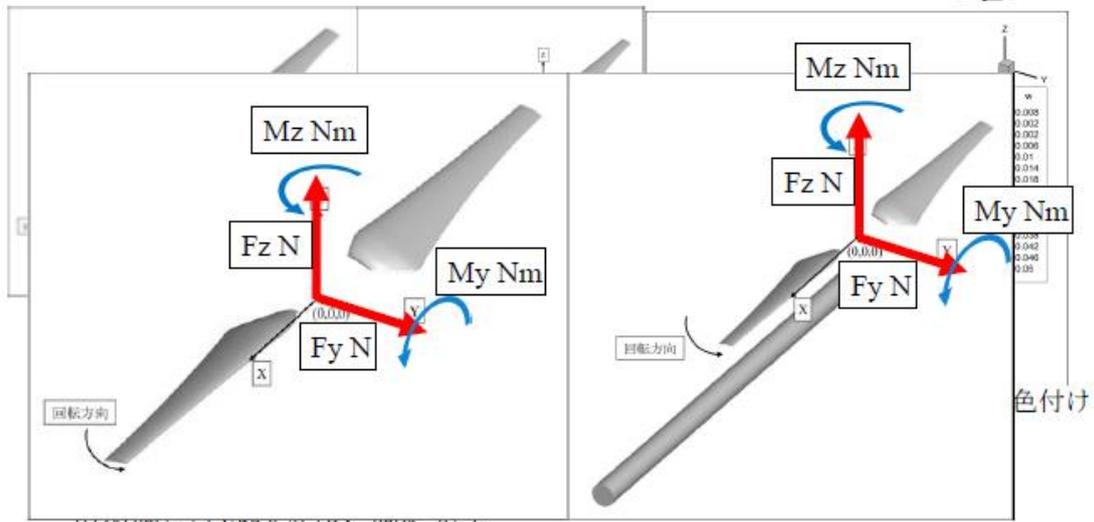
支持アーム

半径 : R	0.23 m
ブレード数	2 枚
Root-Cut	15 %
翼端翼弦長	0.01531548 m
RPM	3400
翼端Mach数	0.24065
空気密度 : ρ	1.225 kg/m ³
音速 : a	340.29 m/s
境界条件	物体格子 : 2次外挿境界
	背景格子 : 遠方境界

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

6

3. 解析結果

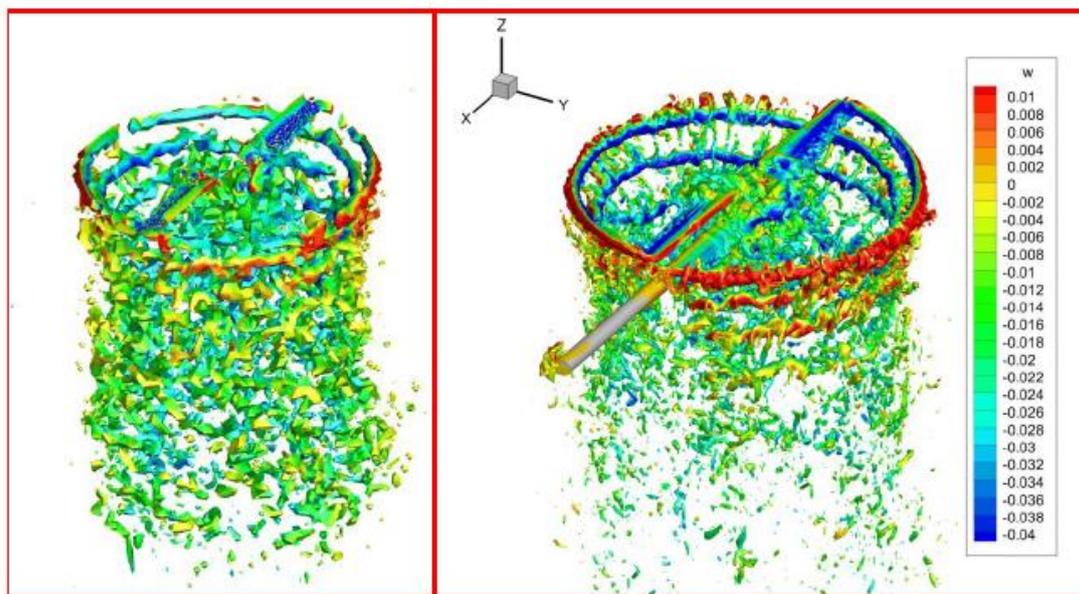


- ・初期渦がローター後流 2.5R 以上押し出された後 (20周後) を定常状態と定義
- ・特に横力 F_y , 推力 F_z , トルク M_z について注目して考察

2025年3月19日 (木) 回転翼研究会

7

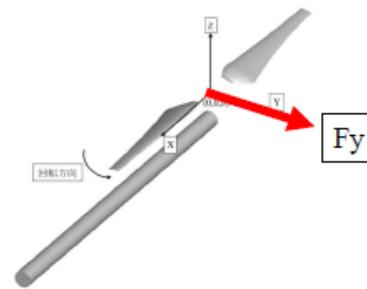
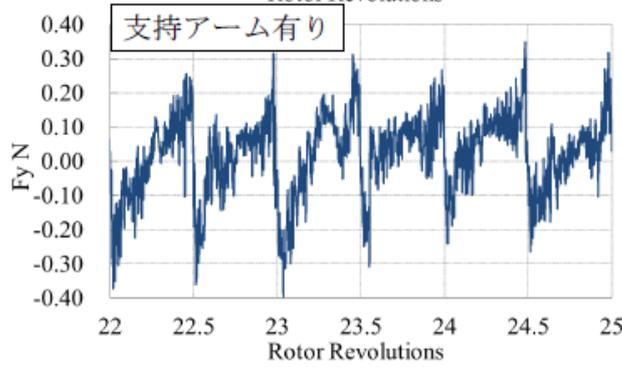
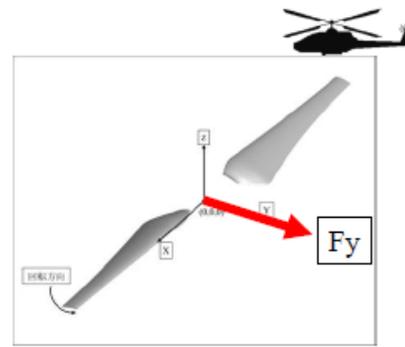
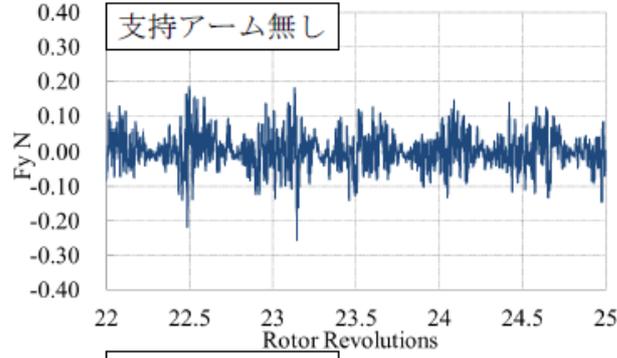
全体可視化GIF



2025年3月19日 (木) 回転翼研究会

8

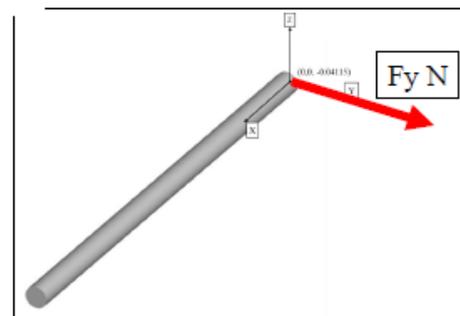
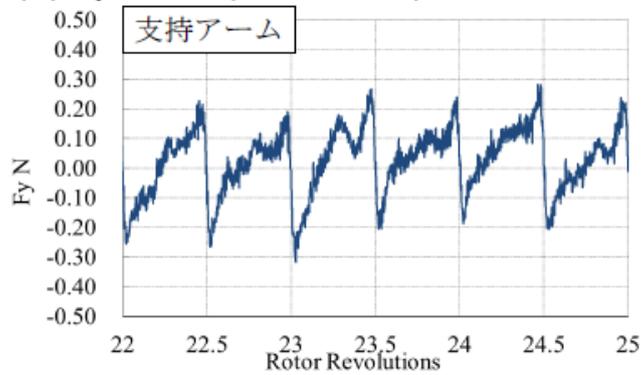
(A) F_y : 横力



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

9

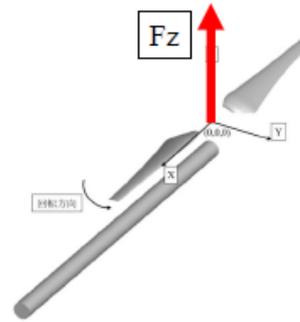
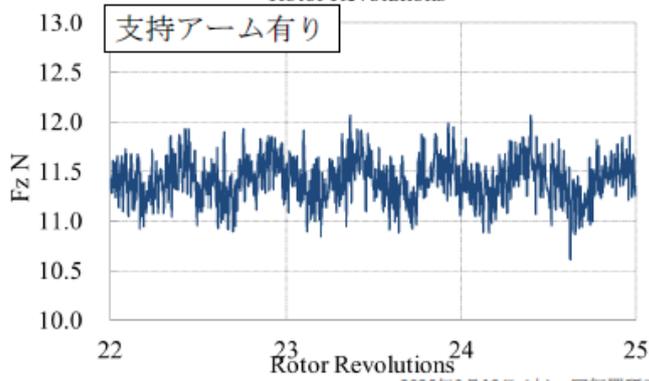
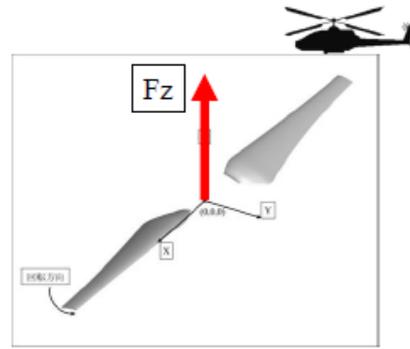
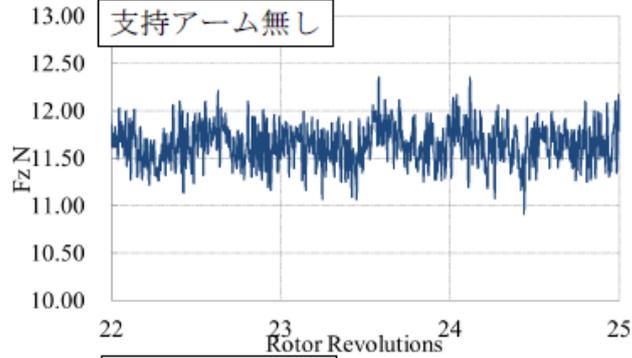
(A) F_y : 横力 (支持アーム)



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

10

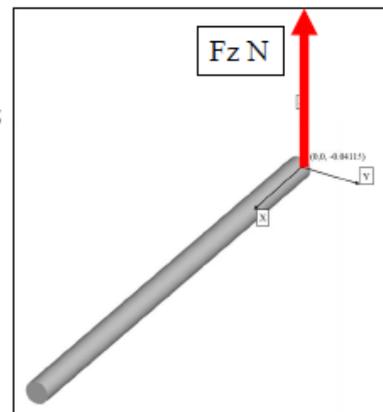
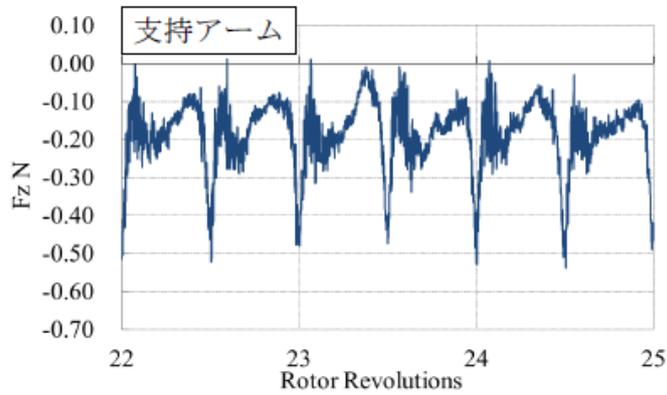
(C) F_z : 推力



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

11

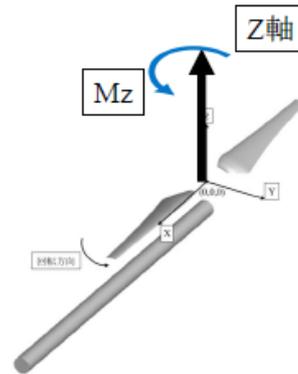
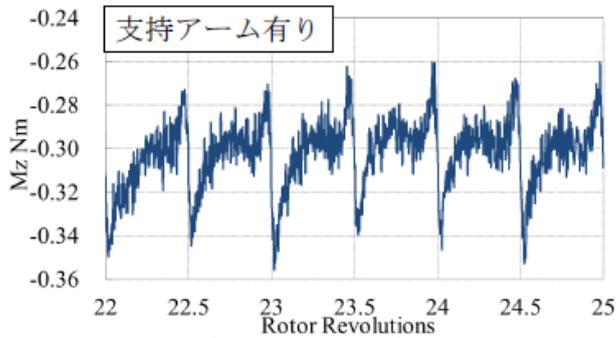
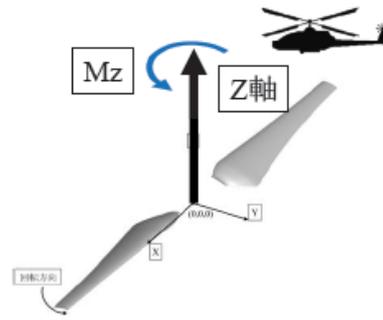
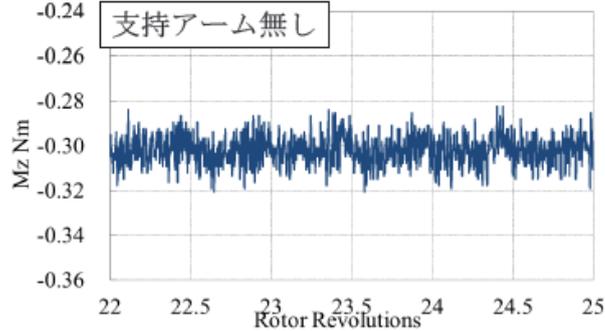
(C) F_z : 抗力(支持アーム) 抗力 = 負の推力



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

12

(B) Mz : トルク

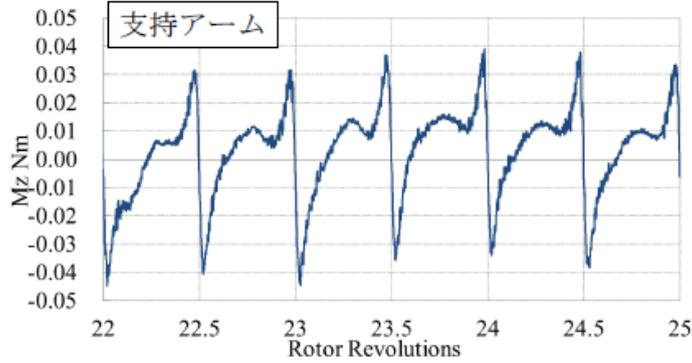


モーメント中心はローター中心 (0, 0, 0)

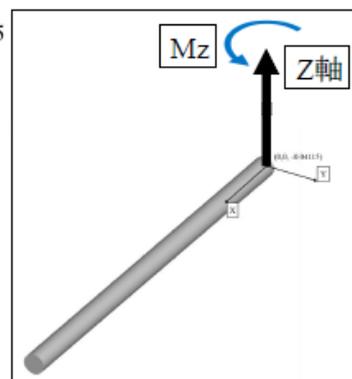
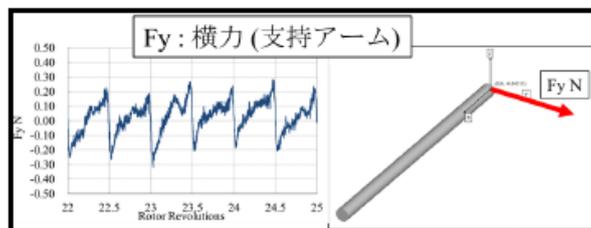
2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

13

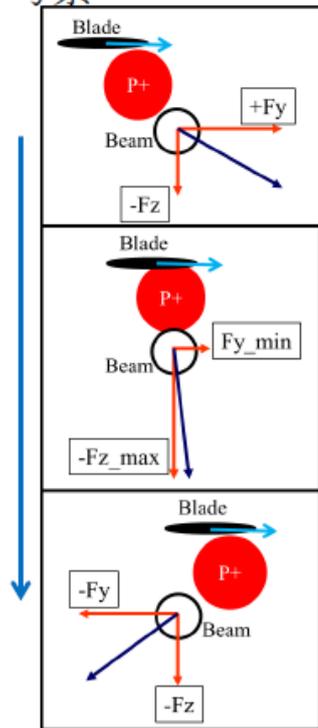
(B) Mz : トルク (支持アーム)



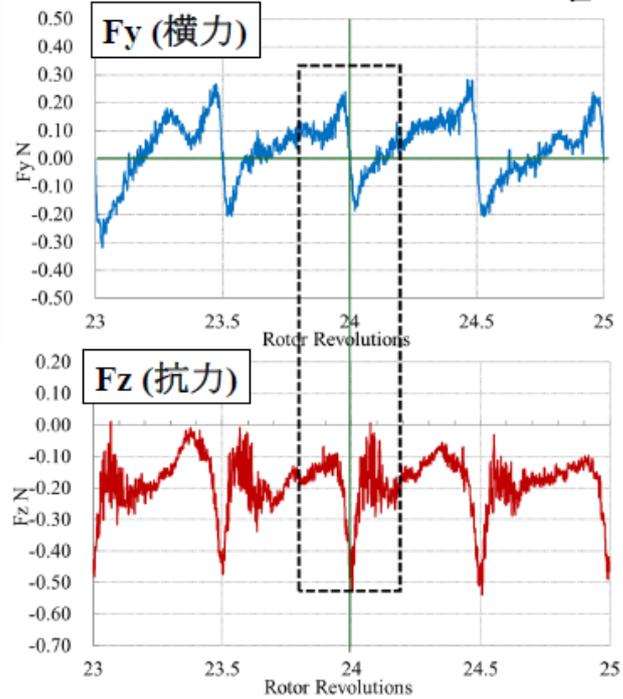
モーメント中心は円柱中心端(0, 0, -0.04115)



4. 考察



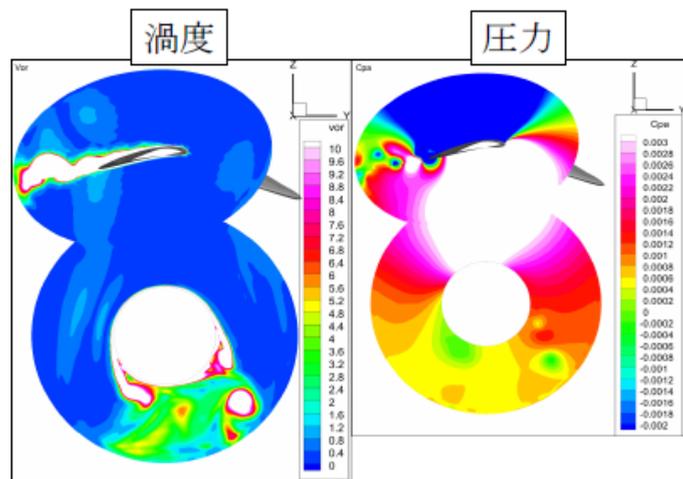
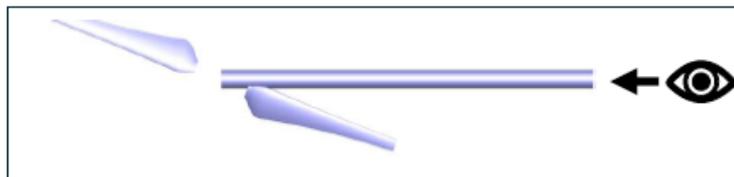
(C) 支持アーム



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

15

4. 考察

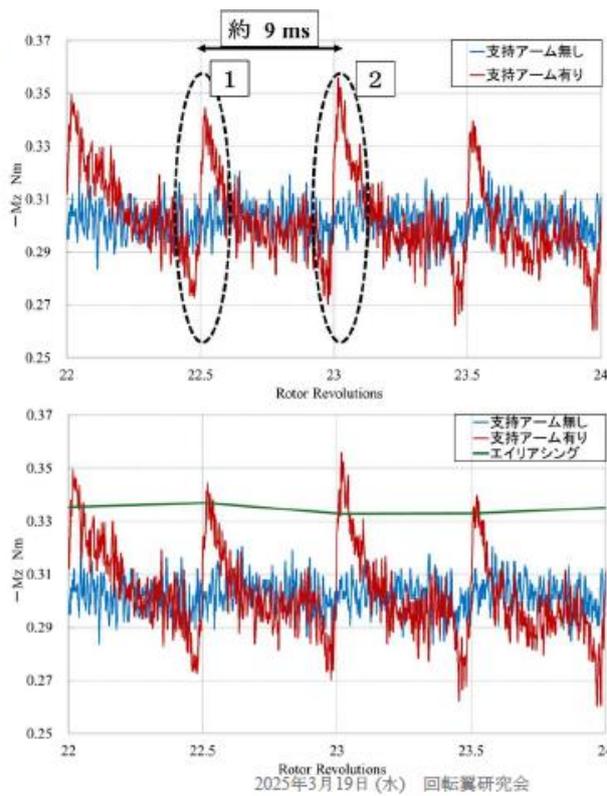


2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

16

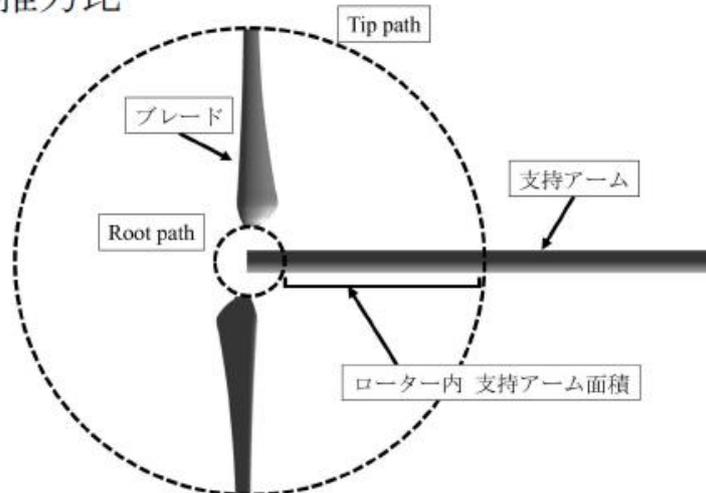
4. 考察

Mz
トルク



17

4. 考察：推力比



支持アーム無し	約 11.646 N
支持アーム有り	約 11.429 N
比率	約 98.137%

$$\frac{\text{(支持アームの有りの平均値)}}{\text{(支持アームの無しの平均値)}} \times 100 \%$$

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

18

5. 結論



○福島ロボットテストフィールドで運用している6発マルチコプターにおける支持アームの影響を解析ツールのrFlot3Dで調査したところ、平均的に推力が2%程度減衰することを確認した。

【田辺の論文[マルチコプタを用いた農薬散布の数値シミュレーション(2003)]と減衰比がほぼ一致】

・推力の減衰比としてプロペラモデル(柳原研究室)に組み込まれる。

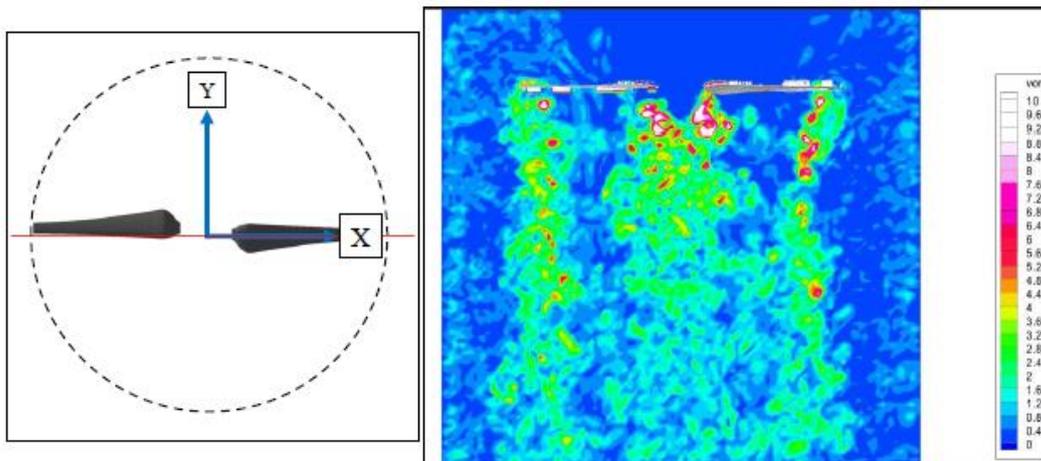
○支持アームに半周期ごとに正負へと急激に変化する横力とそれに付随して、トルクの振動が発生することを確認した。

・支持アームの影響を詳細にシミュレーションに組み込むならば、制御信号の間隔や、フィードバック信号にフィルタをかけることに注意しなければならない。

2025年3月19日(水) 回転翼研究会

19

付録1: M_x と M_y の0.25rev周期の振動

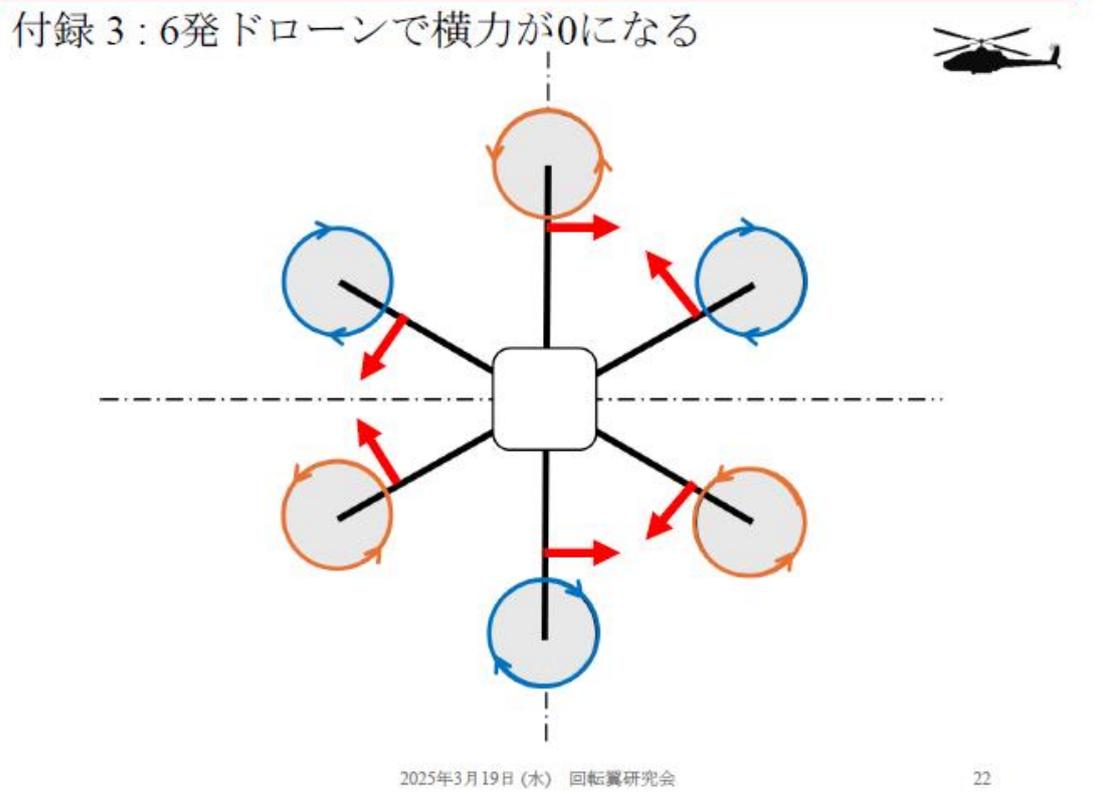
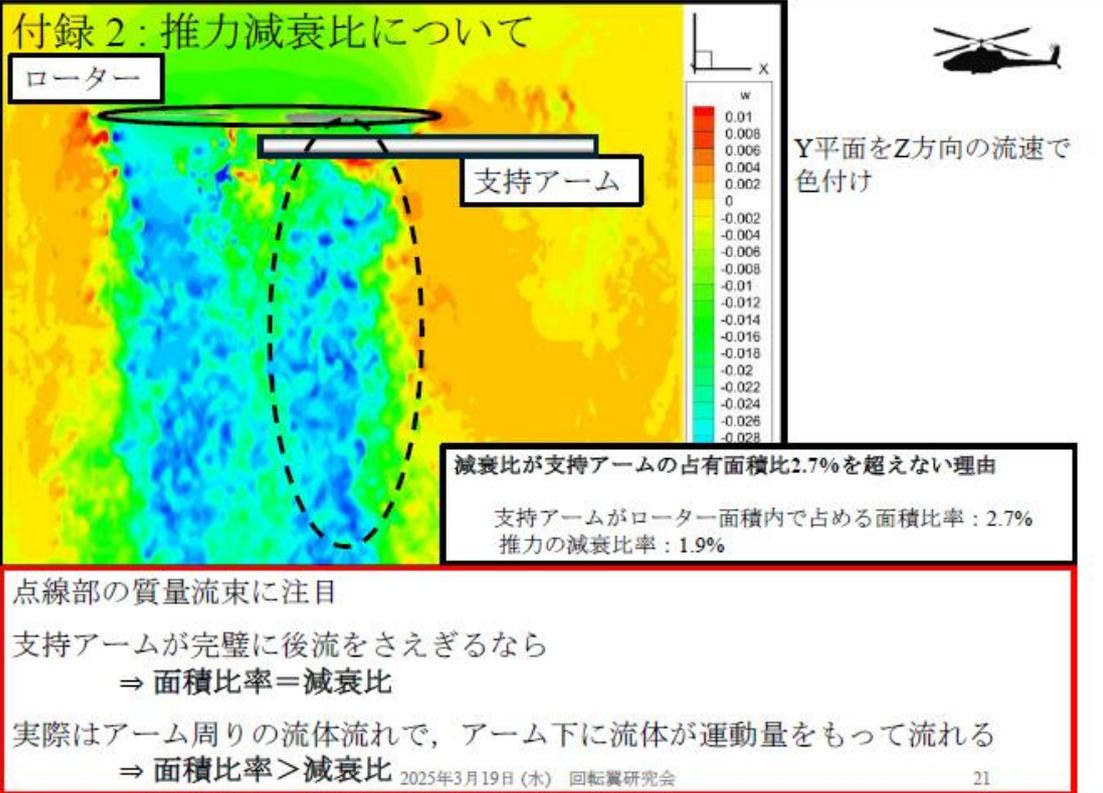


Y平面を渦度で可視化

流れ場は左右非対称である ⇒ 反対のブレードが同じ力を生み出すとは限らない

2025年3月19日(水) 回転翼研究会

20



付録4：一様流と仮定して抗力を求める



- 円柱の抗力定数 $C_d=1$ として抗力を求める

$$\begin{aligned}
 F_D &= \frac{1}{2} C_D \rho U^2 A \\
 &= \frac{1}{2} \cdot 1 \cdot 1.225 \cdot 5.35^2 \cdot (0.0223 \cdot 0.23) \\
 &\approx 0.0899 \text{ N}
 \end{aligned}$$

- 支持アームの抗力の平均値 (定常状態)

$$F_{D_AVE} \approx 0.1827 \text{ N}$$

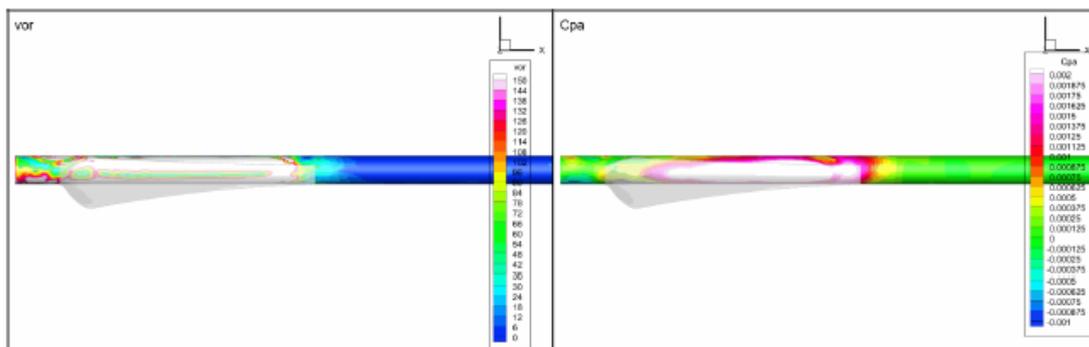
運動量理論を用いて誘導速度を求める

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

23

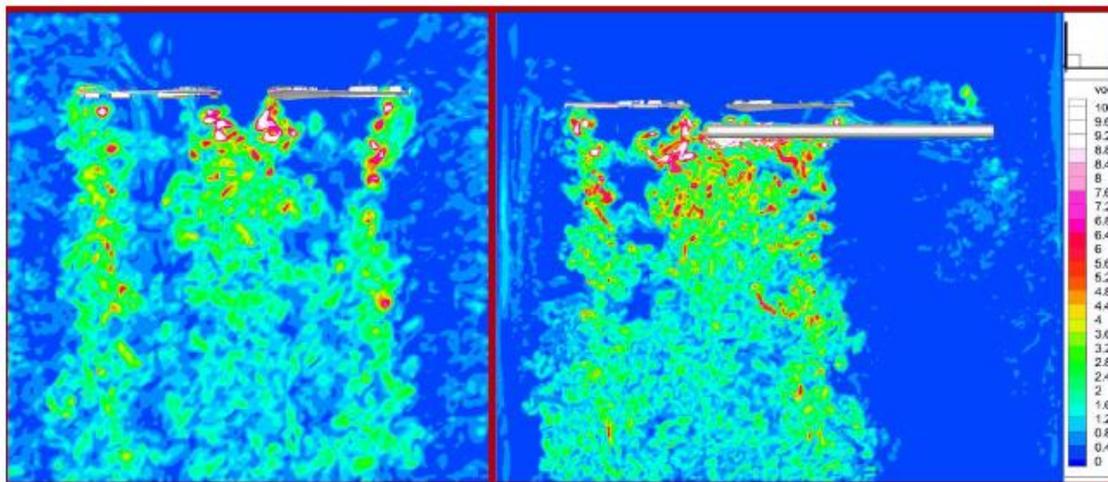
付録：その他可視化GIF



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

24

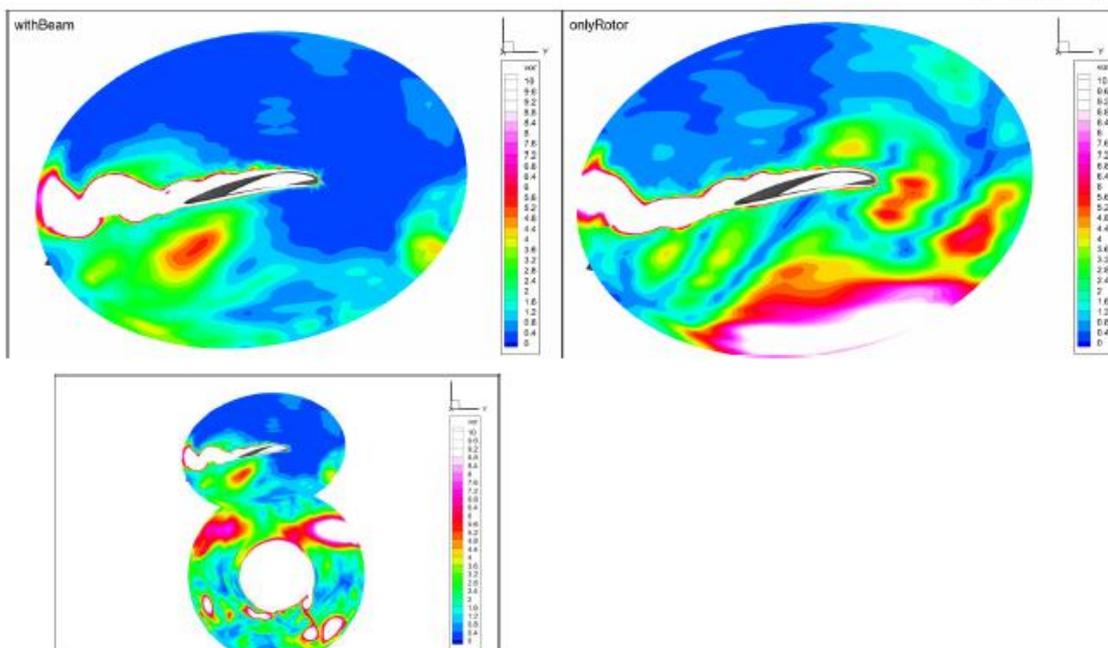
付録：その他可視化GIF



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

25

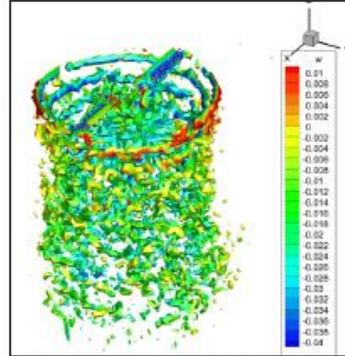
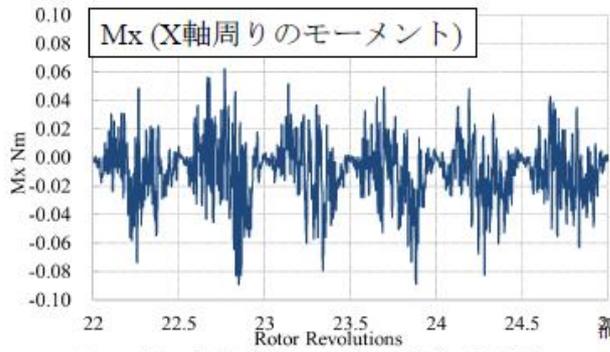
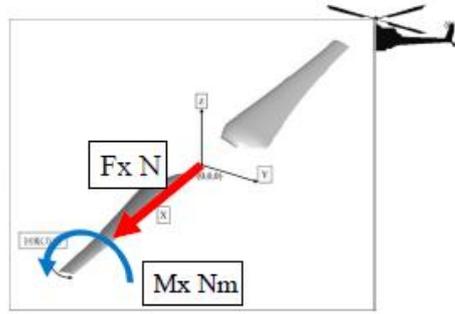
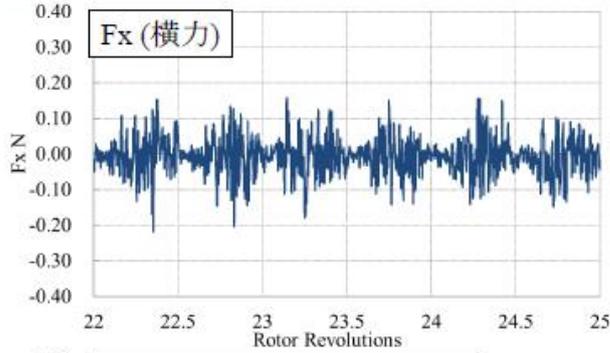
付録：その他可視化GIF



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

26

(A) 支持アーム無し



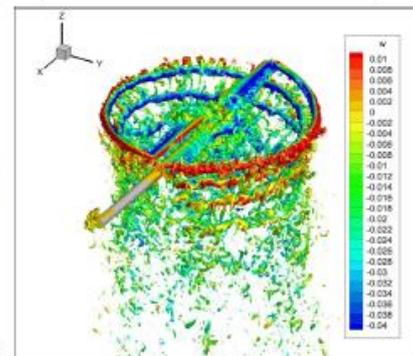
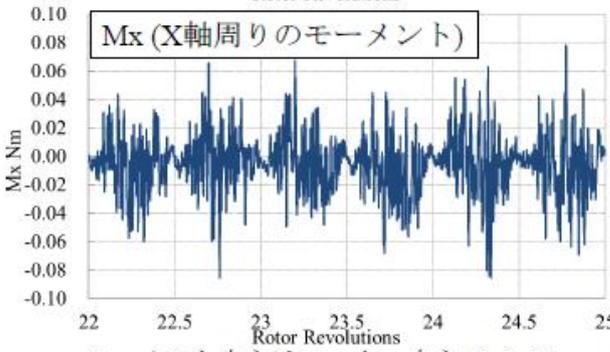
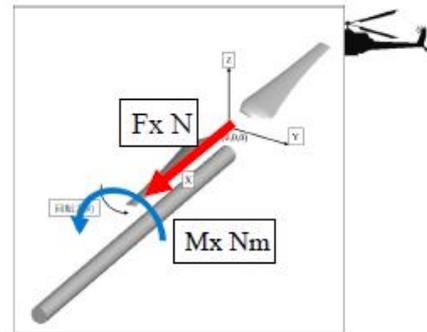
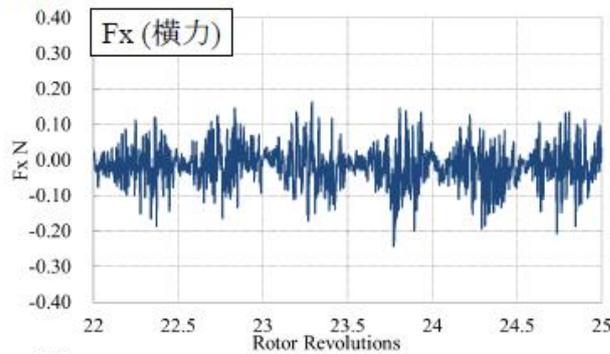
モーメント中心はローター中心 (0, 0, 0)

渦度一定の箇所をZ方向の流速で色付け

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

27

(B) 支持アーム有り



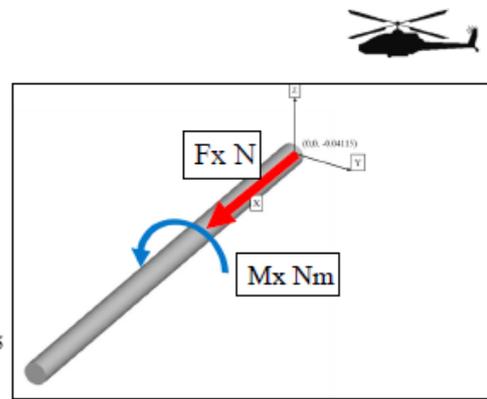
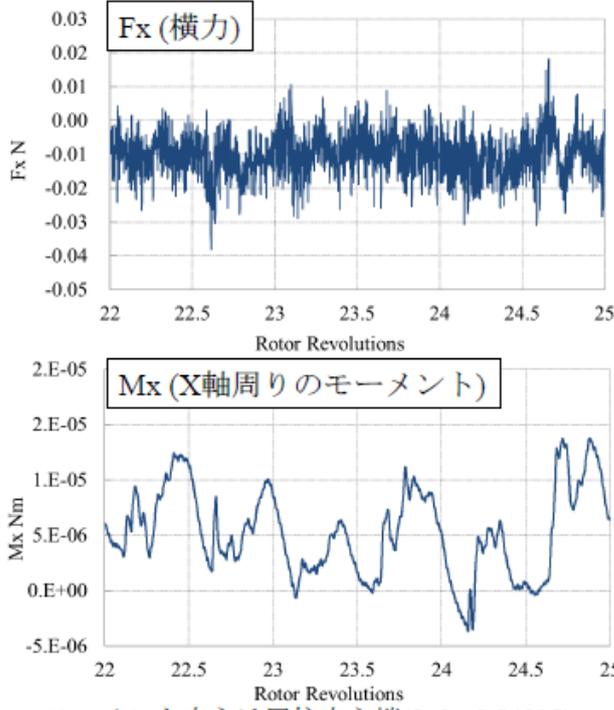
モーメント中心はローター中心 (0, 0, 0)

渦度一定の箇所をZ方向の流速で色付け

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

28

(C) 支持アーム

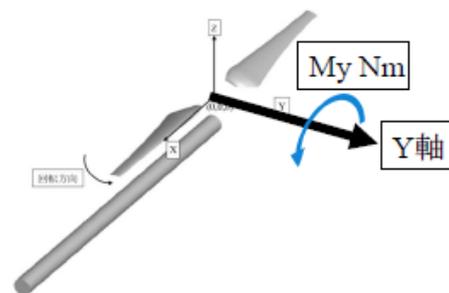
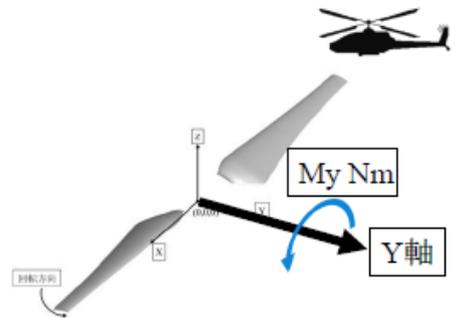
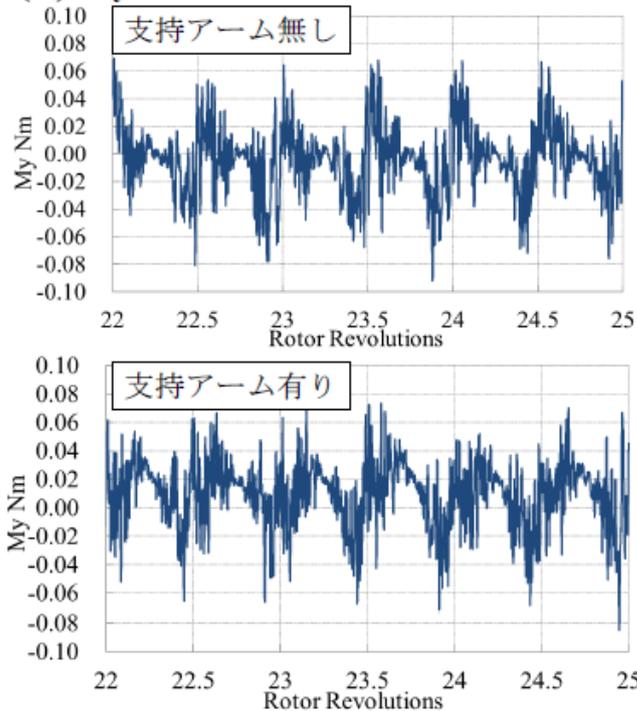


モーメント中心は円柱中心端(0, 0, -0.04115)

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

29

(D) M_y : Y軸周りのモーメント

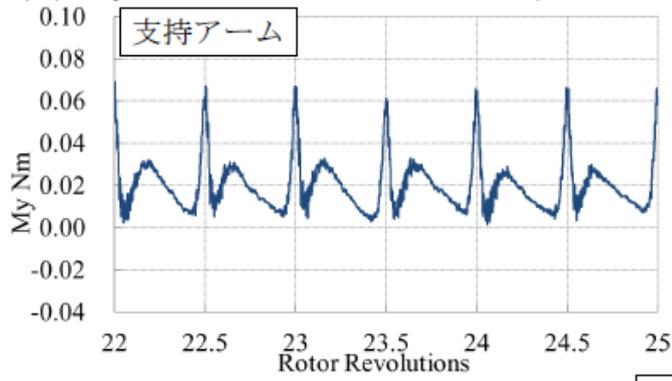


モーメント中心はローター中心 (0, 0, 0)

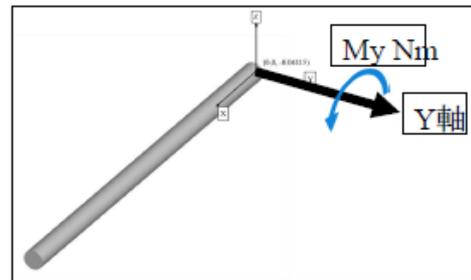
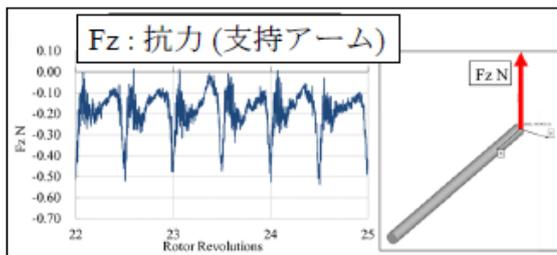
2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

30

(D) My : Y軸周りのモーメント (支持アーム)



モーメント中心は円柱中心端(0, 0, -0.04115)





回転数の動的な変動における推力の応答

信州大学 工学部 機械システム工学科 航空機システム共同研究講座 村上研究室

河原井 英駿

指導教員 村上 曜

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

32



目次

1. 研究目的と問題設定
2. 解析条件
3. 結果
4. 考察
5. 結論

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

33



1. 目的

- ホバリング状態にあるマルチコプターのプロペラの回転数を動的に変動させるときの、推力の応答を CFD 解析ツールを用いて検証する。

1. 問題設定

- 回転数の周期的変動としては、正弦波入力を考える。あわせて、正弦波入力の推力で発生したオーバーシュート、アンダーシュートを解明するために、インパルス入力、ステップ入力を加えた解析も行った。

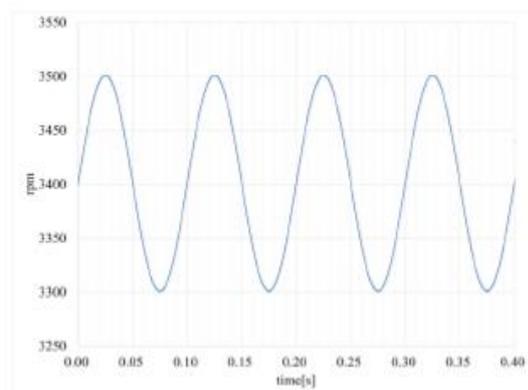


2. 解析条件

入力条件

- 3400 rpmを中心とした振幅が100 rpmで10 Hzの正弦波入力
- 3400 rpmの平衡状態から6800 rpmのインパルス入力
- 3400 rpmの平衡状態から6800 rpmへのステップ入力

比較として3400 rpm, 6800 rpm 一定の回転数での推力も計算している



正弦波入力

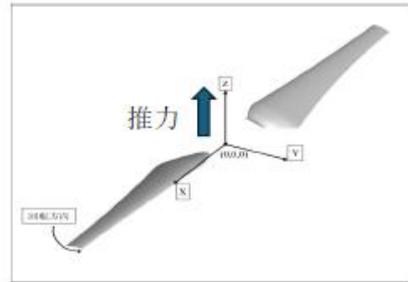
2. 解析条件



プロペラの主要諸元

半径 R	0.23 m
ブレード枚数	2枚
Root-cut-out	15 %
取り付け角 (半径の75%位置)	11.56 deg
翼弦長 (半径の75%位置)	19.71 mm

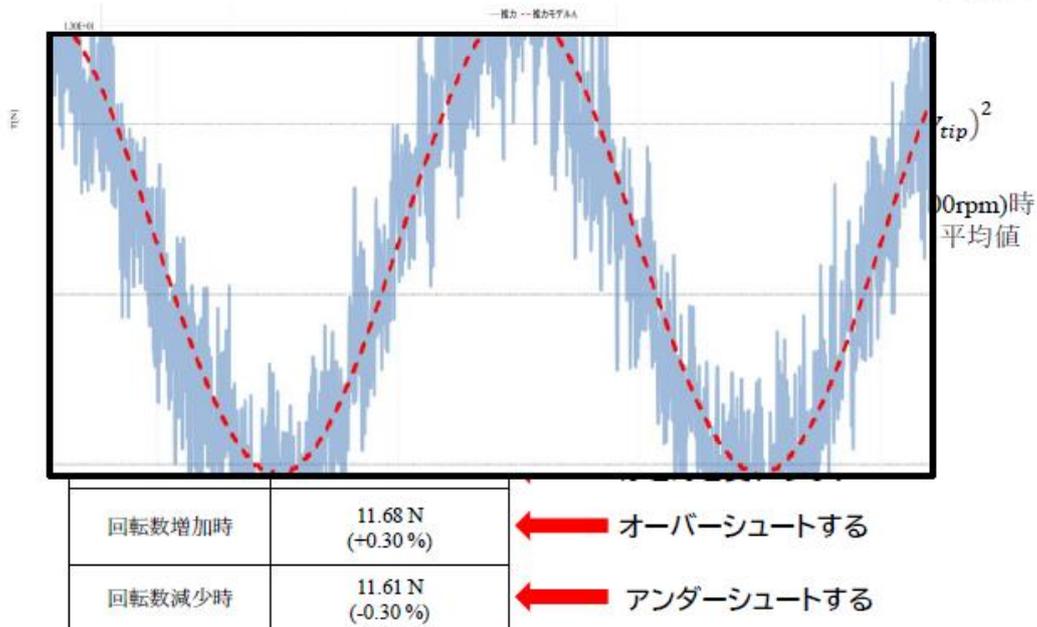
- 本研究では JAXA で開発された移動重合法を用いた CFD 解析ツールである rFlow 3D を用いている。
- 正弦波入力は、1 deg ごとにインプットファイルを変更するプログラムを Python で作成した。



2025年3月19日(水) 回転翼研究会

36

3. 計算結果 (正弦波応答)

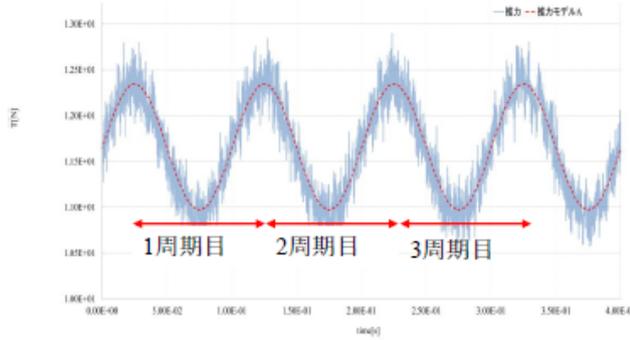


$$\text{括弧内の数値} = \frac{T - 11.64}{11.64} \times 100$$

2025年3月19日(水) 回転翼研究会

37

3. 計算結果（正弦波応答）

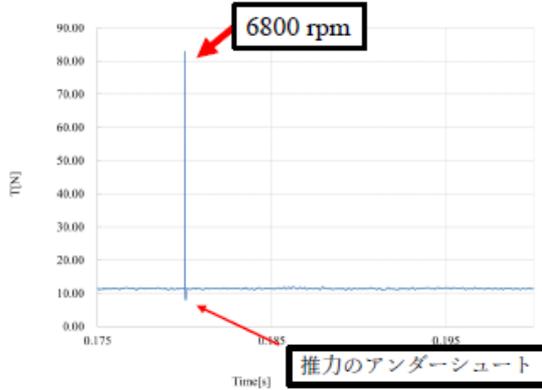


	回転数増加時	回転数減少時
1周期目	11.68 N	11.60 N
2周期目	11.68 N	11.61 N
3周期目	11.67 N	11.61 N
平均	11.68 N	11.61 N

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

38

3. 計算結果（インパルス応答）



インパルス入力直後 の推力： **83 N**

6800rpmの定常回転時の推力： **45 N**

$$\frac{83 \text{ N}}{45 \text{ N}} = 1.84$$

↓
定常の回転数に比べ **1.84 倍**の
オーバーシュートが起こる

直後に小さなアンダーシュート
も起こる

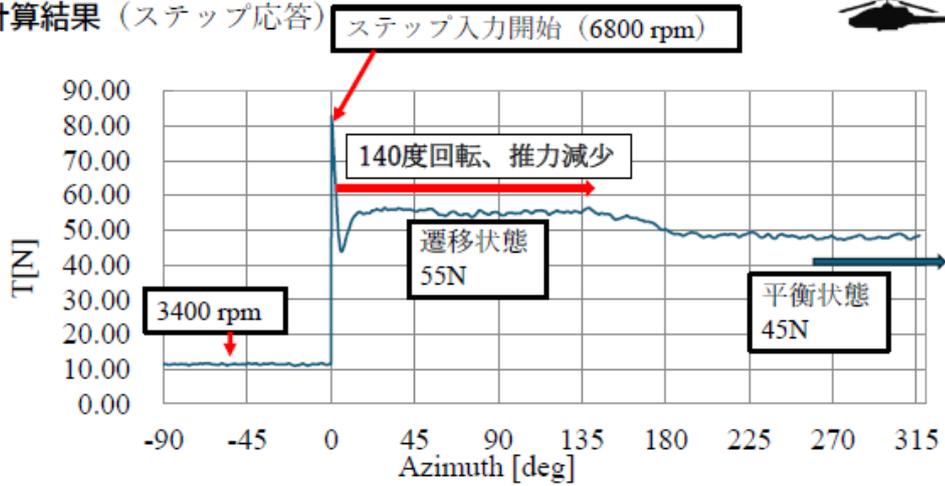
インパルス入力後の時間経過

秒数 [s]	推力
5×10^{-6}	82.9 N
10×10^{-6}	10.7 N
50×10^{-6}	7.39 N
135×10^{-6}	11.5 N

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

39

3. 計算結果 (ステップ応答)



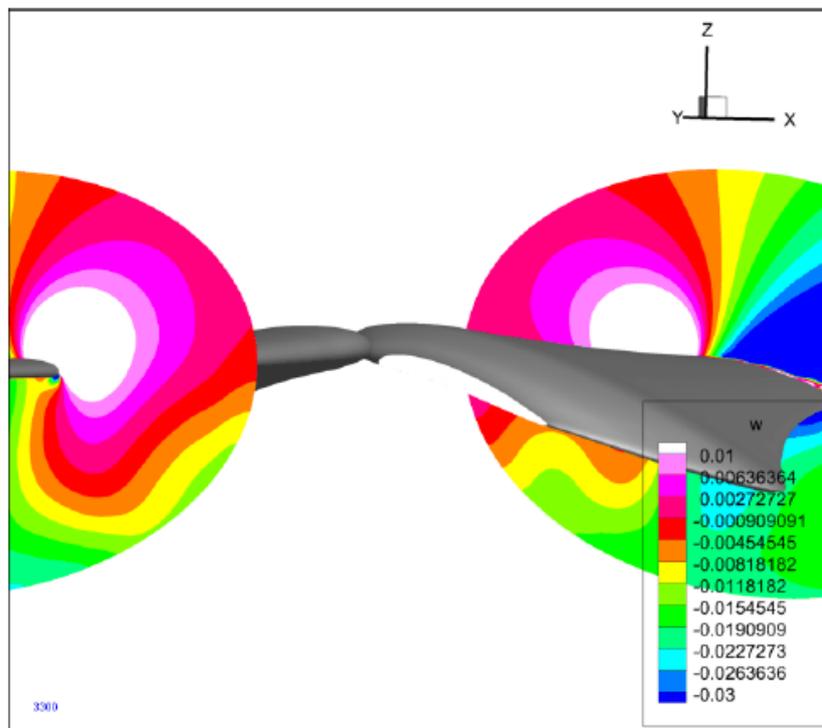
	推力
遷移状態 (140 deg まで)	55 N
平衡状態	45 N

遷移状態では推力は平衡状態に比べ
オーバーシュートする。

1.22倍のオーバーシュート

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

40



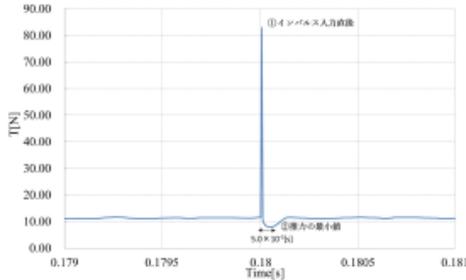
2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

41

4. オーバershootが発生するメカニズムの考察(インパルス応答&ステップ応答の最初のオーバーシュート)



回転数変化直後の瞬間的な大きなオーバーシュートは、急激な加速度を与えられた空気の慣性力による非定常推力だと考えられる。



Carpenter & Friedvich (1953)

$$T_m = m\dot{v} + 2\pi R^2 \rho v \left(v + \frac{2}{3} \dot{\beta} R \right) - m_b \lambda \dot{\beta}$$

$$m = k \times \frac{4\pi R^3}{3} \rho$$

$$T_m = \text{推力}$$

$$\begin{pmatrix} \frac{8}{3\pi} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{16}{45\pi} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{16}{45\pi} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_s \\ \dot{\lambda}_c \end{pmatrix}$$

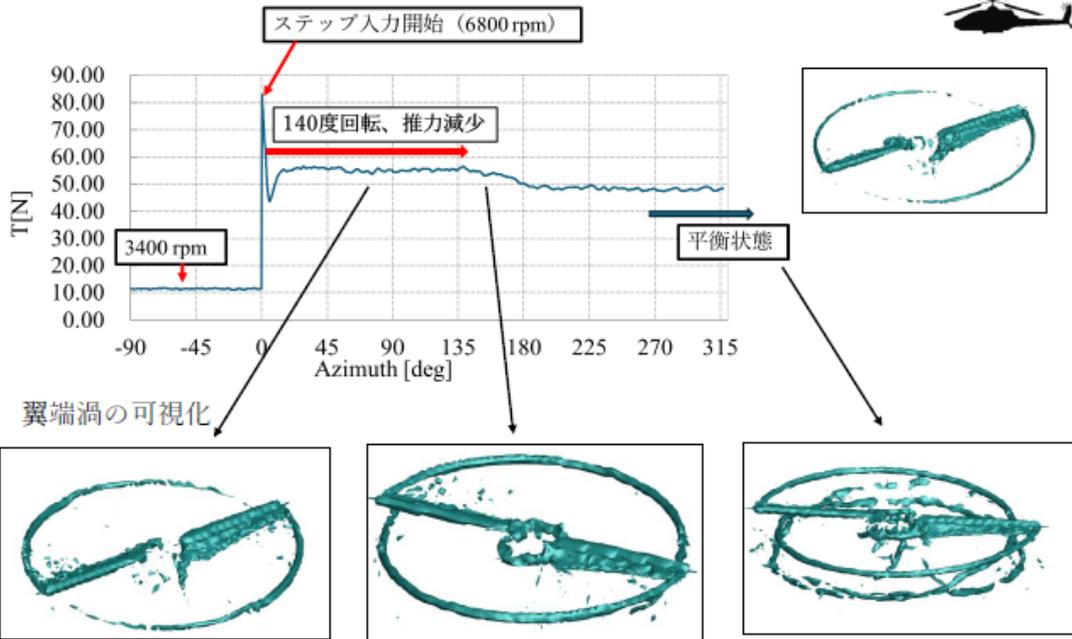
Pitt & Peters (1981)

$$[M] \begin{pmatrix} \dot{\lambda}_o \\ \dot{\lambda}_s \\ \dot{\lambda}_c \end{pmatrix} + [L]^{-1} \begin{pmatrix} \lambda_o \\ \lambda_s \\ \lambda_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{pmatrix}$$

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

42

4. ステップ応答においてオーバーシュートが発生するメカニズムの考察

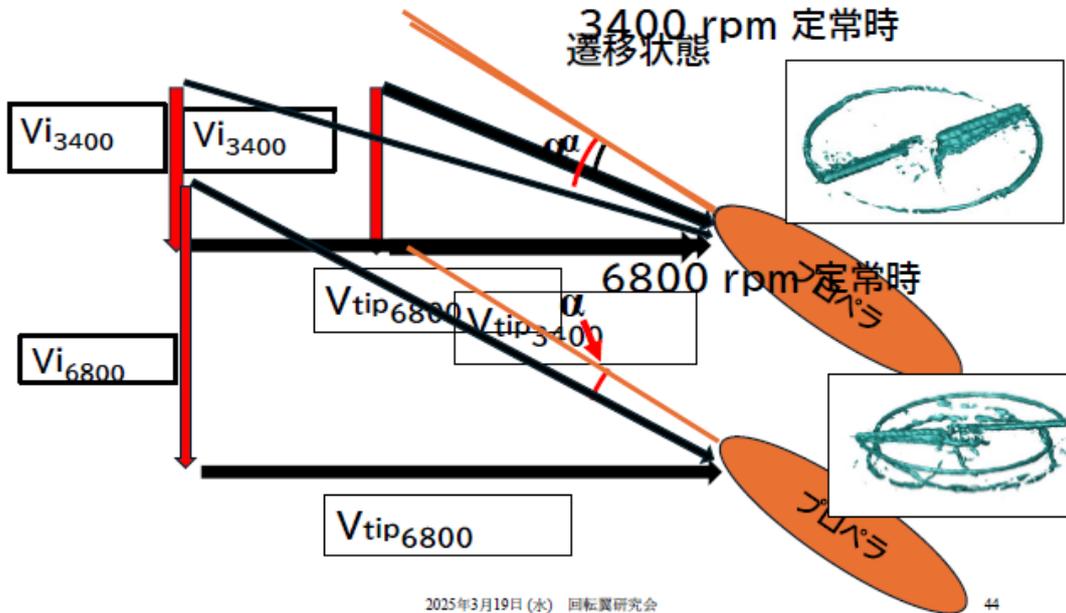


→ 誘導流の形成が遅れる

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

43

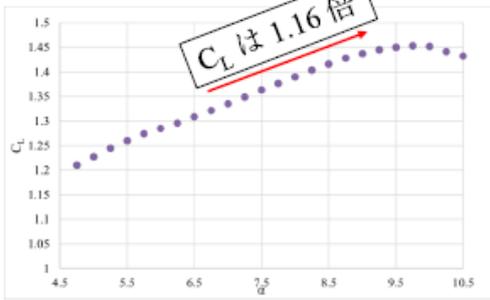
4.ステップ応答におけるオーバーシュートの考察(遷移状態)



2025年3月19日(水) 回転翼研究会

44

4. 考察 翼素理論によるステップ応答における遷移状態のオーバーシュート検証



翼型の $\alpha - C_L$ 線図
Re = 200000

ブレード 75% 位置の揚力係数を比較

定常回転数 6800 rpm の迎え角 = 6.63 deg

→ $C_L = 1.30$

ステップ応答の遷移状態の迎え角 = 9.01 deg

→ $C_L = 1.50$

6800rpmの遷移状態と、平衡状態応の推力の差は1.22倍

揚力係数を比較すると

$$\frac{1.50}{1.30} = 1.16 \text{ 倍になる}$$



オーバーシュートは誘導流の遅れによる迎え角の増大である

2025年3月19日(水) 回転翼研究会

45



5. 結論

① 正弦波入力における推力の平均値は、定常状態の推力の平均値とほとんど変わらなかった。

② 正弦波応答において、定常応答と比べ、**回転数自体は同じでも加速時は推力がオーバーシュートし、減速時はアンダーシュート**することが分かった。

③ インパルス応答およびステップ応答のどちらでも、急激な回転数の変動があった直後には、大きな推力のオーバーシュートが確認されたが、これは空気の慣性力によるものだと考えられる。（ただし、定量的な検証は行わなかった。）

④ ステップ応答において、プロペラが約半周するまでの間に見られた推力のオーバーシュートは、**誘導速度場の形成が遅れる**ことで局所迎え角が増大し、揚力係数が過大になることが原因だと考えられた。翼素理論による検証でも、妥当な数値が得られた。

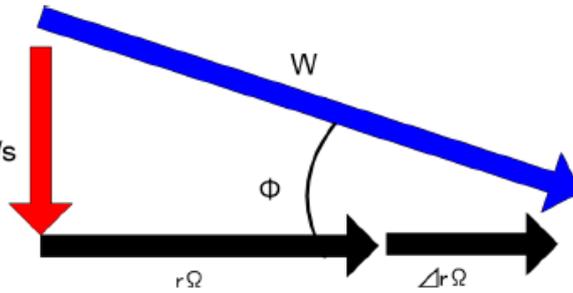


ご清聴ありがとうございました



運動量理論により導出

誘導流
 $v_i = 5.35 \text{ m/s}$



75%位置の横方向の速度
 $163 \text{ m/s} \times 0.75 = 123 \text{ m/s}$

$$\Phi = \tan^{-1}\left(\frac{v_{i2400}}{v_{tip6800} \times 0.75}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{5.35}{123}\right) = 2.47 \text{ deg}$$

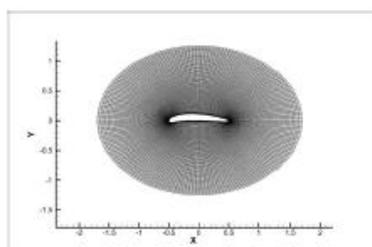


ビオ・サバールの法則
(翼端渦と誘導流の関係)

$$v_i = \frac{\omega(x')\sigma \times (x - x')}{4\pi|x - x'|^3} \delta s$$

(ω : 渦度, x' : 渦糸の任意の位置ベクトル, σ : 渦糸の断面積,)

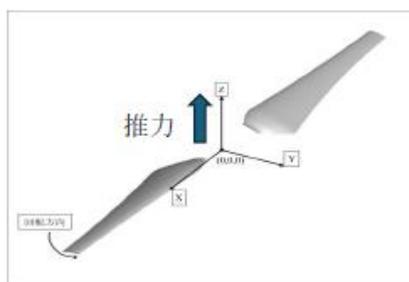
2. 解析条件



二次元翼



三次元翼



推力の向きと座標系

推力係数

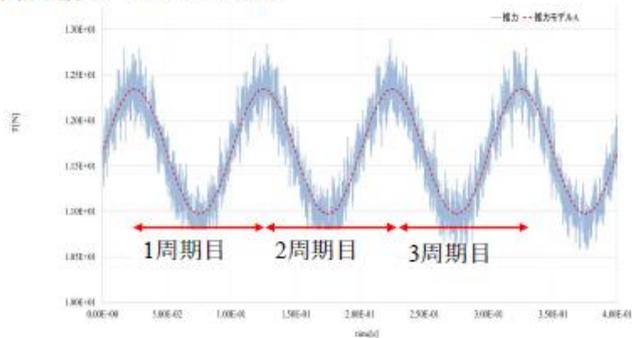
$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 V_{tip}^2}$$

(ρ : 密度, R : 半径, V_{tip} : 翼端速度)

2025年3月19日(水) 回転翼研究会

50

3. 計算結果 (正弦波応答)



	回転数増加時	回転数減少時
1周期目	11.68 N	11.60 N
2周期目	11.68 N	11.61 N
3周期目	11.67 N	11.61 N
平均	11.68 N	11.61 N

2025年3月19日(水) 回転翼研究会

51

4. ステップ応答オーバーシュートが発生するメカニズムの考察

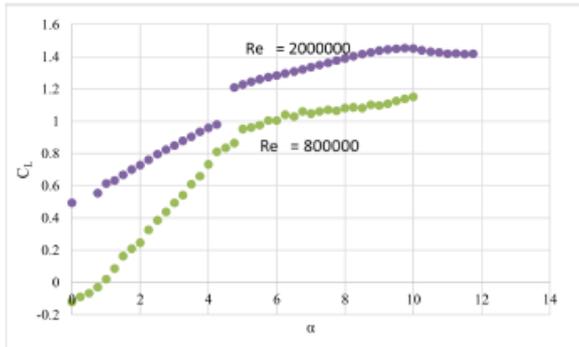


揚力

$$L = \int \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \bar{c} W^2 dr$$

加速度の値には無関係

正弦波応答のオーバーシュート/アンダーシュートの原因は、レイノルズ数と局所迎え角の変化による揚力係数 C_L の変化だと予想される。



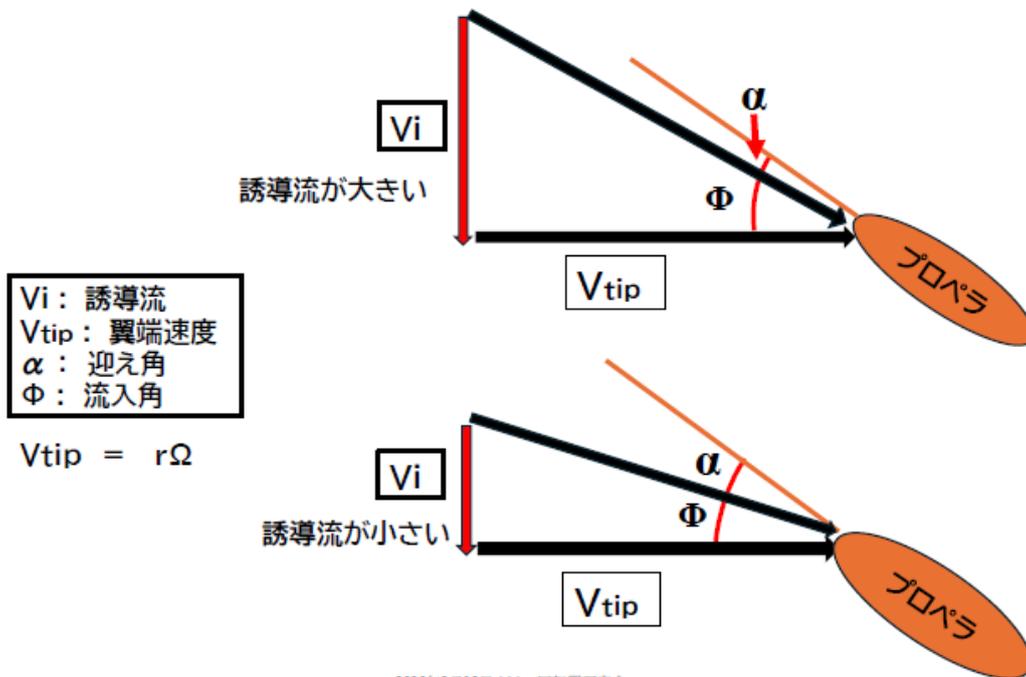
翼型の $\alpha - C_L$ 線図

(XFOIL を使ってパネル法で計算したデータ)

2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

52

4. 考察 オーバーシュートが発生するメカニズムの考察 (ステップ応答の遷移状態におけるオーバーシュート)



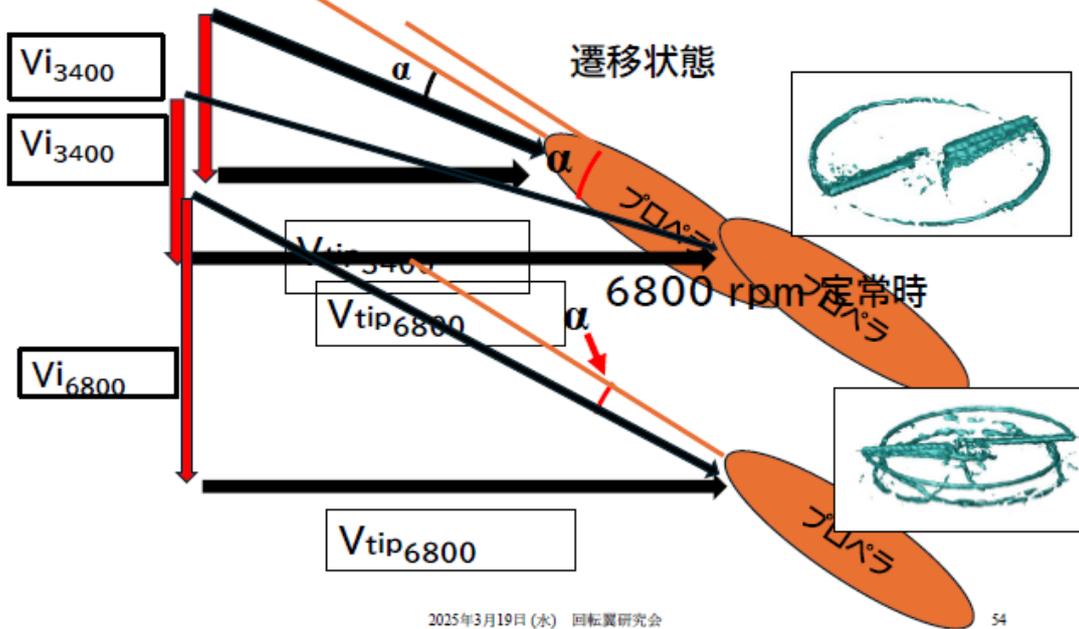
2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

53

4.ステップ応答におけるオーバーシュートの考察(遷移状態)

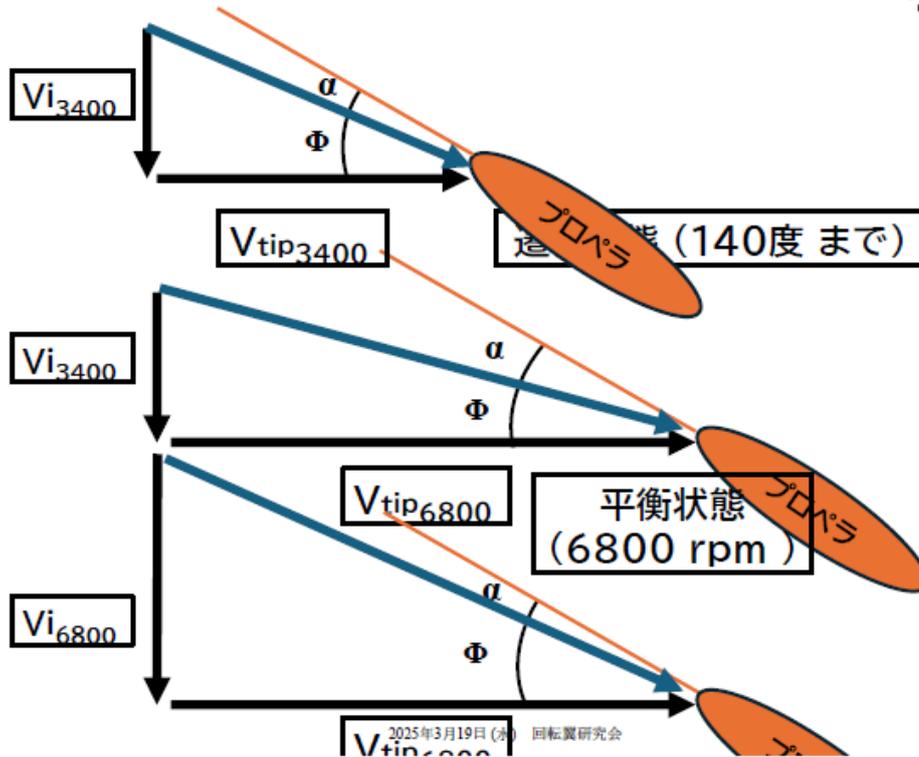


3400 rpm 定常時



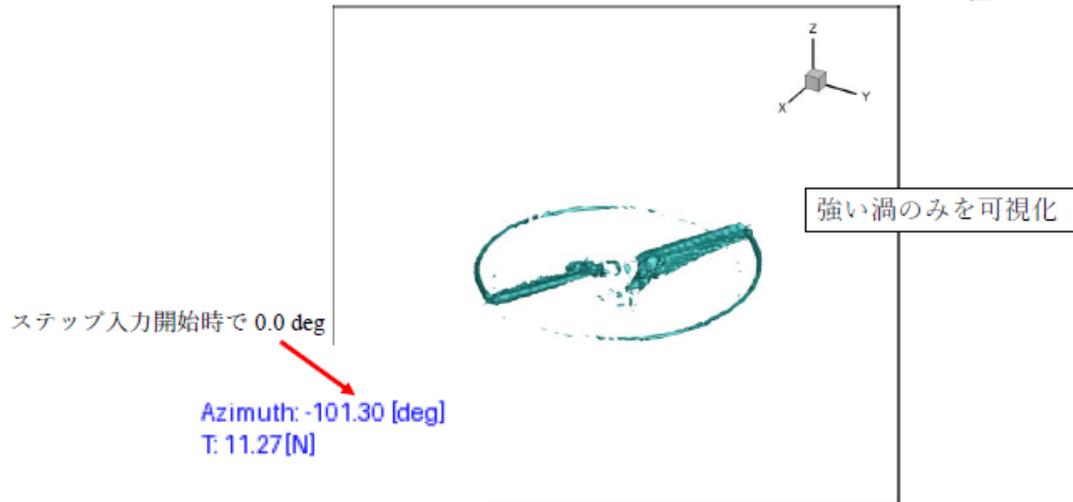
54

3400 rpm 定常時



55

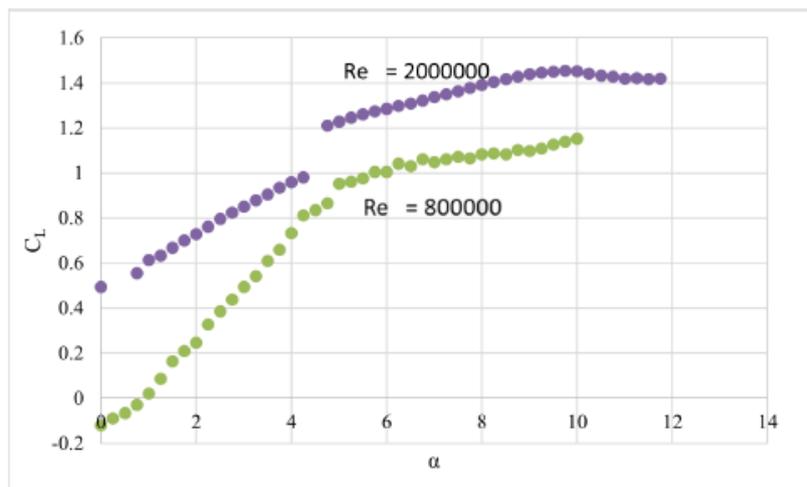
4. 計算結果 (ステップ応答)



- ・ ステップ入力の後発生した翼端渦はステップ入力前の渦よりも強くなる。
- ・ プロペラが約半周回転し、強い翼端渦の近くを通り、推力が減少

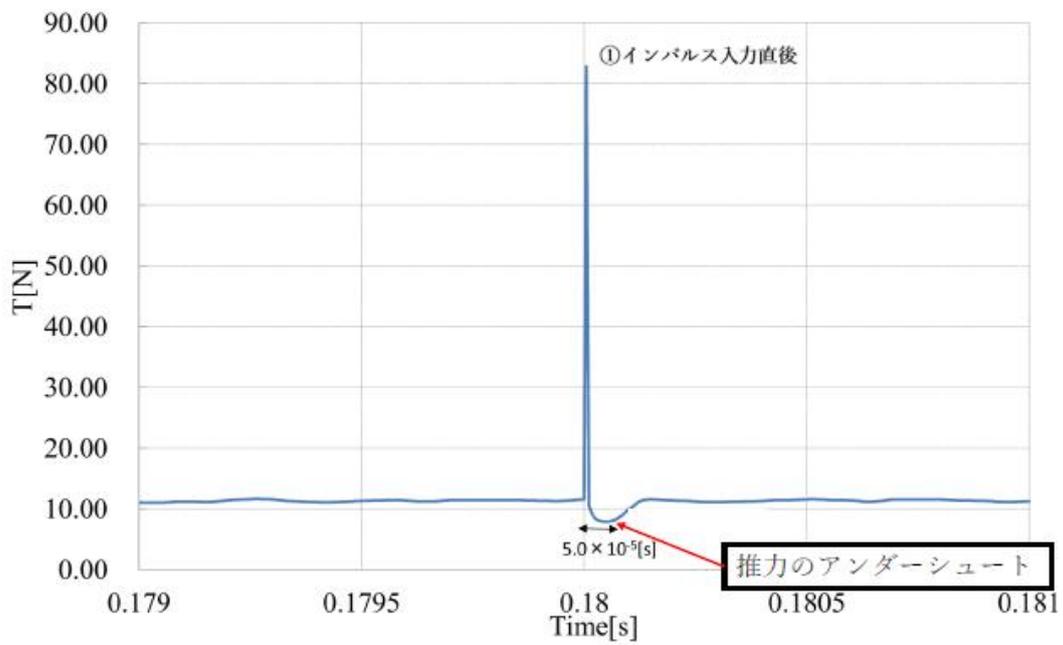
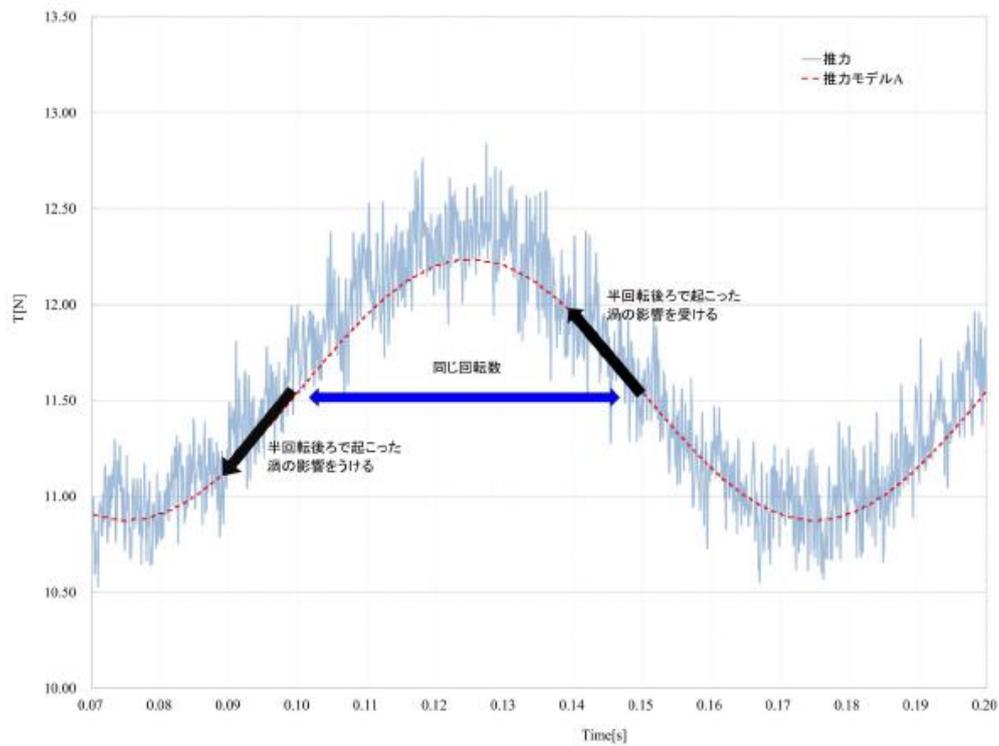
2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

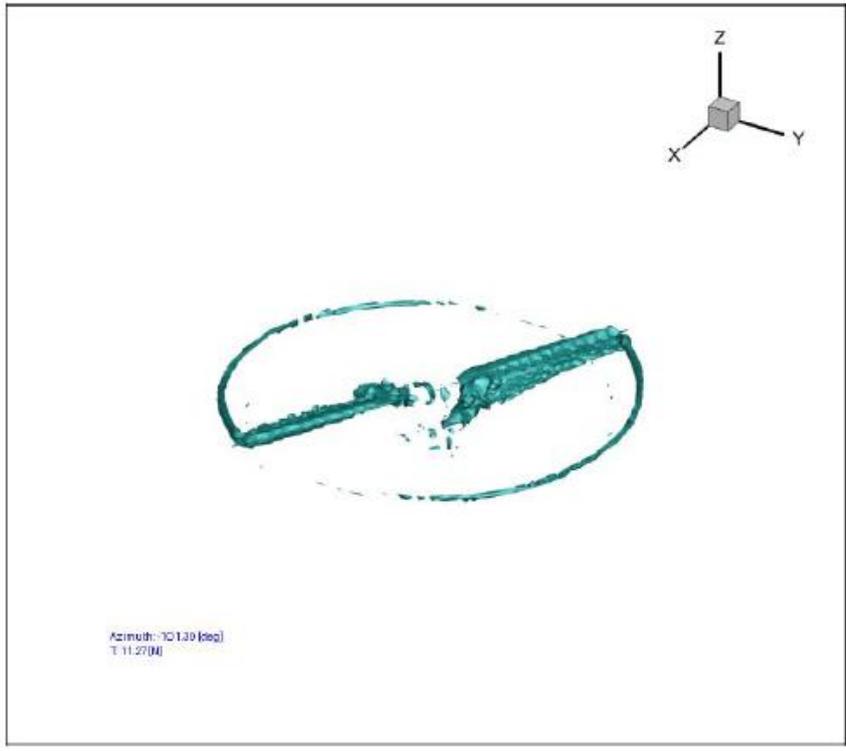
56



2025年3月19日 (水) 回転翼研究会

57



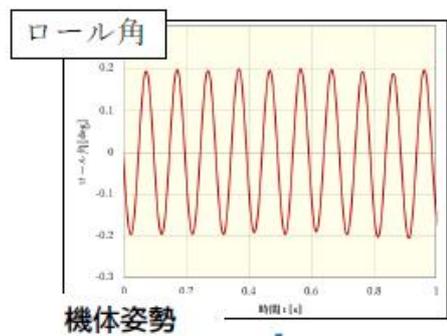


1. 目的

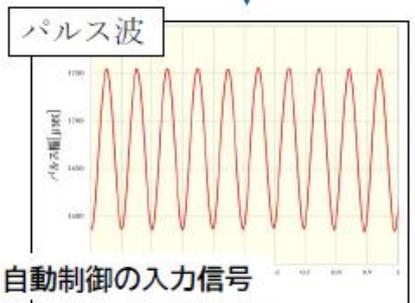
- ホバリング状態にあるマルチコプターのプロペラの回転数を周期的に変動させるときの、推力の応答を CFD 解析ツールを用いて検証する。

1. 問題設定

- 回転数の周期的変動としては、正弦波入力を考える。あわせて、正弦波入力の推力で発生したオーバーシュート、アンダーシュートを解明するために、インパルス入力、ステップ入力を加えた解析も行った。



機体姿勢



自動制御の入力信号

段差近傍における 2枚ロータ機の推力変動

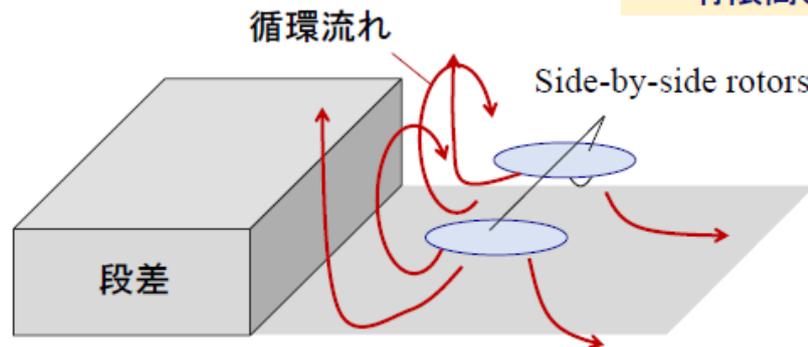
金沢大学 大塚光

※ WEB公開用に一部の内容を削除しています。

本日の紹介内容

キーワード

- コーナー効果
- 2枚ロータ
- 有限高さ



- AIAA, Scitech2025にて報告済み

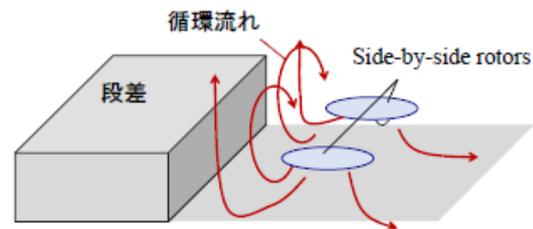
<https://doi.org/10.2514/6.2025-1269>

- 続報を7月にFDC・ANSSにて報告予定

目次

1. 研究背景
2. 研究目的
3. 実験方法
4. 推力計測実験
5. レーザーシート法による可視化実験
6. 結論

研究背景



- UAM用のVertiport や小型eVLOTの着陸地点周囲に段差がある場合が予想される。
- 1枚ロータより、強い再循環を起こすと予想される。

➡ Vertiportへの着陸事故を防ぐため、複発ロータが段差に近づいた時の推力変化を把握しておく必要がある。

先行研究

WEB公開用に削除

Zagalia et al., 2018
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.06.019>

Zhu et al., 2023
<https://doi.org/10.2514/1.J062093>

糸賀ら 2010
<https://doi.org/10.2322/jjsass.58.269>

- 立方体周囲での推力変化
- 有限高さ壁近傍での推力変化
- コーナー効果による推力変化

2枚ロータ以上の機体について段差近傍での推力変化について着目した研究は少ない。

研究目的

- 段差近傍での2枚ロータの推力変化を明らかにする。
- 推力変化が生じるメカニズムを明らかにする。

研究内容

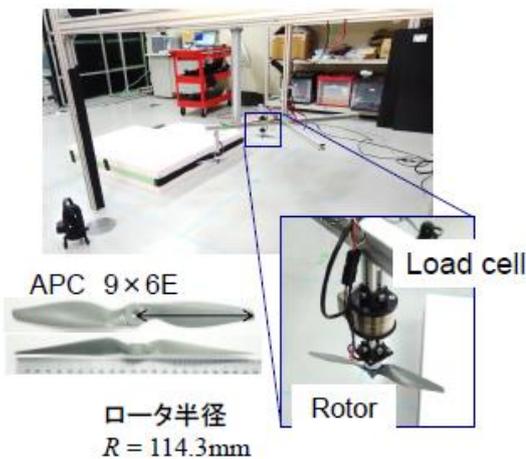
段差近傍での推力計測
レーザーシートを用いた可視化

目次

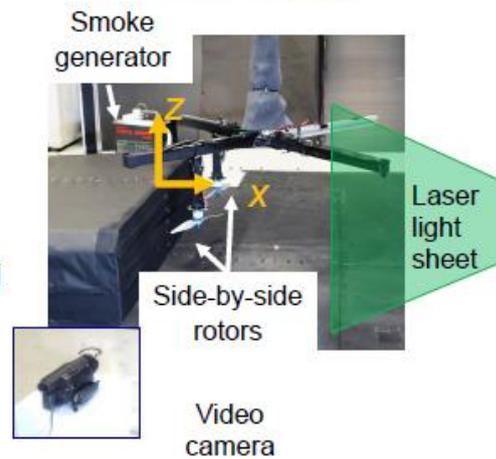
1. 研究背景
2. 研究目的
3. 実験方法
4. 推力計測実験
5. レーザーシート法による可視化実験
6. 結論

実験方法

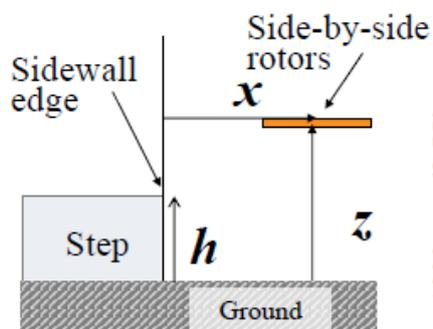
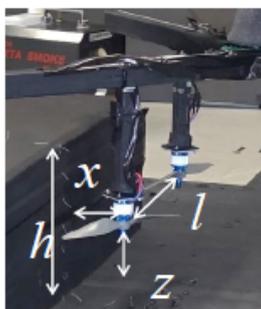
推力計測



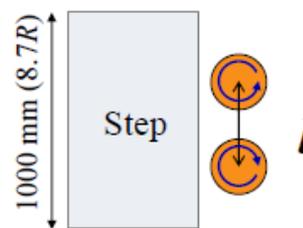
レーザーシートを用いた可視化実験



実験方法



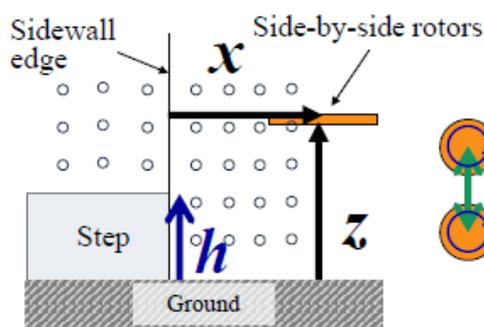
(a) Side view



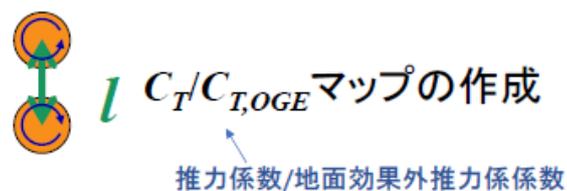
(b) Top view

x/R	: -1.0 – 3.0
z/R	: 0.5 – 4.0
l/R	: 2.4, 3.0
h/R	: 1.0, 2.0, 3.0

実験方法



(a) Side view



(b) Top view

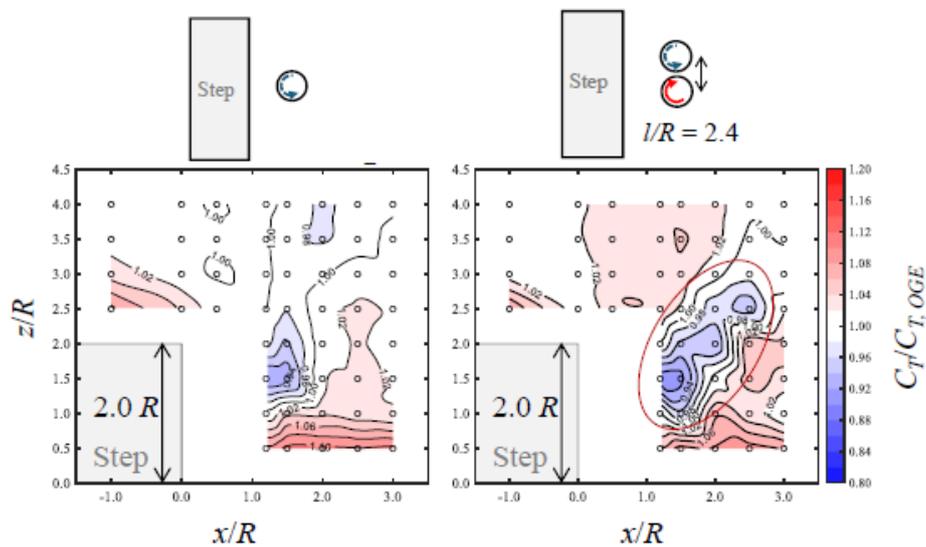
比較対象

1. 単独ロータ と 2枚ロータ
2. 段差高さ, h/R
3. ロータ軸間距離, l/R

目次

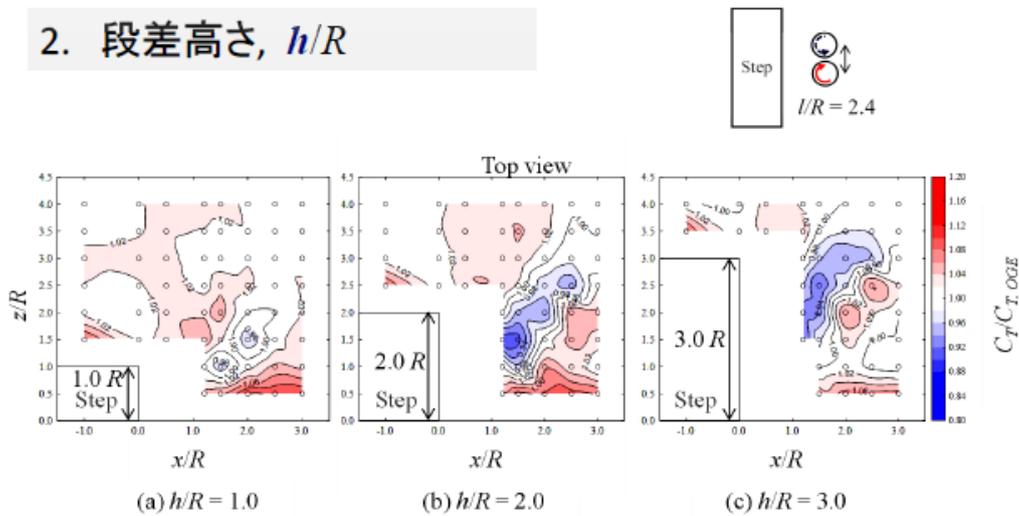
1. 研究背景
2. 研究目的
3. 実験方法
4. 推力計測実験
5. レーザーシート法による可視化実験
6. 結論

1. 単独ロータと2枚ロータ



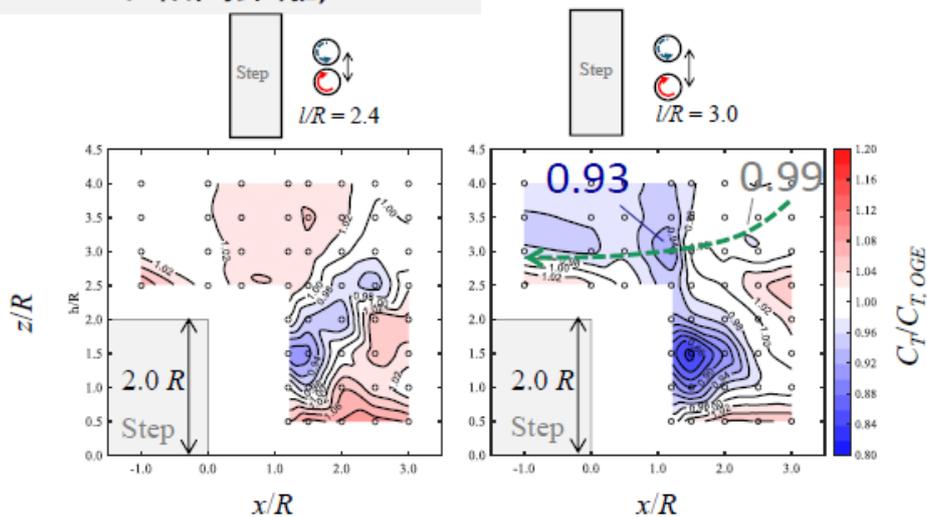
- 段差の右上に推力低下領域が広がる.

2. 段差高さ, h/R



- $h/R=2$ 以上では段差の右上に低推力領域が広がる。
- $h/R=1$ では推力低下量は3%以内である。

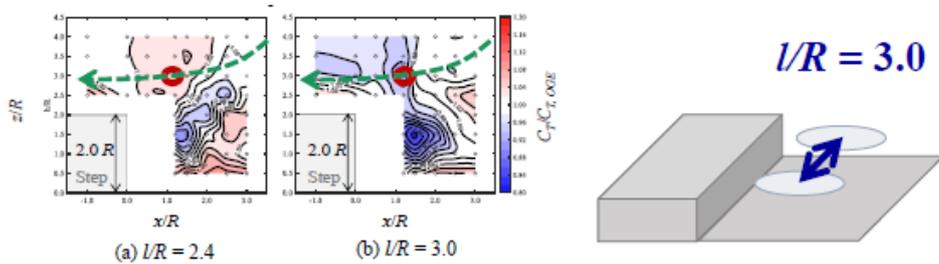
3. ロータ軸間距離, l/R



- ロータ軸間距離を広げると、台座の上側に推力低下領域が広がる。
- 仮に水平にアプローチすると6%推力が低下する。

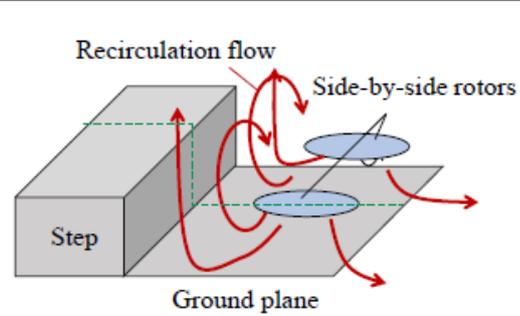
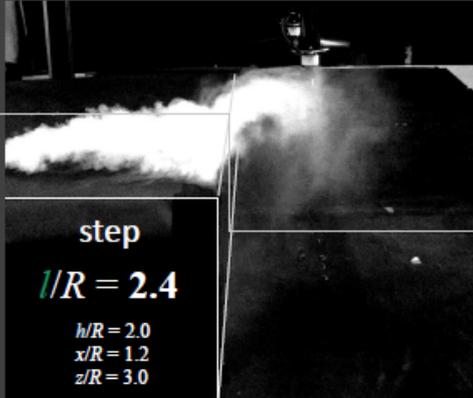
推力計測のまとめ

- $l/R = 3.0$ で、水平にアプローチすると6%推力が低下する.
- $h/R = 1.0$ では推力低下は無視できる.



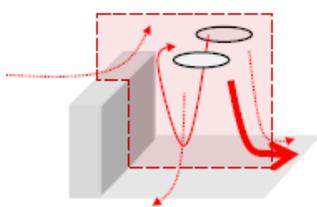
目次

1. 研究背景
2. 研究目的
3. 実験方法
4. 推力計測実験
5. レーザーシート法による可視化実験
6. 結論

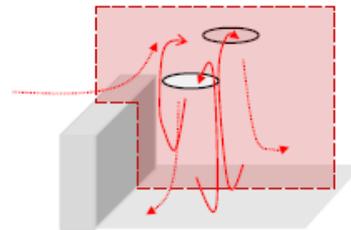


- 可視化実験により右図の模式図のような循環流れを確認した。

WEB公開用に一部の内容を削除しています



$l/R = 2.4$



$l/R = 3.0$

- 軸間距離が広いほうが、より循環する流れが多い。

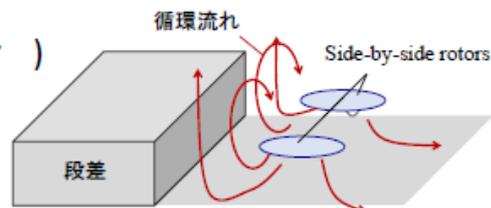
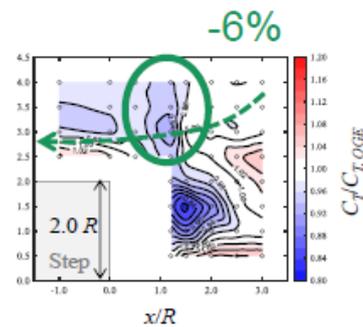
軸間を広げたことで、壁とロータの間に隙間ができ、循環が起こりやすくなったと考えられる。

目次

1. 研究背景
2. 研究目的
3. 実験方法
4. 推力計測実験
5. レーザーシート法による可視化実験
6. 結論

結論

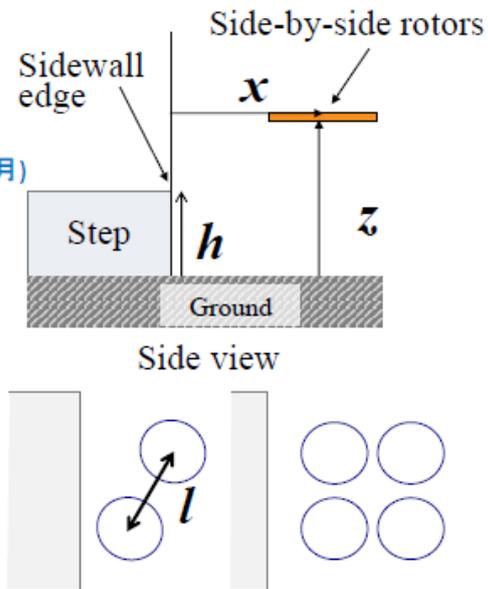
- 水平に台座にアプローチすると推力が低下する.
- 後流が段差側壁に沿って上昇し、ロータとの間で再循環する.
(特に、軸間距離が大きい場合)



- ➡ 2枚ロータ(side-by-side rotors)が段差に近づくと、推力が低下することを示した.

今後の予定

- 着陸時の推力変化を抑制する台座形状の検討
FDC/ANSSにて報告予定(7月)
- パラメータによる推力低下の有無評価
台座高さ $h/R > 3.0$
軸間距離 $l/R > 3.0$
- 追加パラメータに関する評価
水平面内の機体姿勢角度
ロータ枚数
- 熱線流速計による平均流れ場の把握



⇒ 2枚ロータ機接近時の推力低下を防止を目指す。



Q and A

ご質問, ご助言をいただければ幸いです.
会議に限らずご連絡をお待ちしています.

日本ヘリコプタ協会規約



施行 平成元年12月15日
改正 平成10年7月6日
改正 平成12年6月22日
改正 平成15年7月3日
改正 平成18年4月28日
改正 平成22年4月24日
改正 平成26年5月13日
改正 平成28年7月8日
改正 平成29年7月4日
改正 令和4年7月6日

第1章 総 則

(名 称)

第1条 本組織は『日本ヘリコプタ協会 (Japan Helicopter Society)』(以下「本協会」という)と呼称する。

(目 的)

第2条 本協会は、広くヘリコプタ及び垂直離着陸飛行の発展に寄与するため、ヘリコプタ並びに垂直離着陸飛行に関する基礎研究、試験、開発、製造、維持、運航並びに広報等、全ての分野にわたる活動の活性化、情報収集の効率化、会員相互の親睦・共生、国際交流の実をあげることを目的とする。

(管理機構)

第3条 本協会の管理運営機構は理事会及び幹事会とする。

理事会は VFS (Vertical Flight Society) の基本目的、本規約、並びに本協会全体の運営方針に関わる事項を統括する。各担当常任理事は、担当範囲の年間事業計画を策定し執行する。各担当幹事は、担当常任理事の事業執行を補佐する。

本協会の事務局は、会長が指名する機関内におく。

第2章 会 員

(会員の資格)

第4条 本協会は、正会員、法人会員、並びに本協会の賛助会員他をもって構成する。

(会員の分類)

第5条 本協会の個人会員は、正会員、賛助会員、名誉会員、及び VFS 個人会員、法人会員は、賛助法人会員、及び VFS 法人会員からなる。

- ① 正会員は、本協会に入会申込書を提出し理事会で承認をえたもの。
- ② 賛助個人会員並びに賛助法人会員は、本協会の目的に賛同し、賛助会費によって本協会の活動を支援する個人並びに法人。
- ③ VFS 個人会員並びに VFS 法人会員は、VFS Japan Chapter に属する VFS 会員のうち、本協会への参画を表明した個人並びに法人。
- ④ 名誉会員は、理事会の承認により、本協会の目的達成及び推進に特に顕著な功績があって、名誉会員として遇するに相応しいと認められたもの。

(加入及び脱会)

第6条 前条の各号に該当し、入会を希望するものは所定の申込書を、会長に提出し、理事会の承認を得なければならない、また、脱会を希望するものは所定の脱会届を、会長に提出しなければならない。なお、総会招集時の出欠確認時に会員資格の継続意思確認を行い、継続意思の表明が2回連続で無い場合は脱会とする。

(除名)

第7条 本協会は、会員が本協会の目的に反するような行為があったと認められる場合、理事会で審議のうえこれを除名することができる。

(会員の権利)

第8条 会員は、会のすべての事項に参画する権利及び均等の取扱いを受ける権利を持つ。

(会員の義務)

第9条 会員は、次の義務を負う。

- ① 当規約、別に定める倫理規程及び総会、理事会で定められた事項に従うこと。

第3章 役員

(役員)

第10条 本協会には、次の役員をおく。

会長	(PRESIDENT)	1名
副会長	(VICE PRESIDENT)	2名
常任理事	(MANAGING DIRECTOR)	若干名
理事	(DIRECTOR)	若干名
監査役	(AUDITOR)	若干名
幹事長	(PROGRAM CHAIRMAN)	1名
幹事	(MANAGER)	若干名
メンバーシップ担当	(MEMBERSHIP /CHAIRMAN)	1名
リエゾン担当	(LIAISON MANAGER)	若干名

尚、名誉顧問 (ADVISER EMERITUS)、顧問 (ADVISER) をおくことができる。

(選任)

第11条 会長、副会長、常任理事、理事、監査役、幹事長、及び幹事は、前期役員が候補者を推薦し、会員の選挙又は総会の承認を得てこれを決定する。
常任理事の各担当、メンバーシップ担当並びにリエゾン担当の委嘱は会長が行う。
名誉顧問および顧問は、会長、副会長経験者から構成される。名誉顧問または顧問は、理事会での承認をもってこれを承認する。また、会長、副会長経験者でない場合、特別に会長の推薦があった場合にはこれを認める。
なお、任期中に役員に欠員が生じた場合の後任者の選任は、その都度、理事会の合議によって決定する。

(任期)

第12条 役員任期は、2ヵ年とする。なお、副会長に関しては2名のうち1名を1年毎に交互に選出する。
但し、前条、後任役員任期は前任者の残りの期間とする。

(職務)

第13条 役員は下記の職務を遂行する。

- ① 会長は、本協会を代表して、会務を統括し、会の運営に対する一切の責任を負う。
会長は総会、理事会の議長となる。
- ② 副会長は、会長を補佐し、必要に応じてその職務を代行する。なお、2名のうちどちらかの副会長がメンバーシップ担当を受け持つ。また、副会長は次期会長の候補となる。
常任理事、理事は、理事会を構成し、本協会の運営に関わる基本的事項を決定する。
- ③ 常任理事には、次の担当を設ける。
 - 総務担当
 - 企画担当
 - 編集担当
 - 広報担当
 - 国際担当
 - JHST (Japan Helicopter Safety Team) 担当
 - JVFE (Japan Vertical Flight Education Team) 担当
- ④ 各担当常任理事は付表 1 に定める担当ごとの職務を担当幹事と共に遂行し、本協会の運営につき、会長並びに理事会を補佐する。
- ⑤ メンバーシップ担当 (副会長) は、会員の増加に関する基本施策を立案遂行すると共に、会員名簿を維持管理する。
- ⑥ リエゾン担当は、国内における外部関係機関との情報交換、協力関係の強化に努める。
- ⑦ 幹事長は、総務担当常任理事を補佐し、本協会の運営に関して、担当常任理事の決定した基本事項を具体化し遂行する。また、幹事会を主催し、各担当常任理事との調整を行う。
幹事長は幹事会の議長となる。
- ⑧ 幹事は、幹事長より指示された業務を行う。
- ⑨ 監査役は本協会の会計が適正に行なわれていることを監査する。
- ⑩ 名誉顧問および顧問は、会の運営に関して意見を具申する。また、顧問は担当常任理事の相談役として常任理事をかねることができる。
- ⑪ 会長、副会長 (2名)、総務担当理事および総務担当幹事は、VFS Japan Chapter 役員を兼任する。

(理事会)

第14条 理事会は、必要に応じて、会長がこれを招集する。欠席する場合は、会長または他の議決権を持つ出席者に権利を委任することができる。幹事、顧問、名誉顧問、および議長が必要と認められたものは、理事会に出席できるが、議決に参加はできない。理事会の議決は、全常任理事・理事の過半数を持って成立する。

(幹事会)

第15条 幹事会は、必要に応じ、幹事長がこれを招集する。リエゾン担当は、幹事会に出席できるが、議決には参加できない。幹事会の議決は、全幹事の過半数を持って成立する。

(内規)

第16条 本協会の運営に内規を必要とする場合は理事会の決議によりこれを定める。

第4章 総会及び行事

(総会)

第17条 総会は、本協会の最高決議機関であり、会員全員をもって構成し、原則として新年度に入ってから3ヶ月以内に会長が招集し、次の事項を協議するものである。ただし、理事会が必要を認めたとき、また会員の総数3分の1以上のものが、議題を明示して請求したときは、会長は臨時に総会を招集しなければならない。

- ① 役員を選出並びに解任
- ② 規約の改廃
- ③ 予算及び決算

④ その他役員が発案し、理事会で必要と認めた事項

⑤ 会員からの提案事項

総会は、会員の過半数の出席又は委任状がなければ成立しない。

総会の決議は、議決権を持つ出席者（議長への委任を含む）の多数決による。議長は、賛否同数の場合のみ決議に加わることができる。賛助法人会員については、一口当たり一議決権を持つ。

（行事）

第18条 本協会は、理事会の承認を得て、研究会・講演会を開催するほか、本協会の目的に沿った各種の行事を行うことができる。法人会員となっている法人からの最大参加者数や、会員外の行事参加可否については、必要に応じて行事主催者の判断で設定することができる。

第5章 会 計

（会の経費）

第19条 本協会の経費は、賛助会費、臨時会費及び寄付金他をもってあてる。

（会費）

第20条 会費の徴収は、次により行う。

- ① 賛助会費は、年額1口10,000円以上の賛助会費を納入する。原則として新年度に入って3ヶ月以内にこれを徴収する。
- ② 臨時会費は、理事会の決議により、必要に応じ適宜徴収する。

（会計年度）

第21条 本協会の会計年度は毎年4月1日から翌年3月31日までの1ヵ年とする。

（会計）

第22条 本協会の会計は、総務担当常任理事／幹事が担当して行う。

会計は監査役の監査を経た上で、定期総会に会計報告を行い、承認を得るものとする。

第6章 附 則

（効力）

第23条 当規約の効力は、平成元年12月15日から効力を発するものとする。

以上

付表1 担当常任理事における職務（なお、各項目については適宜見直す）

担 当	職 務
メンバーシップ担当	<ul style="list-style-type: none"> • 会員名簿の維持管理をする • 会員誘致活動（VFS Japan Chapter 会員への案内等）
総務担当	<ul style="list-style-type: none"> • 総会、理事会、定例研究会、特別講演会及び臨時委員会等の開催の事前通知ないし、これらの会議についての議事録を作成し保存する • 本協会の会計記録を保存し、資産の安全保管の責任を負う • 本規約が、明示又は暗示に規定するその他の職務、或は会長又理事会から付託された業務を遂行する • 表彰を取り扱う • その他
企画担当	<ul style="list-style-type: none"> • 年間の行事を立案する • 協会のホームページの作成を助言する • 各種イベントを企画（臨時組織、特別広報企画等）する • 各種情報発信を企画する（アーカイブス、臨時委員会、広報活動等） • 人物紹介の記事等を取りまとめる • その他
編集担当	<ul style="list-style-type: none"> • HP の作成に協力する • 年 1 回会報を作成する • 発信情報（アーカイブス）を作成する • 年間の発表論文を“e-Library”化する • その他
広報担当	<ul style="list-style-type: none"> • HP を作成し運営する • 対外的な関係を構築する • 広告を募集する • 寄付を募る • その他
国際担当	<ul style="list-style-type: none"> • VFS 対応 • Heli Japan 国際会議および ARF 対応 • 海外対応 • その他
JHST 担当	<ul style="list-style-type: none"> • JHST 事務局 • その他
JVFET 担当	<ul style="list-style-type: none"> • JVFE 事務局 • 国内における教育機関との関係を構築 • その他

日本ヘリコプタ協会倫理規定

施行 平成28年7月8日



(前文)

日本ヘリコプタ協会会員（以下、会員という）は、広くヘリコプタ及び垂直離着陸飛行の発展に寄与するため、全ての分野にわたる活動の活発化、情報収集の効率化、会員相互の親睦・共生、国際交流の実をあげることを目的とする。この目的を実現するために、会員自らの良心と良識に従う自立ある行動が、ヘリコプタ産業の発展と安心・安全な社会の構築ひいては人類の福祉にとって不可欠であることを自覚し、社会からの信頼と尊敬を得るために、以下に定める綱領を遵守することを誓う。

(綱領)

1. 法令等の遵守
会員は、職務の遂行に際して、社会規範、法令及び関係規則を遵守する。
2. 会員間の接触
協会における活動が、私的独占の禁止及び公正取引の確保に関する法律及び諸外国の競争法（以下、併せて「独占禁止法」という）に抵触することがないように、協会における会議、並びに懇親会等名目を問わず会員各位が接触する機会において、独占禁止法上問題となるおそれのある議論及び意見交換等を行わないものとする。

(改正)

この規程の改正は、総会の決議を経て行う。

附則

この規程は、平成28年7月8日から施行する。

2024年度 賛助会員名簿



法人賛助会員

No.	名称	口数	代表者・所属(役職)	連絡先
1	(株) アイ・ティー・シー・アエロリーシング	1	中山 智夫 取締役会長	〒104-0033 東京都中央区新川2-1-5 THE WALL 5階 電話: 03-3555-3621 FAX: 03-3555-3627
2	朝日航洋 (株)	1	加藤 浩士 代表取締役社長	〒136-0082 東京都江東区新木場4丁目7番41号 東京ヘリポート内 電話: 03-3522-0647 FAX: 03-3522-1853
3	エアバス・ヘリコプターズ・ジャパン (株)	5	大西 博伸 営業企画部 部長	〒107-6119 東京都港区六本木6-10-1 六本木ヒルズ森タワー19F 私書箱78号 電話: 03-5414-3408 FAX: 03-5414-3328
4	川崎重工業 (株)	5	田村 勝巳 航空宇宙システムカンパニー ヘリコプタ&MRQディビジョン ヘリコプタ総括部長	〒504-8710 岐阜県各務原市川崎町1 電話: 058-382-2258 FAX: 058-382-8413
5	(株) 島津製作所	1	那須 竜太郎 航空機器事業部 技術部 部長	〒604-8511 京都市中央区西ノ京桑原町1 電話: 075-823-1102 FAX: 075-823-1472
6	(株) ジャムコ	1	木本 幸浩 常務執行役員 航空機整備・製造事業部 事業部長	〒160-0004 東京都新宿区四谷4-1 細井ビル4F 電話: 03-5369-6621 FAX: 03-5369-6616
7	新東亜交易 (株)	1	荻原 厚史 航空・艦船部長	〒100-8383 東京都千代田区丸の内1-6-1 丸の内センタービル8階 電話: 03-3286-0355 FAX: 03-3213-2405
8	(株) ダイセル	1	水野 秀樹 セーフティSBU インダストリーBU長	〒530-0011 大阪府大阪市北区大深町3-1 グランフロント大阪タワーB 電話: 06-7639-7231 FAX: 06-7639-7238
9	(株) タクト・ワン	2	富塚 昌孝 代表取締役	〒162-0066 東京都新宿区市谷台町14-5 MSビル市谷台501 電話: 03-3356-0649 FAX: 03-3356-8769
10	テクノブレイン (株)	1	加藤 利孝 代表取締役社長	〒504-0814 岐阜県各務原市藤原奥野町1-17-1 電話: 058-371-3443 FAX: 058-371-2738
11	ナビコムアビューション (株)	1	平塚 弘司 代表取締役社長	〒102-0072 東京都千代田区飯田橋3-4-4 第5田中ビル9F 電話: 03-3265-6747 FAX: 03-3265-6748
12	日本エアロスペース (株)	1	藤前 浩 代表取締役社長	〒107-0062 東京都港区南青山1-1-1 新青山ビル西館20階 電話: 03-5785-5970 (代表) FAX: 03-5785-5964
13	(株) SUBARU	5	鈴木 健太郎 航空宇宙カンパニー ヘリコプター技術部 (構造) 主査	〒320-8564 栃木県宇都宮市臨南1丁目1-11 電話: 090-8727-6398 FAX:
14	古河電池 (株)	2	酒井 安明 産業機器営業統括部 産機第三営業部 宇宙航空グループ長	〒141-0021 東京都品川区上大崎4-5-37 本多電機ビル3F 電話: 03-3492-2972 FAX: 03-3492-2973
15	ベストテック (株)	1	井口 邦 代表取締役社長	〒460-0015 名古屋市中区大井町3番15号 日重ビル8F 電話: 052-321-8755 FAX: 052-321-8758
16	三井物産エアロスペース (株)	1	河津 直行 ヘリコプター第二部 部長	〒100-0005 東京都千代田区丸の内1-8-2 鉄鋼ビルディング22階 電話: 03-4586-1962 FAX: 03-4586-1974
17	三菱重工業 (株)	5	久野 敦史 防衛・宇宙セグメント航空機・飛昇体事業部 ヘリコプタ技術部 部長	〒480-0293 愛知県西春日井郡豊山町豊場1 電話: 0568-28-6681 FAX: 0568-28-6683
18	三菱プレジジョン (株)	1	平賀 好文 鎌倉事業所 シミュレーションシステム 統括部 統括部長	〒247-8505 神奈川県鎌倉市上町屋345 電話: 0467-42-5752 FAX:
19	ヤマハ発動機 (株)	1	平城 大典 ヤマハ発動機 (株) UMS事業推進部開発部機体設計グループ	〒431-2103 静岡県浜松市北区新都田1-9-3 電話: 053-484-1873 FAX: 053-482-7441
20	Leonardo S.p.a.	1	ダニエレ アルゼッタ アジア・パシフィックリム担当営業副社長	〒100-0013 東京都千代田区霞が関3-2-1 霞が関コモンゲート西館24階 電話: 03-5860-9828 FAX: 03-5850-9826
21	東京Tesla cruise合同会社	1	高橋 優 代表社員	〒106-6116 東京都港区六本木6-10-1 六本木ヒルズ森タワー16階 電話: 03-6722-3644 FAX:
22	(株) SkyDrive	1	福澤 知浩 代表取締役CEO	〒480-0202 愛知県西春日井郡豊山町大字豊場 県営名古屋空港2階 電話: 0565-67-2033 FAX:

2024年度 役員名簿



JHS 役職	氏 名	所 属 先
会長	佐藤 彰	静岡理工科大学 理工学部 機械工学科 教授
副会長	阿部 彰人	川崎重工業 (株) 航空宇宙システムカンパニー ヘリコプタ&MROディビジョン ヘリコプタ総括部 ヘリコプタ計画部 部長
副会長	久野 敦史	三菱重工業 (株) 防衛宇宙ドメイン 航空機・飛昇体事業部 副事業部 部長 兼 ヘリコプタ技術部 部長
常任理事 (総務担当) (兼) 幹事長	田辺 安忠	静岡理工科大学 総合技術研究所 特別研究員
常任理事 (企画担当)	阿部 彰人	川崎重工業 (株) 航空宇宙システムカンパニー ヘリコプタ&MROディビジョン ヘリコプタ総括部 ヘリコプタ計画部 部長
常任理事 (編集担当)	富塚 昌孝	タクトワン (株) 代表取締役
常任理事 (広報担当)	鈴木 健太郎	(株) SUBARU 航空宇宙カンパニー ヘリコプター技術部 (構造) 主査
常任理事 (国際担当)	小曳 昇	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 航空利用拡大イノベーションハブエアモビリティ設計技術チーム
常任理事 (JHST 担当)	鷲田 修	朝日航洋 (株) 航空事業本部 エアモビリティ事業部 RPAS グループ
常任理事 (JVJET 担当)	田辺 安忠	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 航空利用拡大イノベーションハブエアモビリティ設計技術チーム 特任担当役
理事	砂田 茂	名古屋大学大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻 航空宇宙機運動システム工学研究グループ 教授
理事	伊藤 健	(株) マーブル 公共社会システム事業本部 事業統括部
理事	竹内 繁吉	エアバス・ヘリコプターズ・ジャパン (株) 業務本部 技術部 主席
理事	鹿野 誠	朝日航洋 (株) 航空事業本部 整備統括部 品質保証室 室長
理事	平城 大典	ヤマハ発動機 (株) UMS 事業推進部開発部 機体設計グループ グループリーダー
理事	石井 寛一	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 設備技術研究ユニット 主任研究開発員
監査役	保江 かな子	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 航空利用拡大イノベーションハブ エアモビリティ設計技術チー ム長
幹事 (総務担当)	増田 恵美	静岡理工科大学 理工学部 機械工学科 秘書
幹事 (企画担当)	田中 健太郎	川崎重工業 (株) 航空宇宙システムカンパニー ヘリコプタ&MROディビジョン ヘリコプタ総括部 ヘリコプタ新規事業計画部 主事
幹事 (編集担当)	吉崎 裕治	三菱重工業 (株) ヘリコプタ技術部 主席 プロジェクト統括
幹事 (広報担当)	相良 拓	(株) SUBARU 航空宇宙カンパニー ヘリコプター技術部 (構造)

JHS 役職	氏 名	所 属 先
幹事 (国際担当)	杉浦 正彦	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 航空システム研究ユニット
幹事 (JHST 担当)	藤井 羅馬	エアバス・ヘリコプターズ・ジャパン (株) 業務本部 技術部
幹事	江口 浩司	防衛省 海上自衛隊 第51航空隊 課程教育班長
幹事	岡本 貢一	(株) ジャムコ 航空機整備・製造事業部 顧問
幹事	饗庭 昌行	防衛装備庁 プロジェクト管理部 装備技術官 (航空担当) 付 耐空性監査室 室長
幹事	赤坂 剛史	金沢工業大学 工学部 航空システム工学科 准教授

JHS 役職	氏 名	所 属 先
リエゾン担当		
全日本航空事業連合会 ヘリコプタ部会	鹿野 誠	朝日航洋 (株) 航空事業本部 整備統括部 品質保証室 室長
日本航空宇宙学会	小曳 昇	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 航空利用拡大イノベーションハブエアモビリティ設計技術チーム
経産省 (SIAC)	上村 誠	VFS 日本支部
国交省 (IHST)	鷺田 修	朝日航洋 (株) 航空事業本部 エアモビリティ事業部 R P A S グループ
航空交通管制協会 (IFR 研究会)	石井 寛一	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 設備技術研究ユニット 主任研究開発員
厚生労働省 (ドクターヘリ)	長尾 牧	朝日航洋 (株) 航空事業本部 事業推進部 フェロー
文科省 (航空科学委員会)	齊藤 茂	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 チーフエンジニア室 客員
防衛省 (防衛技術協会)	井星 正氣	防衛大学校 名誉教授
総務省 (消防庁) (防災ヘリ)	鹿野 誠	朝日航洋 (株) 航空事業本部 整備統括部 品質保証室 室長
日本航空医療学会		
日本操縦士協会		
ヘリポート研究会		
日本女性航空協会		
日本航空協会		

JHS 役職	氏 名	所 属 先
顧問		
名誉顧問	東 昭	東京大学 名誉教授
顧問 (企画担当)	佐藤 晃	VFS 日本支部
顧問 (編集担当)	長島 知有	防衛大学校 名誉教授
顧問	上村 誠	VFS 日本支部
顧問 (国際担当)	平本 隆	帝京大学 理工学部 教授 航空宇宙工学科 学科長
(兼) VFS 本部技術委員		
顧問 (国際担当)	齊藤 茂	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 チーフエンジニア室 客員
(兼) VFS 本部理事		
(兼) VFS 本部技術委員		
顧問	井口 敦雄	MHI エアロスペースシステムズ (株)
顧問	大林 秀彦	VFS 日本支部
顧問	河内 啓二	東京大学 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 名誉教授
顧問	小林 孝	VFS 日本支部
顧問 (広報担当)	高木 淳二	VFS 日本支部
顧問	古澤 正人	一般社団法人 中部航空宇宙産業技術センター
顧問	三宅 司朗	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
顧問	井星 正氣	防衛大学校 名誉教授
顧問	片山 範明	川重岐阜エンジニアリング (株) 代表取締役社長
顧問	片山 健	中菱エンジニアリング (株) 航空宇宙事業部 防衛航空機・宇宙技術部
顧問	東稔 俊史	(株) SUBARU 航空宇宙カンパニー 回転翼機設計部 部長
顧問	青山 剛史	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究 研究所 宇宙飛行工学研究系 特任教授

日本ヘリコプタ協会 略年表



年度	会報番号	会 長 (所属先当時)	総会/講演会	定例研究会、()内は通算回数		特別講演会 等	AHS年次総会 等
				夏 季	冬 季		
1989	-	義若 基 (川崎重工)	12.15 航空会館[設立総会]	-	3.16 東大先端研 [第6回ヘリコプタ研究会]	3.13 川崎重工 -Prouty氏	義若 基氏-特別会員
1990	-		-	7.18 三菱重工(1)	2.16 幕張メッセ [第2回国際航空宇宙シンポジウム・ヘリコプタセッション]	10.5 帝国ホテル -Buckley氏(Sikorsky社長/AHS会長)	日本支部 会員増加数及び 会員増加率第1位(42名, 49%)
1991	1		5.29 川崎重工本社	7.19 富士重工(2)	2.7 防衛大学校(3)	10.24-25 東大山上会館 -Schrage教授(ジョージア工科大)	日本支部 会員増加数及び 会員増加率第1位(15名, 11.9%)
1992	2	牧野 健 (富士重工)	6.23 川崎重工本社	9.18 三菱重工(4)	2.5 山上会館(5)	12.4航空宇宙技術研究所 -Carlson氏(米陸軍ATCOM)	-
1983	3		6.18 富士重工本社	9.10 川崎重工(6)	2.15 山上会館(7)	7.6 健保会館 -フランスヘリコプタ技術 11.18 防大 -Ham教授(MIT)	日本支部 会員増加数第1位
1994	4	佐藤 晃 (三菱重工)	6.3 富士重工本社	7.22 陸自霞ヶ浦(8)	-	11.8 三菱重工横浜 -Gessow教授(メリーランド大)	-
1995	5		6.19 三菱重工本社	9.29 川崎重工(10)	2.23 防衛庁3研(11)	11.11 総研会館 -機械学会「交通・物流から見た将来ヘリコプタ技術」	-
1996	6	長島 知有 (防衛大学校)	5.17 三菱重工名航	10.4 富士重工(12)	2.14 川崎重工(13)	1.20 三菱重工本社 -Crawford氏(ジョージア工科大)	-
1997	7		6.6 住友重機追浜	10.24 三菱電機(14)	1.23 陸自木更津(15)	-	-
1998	8	西川 渉 (地域航空総合研究所)	7.6 ソニー	10.2 富士重工(16)	2.19 東京ヘリポート(17)	4.21-23 Heli Japan98 岐阜県長良川国際会議場 12.22 日大 -Wang氏(シノルスキー社)	OH-X設計チーム(技術/KHI) -Howard Hughes Award
1999	9		6.16 バイオニア	10.26 陸自明野(18)	3.23 東京ビッグサイト(19) [TA2000]	4.16 日大 -Rozhdestvensky(ミル社)	東 昭 東京大学名誉教授-特別会員 義若 基氏-名誉会員 S-92開発チーム(MHI)-Robert Pinckney Award
2000	10	上村 誠 (川崎重工)	6.22 川崎重工本社	11.28 陸自立川	2.23 八尾空港(21)	1.23 川崎重工社 -Schmitz教授(メリーランド大)	牧野 健氏-特別会員 S-92開発チーム(MHI) -Agusta International Fellowship Award
2001	11	上村 誠 (日本航空宇宙工業会)	7.4 航技研	11.29 ヤマハ発動機(22)	2.28 東京ヘリポート(23)	1.28 三菱重工本社 -Johnston氏(米陸軍)	大林 秀彦氏-特別会員
2002	12	高木 淳二 (富士重工)	6.28 航空会館	-	3.13 宇都宮大学(24)	11.11-13 Heli Japan 2002 栃木県総合文化センター	定岡 庄治氏-会長特別賞 [ヘリ事始め50周年記念]
2003	13	高木 淳二 (宇都宮大学)	7.3 富士重工本社	10.31 電子航法研究所(25)	3.19 海上保安学校宇都宮分校(26)	-	佐藤 晃氏-名誉会員
2004	14	小林 孝 (三菱重工)	7.1 三菱重工本社	12.17 防衛庁3研(27)	2.25 名古屋国際会議場(28) [ヘリコプタによる防災シンポジウム]	10.7JA2004ヘリコプタ・セミナー パシフィック横浜	長島 知有 防衛大学校名誉教授-名誉会員 日本支部-会員数増
2005	15	井口 敬雄 (三菱重工)	7.19 グランドヒル市ヶ谷	12.16 三菱重工小牧(29)	-	8.31 三菱重工本社 -Friedmann教授(ミシガン大)	-
2006	16	河内 啓二 (東京大学)	4.28 三菱重工横浜ビル	10.3 JAXA調布航空宇宙センター(30)	3.15 山上会館(31)	11.5-17 Heli Japan 08 名古屋国際会議場 11.13 JAXA 調布航空宇宙センター -Philippe氏(元ONERA) 2.7 東大本郷キャンパス工学部 -Xia氏(南京航空航大)	丹羽 義之氏-特別会員
2007	17		7.17 東京大学先端科学技術研究センター	11.20 防衛大学校(32)	-	-	-
2008	18	平本 隆 (富士重工)	7.1 東京大学 山上会館	-	-	7.23 JAXA 調布航空宇宙センター -Dr.Hongvi Xu(カナダ航空宇宙研究所) 10.3 航空会館 -Dr.James M.Wang(アグスタ・ウェストランド)	-
2009	19		8.4 三菱重工	4.17 恵比寿スバルビル(33)	-	-	IHST検討委員会発足 Heli Japan2010準備委員会発足
2010	20	齊藤 茂 (宇宙航空研究開発機構)	4.26 JAXA 調布航空宇宙センター	9.27 東京スポーツ文化会館(34)	-	11.1-3 Heli Japan2010 大宮ソニックシティ	IHST検討委員会
2011	21		6.17 JAXA 調布航空宇宙センター	10.31 三菱重工(35)	-	2.12-15 2012 1st AARF Busan, Korea	AHS事務局長 MR. R. Flater氏引退 Mike Hirschberg氏就任 東 昭 東京大学名誉教授-名誉会員
2012	22	井星 正氣 (防衛大学校)	6.15 航空会館	10.18 海上自衛隊横須賀地方総監部(36)	3.8 ヤマハ発動機(37)	-	-
2013	23		7.12 ヴェルクよこすか	12.5 陸上自衛隊北宇都宮駐屯地航空学校宇都宮校(38)	-	-	11.26 JAXA 調布航空宇宙センター -Dr. Ki Hoon, Chung(KARI)
2014	24	片山 範明 (川崎重工)	5.13 日本大学 駿河台キャンパス	-	-	-	-
2015	25		12.1 川崎重工 東京本社	9.14 DAYS赤坂見附(39)[JHST]	-	-	-
2016	26	片山 健 (三菱重工)	7.8 川崎重工 東京本社	-	2.7 JAXA調布航空宇宙センター(40)	-	-
2017	27		7.4 JAXA調布航空宇宙センター	11.10 JAXA調布航空宇宙センター(41)	3.23 DAYS赤坂見附(42)	-	-
2018	28	東稔 俊史 (SUBARU)	8.20 三菱重工 本社	-	-	11.7-9 Heli Japan 2017 KKRホテル金沢	-
2019	29		9.11 JAXA調布航空宇宙センター	-	-	11.22 豊田市ものづくり創造拠点 SENTAN 2018 年度第1回将来回転翼機研究会	-
2020	30		-	-	-	12.13 JAXA 調布航空宇宙センター IADFとの共催	-
2021	31	青山 剛史 (JAXA)	6.14 メール開催	11.18 JAXA調布航空宇宙センター(43)	-	3.16 JAXA 調布航空宇宙センター 将来回転翼機研究会/回転翼解析技術交流会	-
2022	-		7.6 JAXA調布航空宇宙センター	-	-	2.10 オンライン Japan-Korea Joint Workshop on Rotorcraft 3.24 電力中央研究所 大手町地区 会議室 将来回転翼機研究会/回転翼解析技術交流会	-
2023	32・33	佐藤 彰 (静岡理科大学)	7.3 JAXA調布航空宇宙センター	11.28 静岡理科大学(44)	-	2.19 JAXA調布航空宇宙センター-飛行場分室 日韓回転翼機ワークショップ 3.22 電力中央研究所 大手町地区 会議室 将来回転翼機研究会/回転翼解析技術交流会	-
2024	34		6.27 SISTグループ静岡駅前キャンパス	11.27 くらしき空飛ぶクルマ展示場(45)	-	2.21 韓国大田市 日韓回転翼機ワークショップ 3.19 電力中央研究所 大手町地区 会議室 将来回転翼機研究会/回転翼解析技術交流会	-



日本ヘリコプタ協会 賛助会員申込書

年 月 日

区分 (該当するほうに○)	法人 ・ 個人 新規
団体(会社)名	
氏名* 役職	
連絡先* 住所 TEL FAX E-mail	〒
入会口数	口, 万円 (1口=1万円)
備考 (連絡事項等)	

*法人賛助会員は代表者の氏名・連絡先等をご記入下さい。

本申込書を下記の事務局宛にメール、もしくは郵送でご送付下さい。

送り先)

〒437-8555 静岡県袋井市豊沢2200-2
静岡理科大学 理工学部 機械工学科 佐藤彰研究室
日本ヘリコプタ協会 事務局 増田恵美

TEL : 0538-45-0244

E-mail : jhs_jimukyoku@sist.ac.jp



日本ヘリコプタ協会 法人会員申込書

年 月 日

※のある欄は必須項目です。

基本情報		
会員区分：※	一般法人会員	教育法人会員
団体（会社）名：※		
代表者氏名：※		
連絡先情報		
郵便番号：※		
住所：※		
TEL：※	FAX：※	

日本ヘリコプタ協会は、個人情報の保護に関する法律（以下、「個人情報保護法」といいます。）を尊重し、本会規約（<http://www.helijapan.org>に掲載）に定められた本会の目的に沿い、目的の達成に必要な範囲内で個人情報を提供して頂きます。会員の個人情報は、本会定款に則った目的の達成に必要な範囲内において利用します。但し、個人情報保護法第16条第3項に規定する場合は除きます。会員の個人情報は本会の管理体制のもとに保管し、個人情報を正確かつ最新の状態で管理・維持に努めます。個人情報への不正アクセス、破壊、改ざん、漏洩の防止のために適切な措置を講じます。本人の同意がある場合、または個人情報保護法第23条第1項に規定する場合を除き、第三者に個人情報を開示または提供しません。保有する個人情報の開示、訂正または削除につきましては、メールまたはファクスにて本会事務局までご連絡下さい。

送り先)

〒437-8555 静岡県袋井市豊沢2200-2

静岡理科大学 理工学部 機械工学科 佐藤彰研究室

日本ヘリコプタ協会 事務局 増田恵美

TEL : 0538-45-0244

E-mail : jhs_jimukyoku@sist.ac.jp

日本ヘリコプタ協会 2024 年度会報 第 34 号
Journal of the Japan Helicopter Society, Vol.34



2025 年 3 月発行

日本ヘリコプタ協会(AHSインターナショナル日本支部)

〒437-8555

静岡県袋井市豊沢 2200-2

静岡理科大学理工学部機械工学科 佐藤 彰 研究室

日本ヘリコプタ協会 事務局

E-mail : jimukyoku@helijapan.org

Tel : 0538-45-0244 (直通)

ホームページ : <http://www.helijapan.org/>