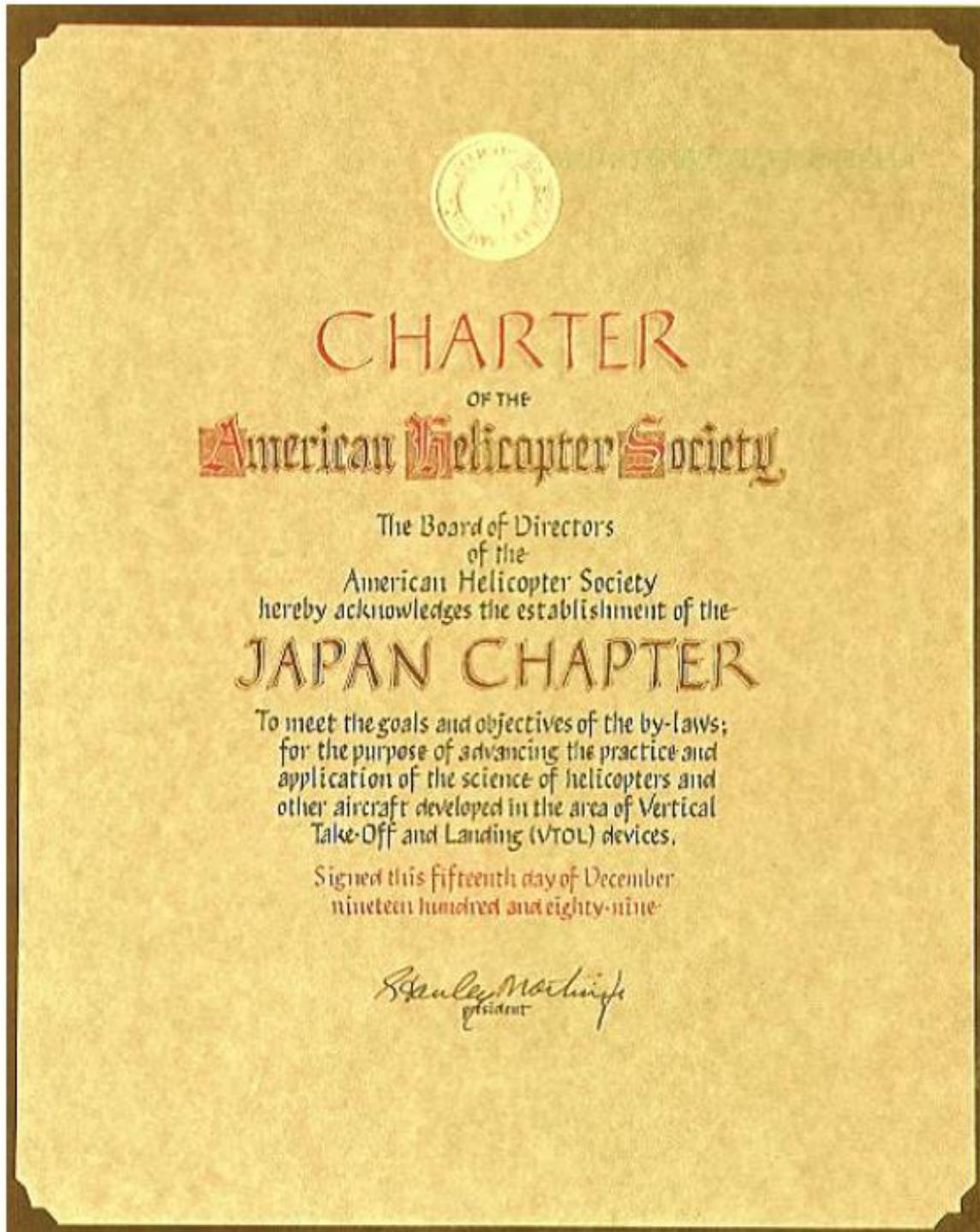


日本ヘリコプタ協会  
2022-2023年度会報  
Journal of the Japan Helicopter Society  
Vol. 33 分



第 32-33 号、令和 6 年 3 月  
Vol. 32-33, March 2024

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



## 目次

### 活動報告

#### 2023 年度

活動報告	2
総会・講演会	
VFS Annual Forum 参加報告（天本、角地、中野）	3
川崎重工のヘリコプタ事業の歴史	
MHI におけるヘリコプタ開発について	
(株)SUBARU の回転翼機事業概要	
定例研究会・見学会	
49th ERF 参加報告	42
「空飛ぶクルマ」による医師搬送システム検討コンソーシアム	60
(NEXTAA) について	
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

# 日本ヘリコプタ協会



## 2023年度活動報告

### 1. 総会・講演会

- ・日時：2023年7月3日（月）14:00～17:30
- ・場所：宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター 講堂
- ・総会：
  - 1 新役員審議
  - 2 会計監査の承認
  - 3 前年度事業報告の承認
  - 4 新年度事業計画の承認
- ・講演会：
  - 1 「VFS Annual Forum 参加報告」
    - 天本 一馬 氏（三菱重工業株式会社）
    - 角地 美幸 氏（株式会社 SUBARU）
    - 中野 元裕 氏（川崎重工業株式会社）
  - 2 川崎重工のヘリコプタ事業の歴史
    - 田中 健太郎 氏（川崎重工業株式会社）
  - 3 MHI におけるヘリコプタ開発について
    - 岡田 登 氏（三菱重工業株式会社）
  - 4 (株)SUBARU の回転翼機事業概要
    - 緒方 浩 氏（株式会社 SUBARU）

### 2. 理事会・幹事会

#### 第1回理事会・幹事会

- ・日時：2023年7月3日（月）11:00～12:00
- ・場所：宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター 講堂
- ・議題：
  - 1 前回議事録確認
  - 2 入退会に関する審議
  - 3 総会議題等の審議及び一部幹事の選出

## 第2回理事会・幹事会

- ・日時：2023年11月28日(火) 10:30～12:00
- ・場所：静岡理工科大学 土木研究棟
- ・議題：
  - 1 法人化とそれに伴う名称『日本ヘリコプタ協会』の変更審議
  - 2 ARFの開催状況報告
  - 3 各理事・幹事からの報告

## 3. 定例研究会・見学会

- ・日時：2023年11月28日(火) 13:00～20:00
- ・場所：静岡理工科大学 土木研究棟
- ・定例研究会：
  - 1 「49th ERF 参加報告」
    - 木村 桂大 氏 (国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)
    - 野田 貴宏 氏 (川崎重工業株式会社)
  - 2 「空飛ぶクルマ」による医師搬送システム検討コンソーシアム (NEXTAA) について」
    - 中本 亜紀 氏 (慶應義塾大学)
    - 田辺 安忠 氏 (国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)
    - 鈴木 孝幸 氏 (株式会社 SkyDrive)
    - 坂牧 隆夫 氏 (株式会社 SkyDrive)
- ・見学会
  - 1 静岡理工科大航空資料館
  - 2 静岡エアコミュータ

## 4. 日韓回転翼機ワークショップ

- ・日時：2024年2月19日(月) 10:00～12:00
- ・場所：宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター飛行場分室

## 5. 将来回転翼機研究会・回転翼解析技術交流会

- ・日時：2024年3月22日(金) 13:00～17:30
- ・場所：電力中央研究所 大手町地区 733 会議室

総会・講演会



三菱重工業株首記会社	天本	一馬
株式会社 SUBARU	角地	美幸
川崎重工業株式会社	中野	元裕



1



2

## 報告内容

1. VFS 79th Annual Forum 概要
2. General Session - Straight Talk from the Topに関する講演
3. **Special Session: International VTOL R&D** に関する講演
4. **Special Session: US VTOL R&D** に関する講演
5. **Special Session: US Air Force VTOL Initiatives** に関する講演
6. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演
7. 技術展示紹介

三菱重工業株式会社  
天本 一馬

3

## International VTOL R&D :Special Session

- (1) Franco-German Rotorcraft Research
- (2) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)

3. International VTOL R&D

4

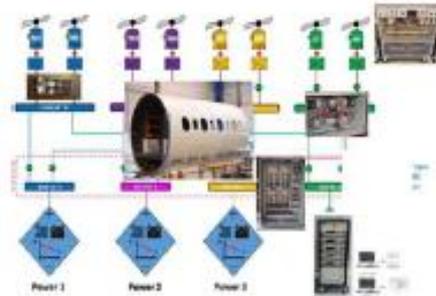


### (1) Franco-German Rotorcraft Research

ONERA(仏)/DLR(独)の最新の研究設備と研究内容の発表があった。

◆ ONERA new research bench on electrical system integration

- ・80kW, 8つの独立ベンチ: 電動モーターと負荷(プロペラエミュレーション)、パワーソース(バッテリーエミュレーション)
- ・カーボン複合材の胴体構造(エアバス製)
- ・ECM、アーク、熱管理の研究に使用する
- ・電動システムの認証方法の検討に使用する



(画像は VFS Forum70 Special Session presentationsより引用)



### (1) Franco-German Rotorcraft Research

◆ DLR Center for crash and impact test

次世代航空の安全性検証と認証のためのインフラ。2023~2027年に完成予定。

- ・落下テスト用ベンチ - 多方向での衝突条件を模擬可能
- ・衝突テスト用ベンチ - 鳥、雹、ドローンとの衝突事故を模擬するガス銃を備えた施設
- ・中央データ管理システム - テストとシミュレーションデータの一元化、仮想環境と物理環境の相互リンク。(外部パートナーと共同作業可能)



(画像は VFS Forum70 Special Session presentationsより引用)



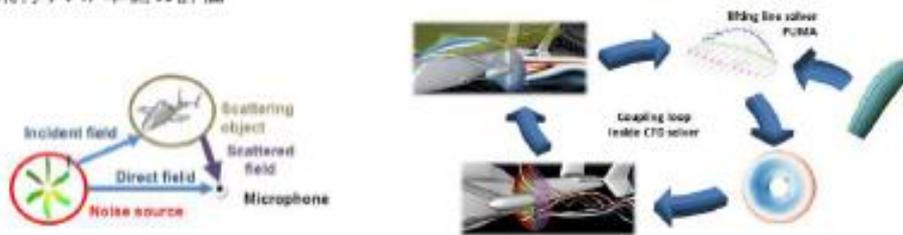
(1) Franco-German Rotorcraft Research

◆ High speed rotorcraft – RACER

RACER: エアバスヘリコプターズが開発した高速実証コンパウンドヘリコプター

ONERA/DLRはエアバスと共同で、RACERについての以下の項目の研究を進めている

- ・空力デザイン
- ・音響評価
- ・飛行テスト準備の評価



(画像は VFS Forum79 Special Session presentationsより引用)



(1) Franco-German Rotorcraft Research

◆ Ship-Deck Landing

悪条件(視界、気流、波浪など)での着艦における、パイロットのワークロード低減と安全性の向上の研究を、ONERAとDLRは合同で取り組んでいる。

■ 合同研究チーム: HACLAS (2018-2022)

- ・新たな飛行制御モードの開発。
- ・シミュレーション環境で着艦シナリオを作成し、パイロットにより評価を実施。
- ・高いパフォーマンスを確認した。ワークロードが大幅に軽減された。



(画像は VFS Forum79 Special Session presentationsより引用)



#### (1) Franco-German Rotorcraft Research

##### ◆ Ship-Deck Landing (続き)

##### ■ 合同研究チーム:ASTERN (2023-2025)

着艦操作を自動化する外乱遮断能力を持つ飛行制御システムの開発を目指す。

これにより艦船に対する速度、相対位置の自動的な保持が可能となる。

新たな制御システムに対し、シミュレーターを用いてパイロットによる評価を実施する。



Helicopter in Rescue Operation

(画像は VF8 Forum79 Special Session presentationsより引用)



#### (2) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)

NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)プロジェクトの状況について発表があった。

##### ◆ NGRC概略

・中型マルチロールヘリコプター。2035-2040年に初期作戦能力の獲得が目標。

・2030-2055年にMerlin、NH90、Puma、S70/UH-60が耐用命数を迎える。

その数は900機以上と見込まれる(米国を除く)。その代替を目指す。

・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。近くカナダも参加予定。

・コンセプトスタディーは2025年に完了予定。

### 3. International VTOL R&D



## (2) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)

### ◆ スケジュール



(画像は VFS Forum79 Special Session presentationsより引用)

11

### 3. International VTOL R&D



## (2) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)

### ◆ 採択された仕様草案

- ・モジュラーオープンシステムアプローチ (MOSA)、STANAG 4781(NDAS)準拠
- ・高い生存性
- ・有人及び無人で運用可能
- ・共通のエアフレーム(限定的なカスタム仕様)
- ・ミッション中の巡航対気速度: 最低でも180kt、目標は220kt以上
- ・戦闘装備の人員(160kg)を12~16人輸送可
- ・リフト能力は4000kg以上
- ・無給油での航続距離は900nm(1650km)以上
- ・航続時間: 乗員と1000kgの機内貨物が乗った状態で5時間以上
- ・フライアウェイコスト: 3500万ユーロ以下、飛行時間コスト目標: 5000ユーロ以下
- ・運用期間中の75%以上の可動率

12

12

### 3. International VTOL R&D



#### (2) NATO NGRC (Next Generation Rotorcraft Capability)

◆ 作戰構想

- ・Land Aviation Assault (陸上航空襲撃)
- ・Multipurpose Land Aviation Maneuver(多目的陸上航空機動)
- ・Advanced Reconnaissance Strike (先進偵察攻撃)
- ・Personnel Recovery/CASEVAC (負傷者後送)
- ・Littoral Strike (沿海域攻撃)
- ・SF Aviation Tasks (特殊作戰)
- ・Humanitarian Assistance & Disaster Relief (HADR) (人道支援&災害救援)
- ・Helicopter Delivery Service (HDS)/Maritime Intra (ヘリ物資輸送/海上輸送)
- ・Theatre Lift (MITL) (戦域内リフト輸送)
- ・(Long Range) Self Deployment (長距離展開)
- ・Anti Submarine Warfare (ASW) (対潜水艦戦)
- ・Anti Surface (Vessel) Warfare (ASuW) (対水上艦戦)

9

13

## US VTOL R&D :Special Session

- (1) NASA Aeronautics Vision for Transforming Aviation
- (2) NAVAIR S&T
- (3) U.S. Army Aviation S&T
- (4) FAA VTOL R&D

### 4. US VTOL R&D

14

## 4. US VTOL R&D



### (2) NAVAIR S&T

NAVAIR(海軍航空システムコマンド)の組織と任務、現在の課題と取り組みについて発表があった。

#### ◆ NAVAIRの組織

人員:43,200名、アメリカ国内に8拠点、国外に2拠点(うち一つは日本の厚木)

#### ◆ NAVAIRの任務

- ・海上で運用する航空兵器システムの取得と維持を支援
- ・コスト/スケジュール/パフォーマンスを分析評価し、投資の判断をする
- ・海軍と海兵隊の航空戦力の能力、即応性、取得性の向上

15

15

## 4. US VTOL R&D



### (2) NAVAIR S&T

#### ◆ 優先取り組み事項

##### ■ 現在及び将来の即応性の向上

- ・次世代の計測技術
- ・防食表面処理/コーティング、腐食除去技術
- ・アジャイル製造、修理技術
- ・予防診断/メンテナンス技術

広大な太平洋で広範囲に分散する艦隊の航空能力を維持しなければならない。  
よって、メンテナンス期間や修理期間を減らし可動機を保つことは、ますます重要になっている。

- 艦隊への能力提供の加速
- 新たなプラットフォームによる能力向上

16

16

## 4. US VTOL R&D



### (2) NAVAIR S&T

#### ◆ Prognostic Health Monitoring (予知的ヘルスマonitoring)

- ・機体に多数のセンサーを取り付け、随時データを取得
- ・機械学習により最適化されたAIで上記データを分析、機体の状態をモニタリング
- ・さらに各機のデジタルツインにセンサーや検査データを入力し、状況をデジタルで模擬



- ・不具合の未然/早期の検知
- ・き裂/腐食の発生進展を予測し、メンテナンス期間を最適化 (過剰な検査や修理を避ける)



艦隊の可動機数の増加



(画像は VFB Forum79 Special Session presentationsより引用)

17

## 4. US VTOL R&D



### (2) NAVAIR S&T

#### ◆ Repair Technology

- ・Corrosion repair/prevention (腐食修理/防止)
- ・Laser Shot Peening (レーザーショットピーニング)
- ・Additive Manufacturing (金属3Dプリント)
- ・Composite Repair (複合材修理)
- ・Cold Spray (コールドスプレー法)
- ・NDI sensors (非破壊検査用センサー)

#### ◆ AR/VR tele

艦船上の航空機の不具合について、メーカー技術者の助けが必要な時に使用  
状況の共有やコミュニケーションの質が向上し、修理について適切な指導を受けられる



(画像は VFB Forum79 Special Session presentationsより引用)

18

## 4. US VTOL R&D



### (3) U.S. Army Aviation S&T

U.S. ARMY COMBAT CAPABILITIES DEVELOPMENT COMMAND  
AVIATION & MISSILE CENTER (AvMC)の組織と任務、及び現在の取り組みの発表があった。

#### ◆ AvMCの組織

- ・人員: 12,354名、予算: \$4.5B(2022年)、アメリカ国内に8拠点



#### ◆ 任務

- 陸軍の航空及びミサイルシステムの能力を開発、統合、実証、維持をサポート

(画像は VFS Forum79 Special Session presentationsより引用)

19

## 4. US VTOL R&D



### (3) U.S. Army Aviation S&T

FVL(FUTURE VERTICAL LIFT)への取り組み

#### ◆ FARA (Future Attack Reconnaissance Aircraft)

- ・チーム全体の生存性
- ・適応的で強靱な戦術的自律制御と機体構造
- ・先進回転翼航空機兵器防御システム (ARAPS) とFVLLレーダー

#### ◆ FLRAA (Future Long Range Assault Aircraft)

- ・電源と温度管理
- ・FVLメディカルシステム
- ・次世代ロータークラフト・トランスミッション

個別の項目の具体的な説明は無し。

20

## 4. US VTOL R&D



### (3) U.S. Army Aviation S&T

FVL(FUTURE VERTICAL LIFT)への取り組み

◆ FUAS(Future Unmanned Aircraft Systems)

- ・空中発射方式(ALE)
- ・チーム全体の生存性

◆ MOSA(Modular Open Systems Approach)

- ・高度なチーミング
- ・統合ミッション機器 (IME)
- ・全般状況認識と意思決定 (HSA-DM)
- ・フルスペクトル - ターゲティング
- ・コンバージェンス戦場統合システム

個別の項目の具体的な説明は無し。

21

## US Air Force VTOL Initiatives : Special Session

- (1) Global Reach Portfolio(SAF/AQQ)
- (2) AFWERX AGILITY PRIME LEAD
- (3) High Speed Vertical Take Off and Landing Market Feasibility Study

## 5. US Air Force VTOL Initiatives

22



### (3) High Speed Vertical Take Off and Landing Market Feasibility Study

米空軍研究所(AFRL)にて実施されたHigh Speed Vertical Take Off and Landing (HSVTOL)の実現性評価について、現在までの成果の発表があった。

#### ◆ HSVTOLの目標

様々なミッションで人員や装備を輸送するために、最小限のメンテナンスとロジスティクス拠点で、即席の過酷な場所から滑走路に依存せず運用可能な、次世代高速VTOLの開発

#### ◆ 想定ミッション

- ・特殊部隊の人員と装備の侵入(SOF)
- ・人員の回収(PR)
- ・航空医療後送(AE)
- ・戦術機動(TM)

23

23



### (3) High Speed Vertical Take Off and Landing Market Feasibility Study

#### ◆ 望ましい特性(抜粋)

##### ■ スピード

- ・ジェット相当のスピード
- ・空中でホバリング/低速から高速巡行に移行

あくまで“望ましい”であり、“要件”ではない。  
現時点では具体的な数字も無い。  
つまり、米空軍も何が達成できそうなのかを  
調査している段階である。

##### ■ レンジ

- ・低空飛行及び中高度飛行のより大きな航続距離
- ・既存/将来の給油プラットフォームから迅速に空中給油

##### ■ ペイロード

##### ■ 生存性

- ・準備されていない高温/高地帯からの離着陸、頑丈な脚部

##### ■ 統合性

##### ■ ホバー

- ・ホバリング及びホイス運用時の適正なアウトウォッシュ/ダウンウォッシュ

24

24

## 5. US Air Force VTOL Initiatives



### (3) High Speed Vertical Take Off and Landing Market Feasibility Study

#### ◆ 実現性の調査

フェーズ1では、以下の2つの領域にて技術的な実現性を評価

- ・FY25 Small HSVTOL Demonstrator Design
- ・FY30+ Advanced Demonstrator Design



・HSVTOL実現のためのソリューションはどんなものがあるのか  
 ・現在の技術で何が可能か  
 ・将来何が可能になりそうか  
 ・進歩が必要な技術はどこか  
 ・クラス(サイズ)毎の設計の特性は何か

HSVTOLチャレンジに218件の応募があり、11件のソリューションが初期投資対象として選定された。(Bell, Jaunt, Transcend Air, American Aerospace Engineering, Valkyrie, Astro Aerospace Ltd, Piasecki, Jetoptera, Continuum Dynamics, VerdeGo Aero, Whisper)



(画像は Electric VTOL NewsのHPより引用 [https://vtol.news/])

## 5. US Air Force VTOL Initiatives



### (3) High Speed Vertical Take Off and Landing Market Feasibility Study

#### ◆ トレードスペース分析

実現性調査の一環として、機体特性とミッションとの関係を整理・分析

Data collected on a total of 38 attributes across 8 tiers

Speed	Range	Payload	Power	Autonomy	Infrastructure	Access Costing	Serviceability	Customer Experience
Urban High Alt	Urban Range	High	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Urban Low Alt	Urban Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub High Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub Low Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub High Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub Low Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub High Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub Low Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub High Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability
Sub Low Alt	Sub Range	Medium	High Power (VTOL)	Low Cost	Infrastructure	Expense	High Reliability	High Reliability

ミッション毎に必要な特性やその重みは異なる。HSVTOLのコンセプトがどのようにミッションのニーズを満たすのか整理する。

(画像は VFB Forum79 Special Session presentationsより引用)



### (3) High Speed Vertical Take Off and Landing Market Feasibility Study

◆ 評価結果

- ・ 小型の有人HSVOTLは現在の技術で実現可能
- ・ 各設計コンセプトとサイズは、ミッションシナリオ毎に異なる達成度合いを示す
- ・ 全ての要求を満たす大型HSVOTLを実現するソリューションは存在しない
  - そのためには大きな技術投資が必要。特に推進システム
  - HSVOTLコンセプトは、クラス間を超えるプラットフォームの拡張は困難
  - より低速のSTOL/STOVLであれば、現在の技術で達成可能
- ・ 実証機の実現可能性は、ミッションと要求に大きく依存する
  - ユニークなソリューションにより満たされるトレードスペースが存在する

⇒ 本当にVTOLが必要な領域を見定めることが重要



- ・ 米軍の講演から、現在のプラットフォームは技術の発達を迅速に取り込めないうことへの、強い懸念が感じられた。これからのプラットフォームは、ブロック化や共通のデジタルバックボーンと共通のインターフェースによって、新しい装備に迅速に入れ替えていく必要があることを強調していた。今後のトレンドになっていくように思えた。
- ・ HSVOTLという新しいカテゴリに対し、小さなベンチャーからも含め200以上ものコンセプト案が集まるところに、アメリカのイノベーション力の強さを感じた。

Thank You!





1



2

## 報告内容

1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要
2. General Session - Straight Talk from the Topに関する講演
3. Special Session - International VTOL R&Dに関する講演
4. Special Session - US VTOL R&Dに関する講演
5. Special Session - US Air Force VTOL Initiativesに関する講演
6. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演
7. 技術展示紹介

3

### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

- 今回の会議では、Aerodynamicsに関するSessionで25件、Crash Safetyに関するSessionで3件の論文が発表された。
- このうち、NASAはSpecial Sessionにおいて、研究テーマの背景を説明していたため、併せて報告する。

Aerodynamicsに関する論文一覧(抜粋)

No.	タイトル	発表者
(1)	Fundamental Test of a Hovering Rotor: Comprehensive Measurements for CFD Validation (Paper 1166)	NASA
(2)	Full-Aircraft CH-53K Hover Simulations with HELIOS (Paper 132)	Sikorsky
(3)	Prediction of the Laminar-to-Turbulent Transition Position on a Helicopter Rotor Blade with Cyclic Pitch Variation (Paper 1152)	ONERA, US Army DEVCOM AvMC
(4)	Numerical and Experimental Assessment of Parameters Influencing the Development of Secondary Vortex Structures in Rotor Wakes (Paper 1365)	Science and Technology Corp, DLR

本報告  
で紹介

4

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

Crash Safetyに関する論文一覧

No.	タイトル	発表者
(1)	Simulation and Analysis of NASA Lift Plus Cruise eVTOL Crash Test (Paper 1340)	NASA
(2)	A Summary of Test Results from a NASA Lift + Cruise eVTOL Crash Test (Paper 1390)	NASA
(3)	An Emergency Landing Spot Detection Algorithm Based on Semantic Segmentation and Safety Evaluation (Paper 1304)	Zhejiang Lab

本報告  
で紹介

本報告  
で紹介

5

5

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

##### □ Special Session – US VTOL R&D (NASAを抜粋)

- UAM市場が急速に拡大する中で、UAMへの要求も高度なもの(高密度な運用が可能な空域システム、先進的な構造、多用途等)になってきており、開発の難易度も上がっている。

**AAM and UAM**

- AAM missions characterized by < 300-500 nm range
- Vehicles require increased automation and are likely electric or hybrid-electric
- Rural and urban operations are included
- Missions can be public transportation, cargo delivery, air taxi, or emergency response
- Urban Air Mobility (UAM) is a subset of AAM and is a segment that is projected to have high economic benefit and be the most difficult to develop
  - o UAM requires an airspace system to handle high-density operations
  - o UAM requires an advanced urban-capable vehicle
  - o UAM vehicle variants can target other missions



safe, sustainable, affordable, and accessible aviation for transregional, local and intraregional missions

RVLT is one of the eight NASA projects that support the AAM Mission

(画像は講演集より引用)

6

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

- NASAでは、様々な研究テーマのうち、騒音と安全性について注力している。また、得られた知見は産学官で共有することにより、市場の発展を目的としている。



(画像は講演集より引用) 7

7

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

##### □ Fundamental Test of a Hovering Rotor: Comprehensive Measurements for CFD Validation (発表: NASA)

Aerodynamics



(画像は講演集より引用)

##### 目的

- UAM市場が拡大する中、CFDによるホバー性能の正確な予測は、重要な設計ポイントであるものの、現状の精度は2~5%である。
- 本研究は、風洞試験により、主要なデータ(性能、空力荷重、翼端渦の軌跡、ブレード変形等)を取得し、予測精度を0.5%に向上させることを目的とするものである。

##### 実施内容

- NFACの80×120 ft風洞設備において、4枚ブレード・ロータ(直径11.08 ft)のホバリングを模擬した風洞試験を実施して、主要なデータを取得した。
- データの取得には、photogrammetry, thermography, shadowgraphy等の技術を用いた。

##### 結果

- CFD精度の検証に充てるためのデータを取得できた。今後は、精度検証を行う予定。

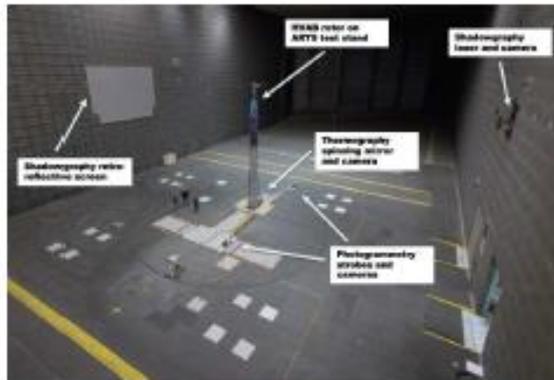
8

8

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

Aerodynamics

(画像は講演幕より引用)



試験セットアップ状況



テストスタンド外観



ロータ外観

9

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

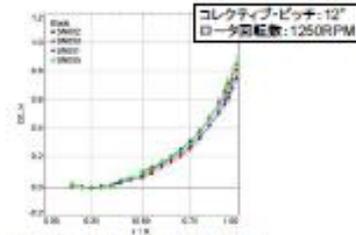
Aerodynamics

(画像は講演幕より引用)

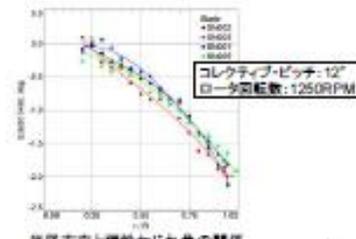
- Photogrammetry法により、ブレードの変形を測定
  - ✓ 床に設置されたストロボとカメラにより、ターゲット位置を検出し、ブレードの3次元座標を計算している。



ブレード下側に貼られた反射ターゲット (80個/本)



半径方向と翼外曲げ変位量の関係



半径方向と弾性ねじり角の関係

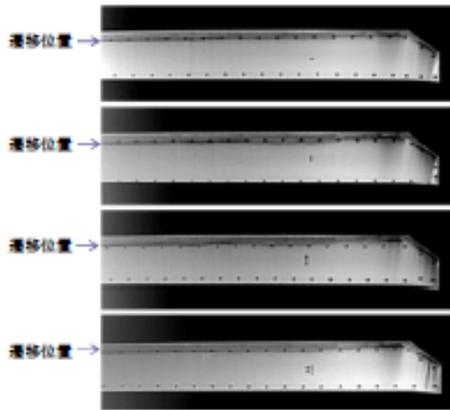
10

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

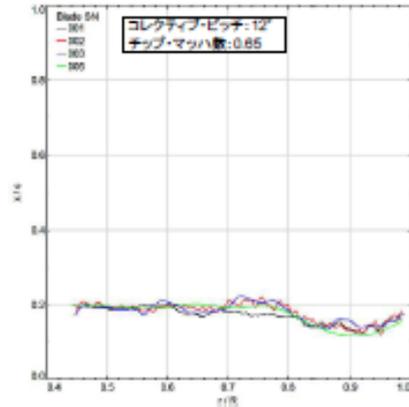
- Thermography法により、空気の境界層の遷移位置を測定
  - ✓ 天井と床に設置されたサーマルカメラにより、ブレード表面の温度差を測定し、境界層の遷移位置を推定している。

Aerodynamics

(画像は講演集より引用)



サーマルカメラによるブレード上面画像



ブレード上面における半径方向と境界層の遷移位置の関係

11

11

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

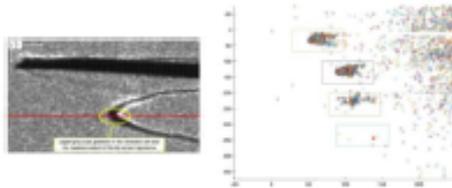
- Shadowgraphy法により、翼端渦の位置を測定
  - ✓ 壁に設置されたレーザー及びカメラにより、ブレードの翼端渦を投影し、翼端渦の位置を計算している。

Aerodynamics

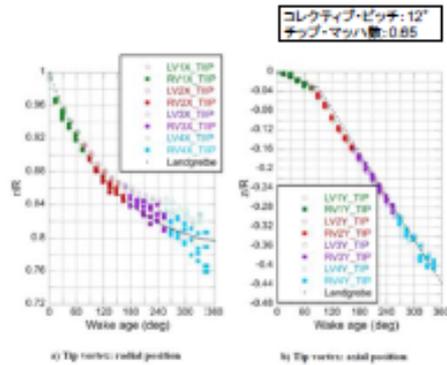
(画像は講演集より引用)



翼端渦投影画像



グレースケール値による翼端渦位置の計算



翼端渦位置とロータ時方位の関係

12

12

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

- Simulation and Analysis of NASA Lift Plus Cruise eVTOL  
Crash Test (発表:NASA)
- A Summary of Test Results from a NASA Lift + Cruise  
eVTOL Crash Test (発表:NASA)

Crash Safety



(画像は講演資料より引用)

##### 目的

- ・ 現在の胴体構造の安全性に関する指標は、従来のヘリコプタの試験や事故データに基づくものであり、eVTOL設計においては限定的である。
- ・ 本研究は、eVTOL胴体構造のクラッシュ試験を行い、安全性の指標の進展に供する設計データの取得を目的とするものである。具体的なテーマは、次の通り。
  - ✓ 胴体構造のクラッシュ性能のFEモデル予測(LS-DYNA)に関するデータの取得
  - ✓ 胴体構造に設けたエネルギー吸収要素について、実物大での試験データの取得及び計算モデリングとの検証

##### 実施内容

- ・ eVTOL胴体構造(6座席)のクラッシュ試験(高さ35ftからの前進落下)を実施して、シミュレーションとの検証、エネルギー吸収要素の評価を行った。

##### 結果

- ・ 試験前のシミュレーションは、クラッシュ試験結果と一部差が生じたものの、試験後のモデルの較正により、破壊挙動を厳密に予測できる見通しが得られた。
- ・ エネルギー吸収要素は、乗客への負荷軽減に効果があることが確認された。
- ・ 今後は、各テーマの最適化を図り、2度目のクラッシュ試験を行い再度検証する予定。

13

13

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

Crash Safety

(画像は講演資料より引用)



eVTOLコンセプトモデル

胴体構造CATIAモデル

エネルギー吸収要素のレイアウト

エネルギー吸収要素  
(材質:カーボン/ケブラーの複合品)

エネルギー吸収型サブフロア構造

エネルギー吸収要素(前面)

エネルギー吸収型シート

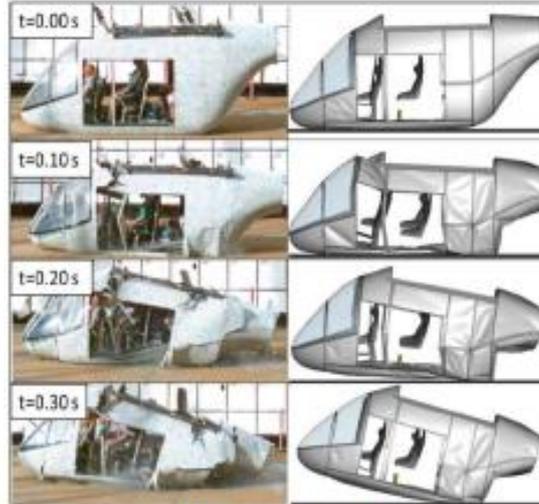
14

14

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

Crash Safety

(画像は講演集より引用)



クラッシュ試験とシミュレーションとの挙動比較

15

15

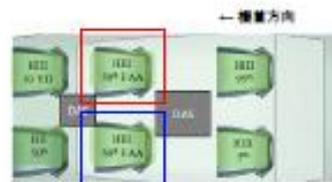
#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

Crash Safety

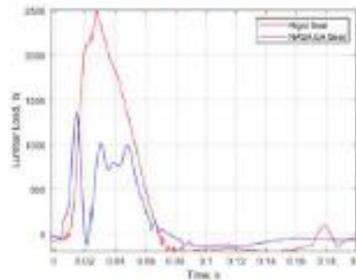
(画像は講演集より引用)



エネルギー吸収型シートとリジッド型シートの挙動比較



試験装置のキャビン内レイアウト



腰背装置の時間データ

16

16

#### 4. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演

##### 所感

- UAM市場拡大に伴い、機体をどのような運用、設計をしていくべきか指針を明確に定め、研究開発のターゲットも絞っている印象であった。その中で、研究テーマとしては騒音及び環境に関する講演が多かった。
- また、空力解析や構造解析ツールに関する講演も多くエントリーされており、いずれも具体的な実機への適用を見据えたものであった。これは、解析による検証によって、機体の認証プロセスのコストをいかに削減できるかを意図しているものと考えられる。
- 新たな解析ツールの技術だけでなく、それを用いてどのように機体の認証が得たかまでウォッチを行ない、認証プロセスのコスト削減に供することができるよう努めるべきと強く感じた。

17

17

## 報告内容

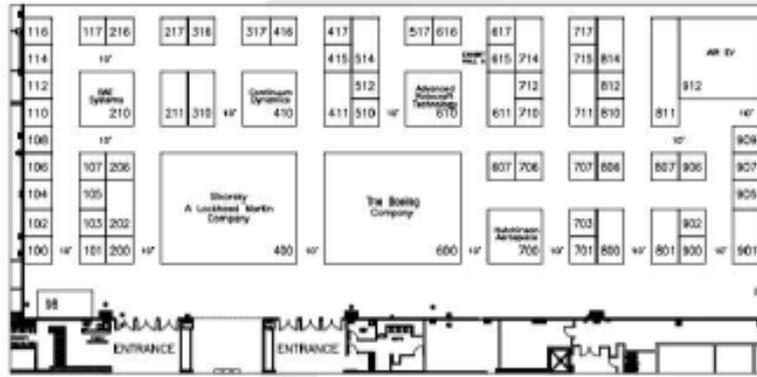
1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要
2. General Session - Straight Talk from the Topに関する講演
3. Special Session - International VTOL R&Dに関する講演
4. Special Session - US VTOL R&Dに関する講演
5. Special Session - US Air Force VTOL Initiativesに関する講演
6. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演
7. 技術展示紹介

18

## 5. 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Boeing、Sikorsky、Airbusが出展



展示会場見取図

19

19

## 5. 技術展示紹介

### FORUM 79 EXHIBITORS

Exhibitor	Booth Number	Exhibitor	Booth Number	Exhibitor	Booth Number
ACS Systems / Technology for Energy Corporation	118	Enigae Technology, Inc.	889	BARFF Composite Solutions Inc.	937
Advanced Aircraft Technology, Inc.	610	FLMI Area	116	BDI Technologies, Inc.	902
Advanced Airframe Products	417	Flight Safety International	114	Research in Flight	801
AIR DI Inc.	112	FT Technologies	886	Saint Gobain Onyxair Solutions	104
Airbus	901	S.M. Link Company	512	<u>Sikorsky A Lockheed Martin Company</u>	400
Alpha Aircraft Group	706	Satogo Ltd.	518	Survival Systems International	710
American Aerospace Controls	715	SE Aerospace	292	Tecnom-Aerotion	110
AMSTEK Aircraft Technology Group Ltd.	216	Sevens, LLC	217	Tony Industries	415
ATA Engineering, Inc.	717	Georgia Institute of Technology		T Tech North America Inc.	812
Aerotech Solutions	705	Verical LR Research Center	711	TM Ltd.	906
ASD Systems	710	Space Hill Software, Inc.	211	United Electronic Industries	105
Beaumont Company	600	Roxygen	518	University of Maryland	
<u>Bald Falcone Technology Spain SL</u>	305	Roxygen Engineering Systems	206	United Engine Aircraft Center	814
Calquest Systems Corporation	611	Rockwell Aerospace	718	Verical Air	900
CSIRB&H-Castrol	617	Scapha	416	Vertical Flight Society	090
Collins Aerospace	714	Senecamp	217	West Coast Industries	810
Conquest Real Time	105	Senatics Corporation	781	Wendepac Inc.	106
Continuum Dynamics, Inc.	418	SH Engineering, Inc.	411	walZG	907
Crane Aerospace & Electronics	517	Motor Engineering Research Center	188		
Daniel Manufacturing Corporation	216	MorbidMuseum Aerospace	615		
Dayton T. Brown, Inc.	208	Napoleon Engineering Services	687		
Dayton-Gauges, Inc.	102	NASA Revolutionary Vertical Lift/Steer Project	514		
Davidson Company	112	Prox State			
Devar System Design	807	Verical LR Research Center of Excellence	888		
Dunk/Wood Industries, Inc.	811	Performance Slides	117		
ETECO	712	Paint Lighting Corporation	186		
Evank Corporation	107	Post & Whitney	881		

展示会社/団体一覧

20

20

## 5. 技術展示紹介



展示会場の様子

21

21

## 5. 技術展示紹介

### Boeing

- AH-64、CH-47等の小型模型を展示

### Sikorsky

- RAIDER X、UH-60M等の小型模型を展示

### Airbus

- RACERの小型模型を展示



AH-64



CH-47



RAIDER X



UH-60M



RACER

22

22

## 5. 技術展示紹介

### その他機体メーカー

- AIR EV Incが、AIR ONEの実機模型を展示



機体仕様(AIR EV Inc HPより)

寸法: 5.86m x 7.5m x 2.4m

Performance	Power	Weight/Price
Maximum Speed: 250 km/h (155 mph)	Power: 75 hp	Wing: 22m / 72ft / 1.8m
Cruise Speed: 180 km/h (112 mph)	Engine: 60kW	Wing: 22m / 72ft / 1.8m
Range: 100 km (62 miles)	Max: 200kg (440 lb)	
Max High Alt: 1 km	1 person	100% electric / 100% electric / 100% electric

AIR ONE実機模型 (AIR EV Inc)

23

23

## 5. 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



BAE Systems



TORAY



GE Aerospace



DMC



Kamatics Corporation



Minebea Mitsumi

展示状況

24

24

## 5. 技術展示紹介

### 所感

- 主要機体メーカーは、自社主力製品や研究機体の小型模型を展示してアピールしており、例年通りの印象であった。
- スタートアップ企業によるeVTOL実機模型が展示され、一際目立っていた。eVTOLのトレンドが続いていることもあり、今後は、eVTOLメーカーによる実機展示が増え、技術力アピールの激化が予想される。
- 機体メーカー以外は、装備品、材料、計測器・工具、シミュレーション・ツール等の企業が積極的に自社製品の説明をしており、UAM向けへのアピールが多くなってきている印象であった。

25

25

Thank You!



26



## VFS総会報告 (VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum)

(株)SUBARU 角地 美幸  
三菱重工業(株) 天本 一馬  
川崎重工業(株) 中野 元裕

### 報告内容

1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要
2. General Session - Straight Talk from the Topに関する講演
3. Special Session - International VTOL R&Dに関する講演
4. Special Session - US VTOL R&Dに関する講演
5. Special Session - US Air Force VTOL Initiativesに関する講演
6. Aerodynamics/Crash Safetyに関する講演
7. 技術展示紹介

## VFS総会報告 (VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum)

2023年7月3日

## 報告内容

1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要
2. General Session - Straight Talk from the Topに関する講演
3. Special Session - International VTOL R&Dに関する講演
4. Special Session - US VTOL R&Dに関する講演
5. Special Session - US Air Force VTOL Initiativesに関する講演
6. Aerodynamics / Crash Safetyに関する講演
7. 技術展示紹介

株式会社 SUBARU  
角地 美幸

### 1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要(1/7)

#### 開催地

- ◆ 会場 : 米国 フロリダ州ウエストパームビーチ  
パーム・ビーチ・カントリー・コンベンション・センター



パーム・ビーチ・コンベンション・センター外観

## 1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要(2/7)

### 開催概要

- ◆開催期間：2023年5月16日(火)～18日(木)
- ◆参加者：約1,200名の世界各国の回転翼機に関連する研究者・技術者
- ◆講演数/展示数：259件/約70団体
- ◆講演内容：テクニカル・セッション及び、スペシャル・セッション



Forum79<sup>th</sup>プログラム表紙\*

\*出典：[https://vfo.org/files/cmf/e/forum79\\_finalprogram-final2\\_0.pdf](https://vfo.org/files/cmf/e/forum79_finalprogram-final2_0.pdf)  
(Vertical Flight Society Forum 79<sup>th</sup> Final Program)



各会場入り口のパネル



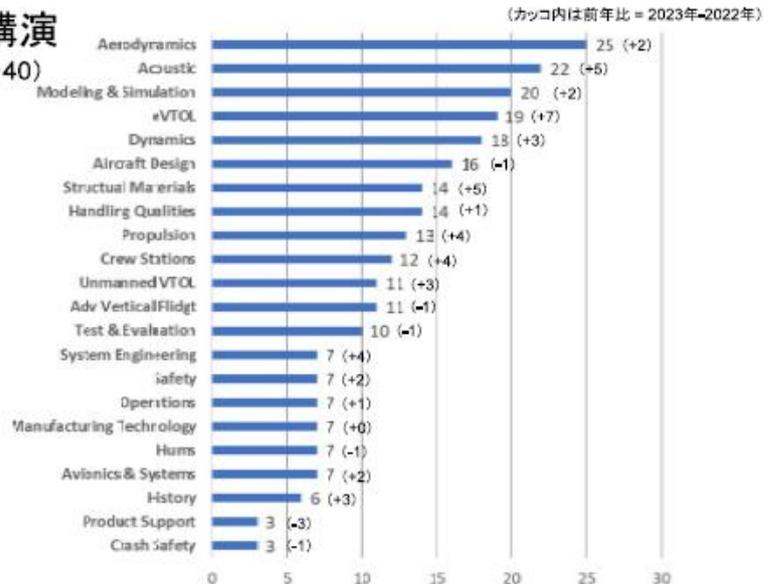
展示会場入り口

5

## 1. VFS 75<sup>th</sup> Annual Forum 概要(3/7)

### テクニカル・セッションの分野別講演数(講演題目:22テーマ)

全259講演  
(前年比: +40)

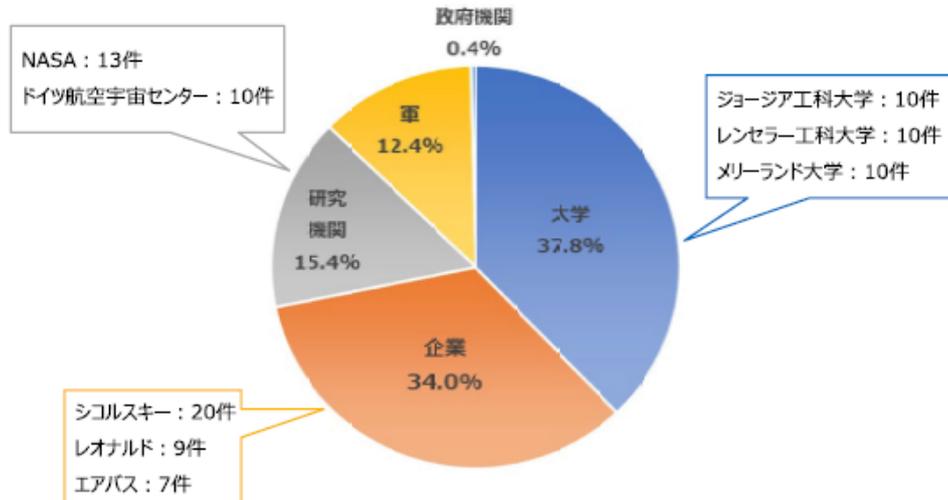


6

## 1. VFS 75<sup>th</sup> Annual Forum 概要(4/7)

### テクニカル・セッションの団体別比率

全259講演

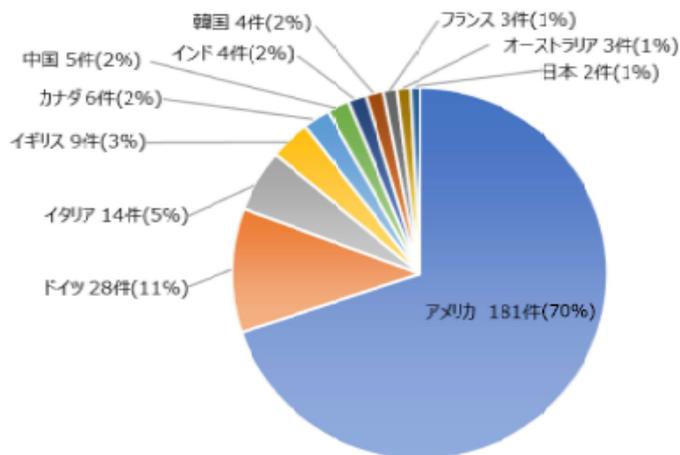


7

## 1. VFS 75<sup>th</sup> Annual Forum 概要(5/7)

### テクニカル・セッションの国別比率

全259講演



8

## 1. VFS 75<sup>th</sup> Annual Forum 概要(6/7)

### テクニカル・セッション



出典: <https://gallery.vtol.org/album/JDXD>  
(Vertical Flight Society Forum79th Photo Galleries)



### スペシャル・セッション(9講演)



### スペシャルセッションの題目

- International VTOL R&D
- US VTOL R&D
- US Army PEO Aviation Future Vertical Lift
- US Army PEO Aviation Modernization Update
- US Air Force VTOL Initiatives
- Flight Test Challenges for VTOL Aircraft
- Challenges in Electric VTOL
- Autonomy for VTOL Aircraft
- Progress in Electric VTOL

9

## 1. VFS 75<sup>th</sup> Annual Forum 概要(7/7)

### CEOパネル



- Airbus (VP Research & Innovation)
- Bell (EVP, Engineering)
- Boeing (VP, Chief Engineer)
- Leonardo (SVP, Strategy & Innovation)
- Sikorsky (VP, Engineering & Technology)

### バンケット



出典: [https://gallery.vtol.org/album/JQz8?sort=date\\_desc&page=2](https://gallery.vtol.org/album/JQz8?sort=date_desc&page=2)  
(Vertical Flight Society Forum79th Photo Galleries)



出典: [https://gallery.vtol.org/album/JQz8?sort=date\\_desc&page=2](https://gallery.vtol.org/album/JQz8?sort=date_desc&page=2)  
(Vertical Flight Society Forum79th Photo Galleries)



10

## 報告内容

1. VFS 79<sup>th</sup> Annual Forum 概要
2. **General Session - Straight Talk from the Topに関する講演**
3. Special Session - International VTOL R&D に関する講演
4. Special Session - US VTOL R&D に関する講演
5. Special Session - US Air Force VTOL Initiatives に関する講演
6. Aerodynamics / Crash Safetyに関する講演
7. 技術展示紹介

株式会社 SUBARU  
角地 美幸

## 2. General Session – Straight Talk from the Topに関する講演

- Airbus (Tomasz Krynski: VP Research & Innovation)
- Bell (Jason Hurst: EVP, Engineering)
- Boeing (Matt Hutchison: VP, Chief Engineer)
- Leonardo (Roberto Garavaglia: SVP, Strategy & Innovation)
- Sikorsky (Steven Schmidt: VP, Engineering & Technology)

株式会社 SUBARU  
角地 美幸

## 2. Straight Talk from the Top — Airbus

- CO<sub>2</sub>の排出量50%削減を目指す。
  - 今年1月、電動モーターを搭載したハイブリット機体が初飛行。



ハイブリット機体※1

- 機体の自律化を70%まで目指す。
  - カメラ認識システムと自動操縦と組み合わせる。



Racer※2

- Racerは最終組み立て中。
  - 今年11月に飛行完了予定。
  - 2024年に都市ミッションのデモンストレーションを行う予定。

- 次世代モビリティ

- 次世代モビリティのVahanaとCity Airbusの初期モデルを飛行試験中。
- 次世代City Airbusは2024年に飛行予定。



City Airbus※2

※1 出典: <https://vtol.org/education/vertical-flight-video-library/forum-79-videos-may-2023> (Forum Videos - Opening General Session)  
 ※2 出典: VFS 79th Forum Opening General session "CEO Panel"

13

## 2. Straight Talk from the Top — Bell

- Bell 525とV-280の完全なデジタル化・自律化を実現。



Bell 525※



V-280※

- 高速VTOLでは、形状やローターを停止させる等で常識を破るようなものを検討している。



高速VTOL※

※出典: VFS 79th Forum Opening General session "CEO Panel" 14

## 2. Straight Talk from the Top — Boeing

- 世界20か国以上の国防部隊をサポート、2500機以上の機体がある。
- チヌークやアパッチのようなレガシープラットフォームも引き続き近代化を進めて行く。



CH-47F\*



Modernize Apache\*

- 自律化において以下を軸に考えている。
  - パイロットの補助としてのシステム。
  - 完全な自律システム(当面は物流の分野を対象)  
⇒ 貨物ヘリコプタのための着陸地点の測量と選択を行う自律的能力を実証した。

※出典: VFS 79th Forum Opening General session "CEO Panel" 15

## 2. Straight Talk from the Top — Leonardo

- 2040年に向けた戦略とイノベーション戦略を策定
  - エコテクノロジー、自律化、サイバーセキュリティ、パワーマネジメント、ダイナミックシステム、アビオニクスと航空操作性、電気リック/ハイブリッド推力、接続性の8分野。
- 機体の開発
  - AW09(民間向けのシングルエンジンヘリコプター)、今年3月にSAFRAN社のArriel 2Kエンジンを載せて初飛行。
  - AW609は飛行時間が1900時間を超え、認証の最終段階。
  - AW249は2種のプロトタイプについて飛行試験を実施。
- 米軍プログラム
  - 米軍向けの練習機TH-73A THRASHERが初期運用能力(IOC)を達成。
  - MH-139AがFAAの最終認証を受け、米軍での試験を開始した。  
(Boeingとのパートナーシップ)



AW609\*



MH-139A\*

※ 出典: <https://vtol.org/education/vertical-flight-video-library/forum-79-videos-may-2023> (Forum Videos - Opening General Session)

16

## 2. Straight Talk from the Top — Sikorsky

- 今年Sikorsky は100周年を迎える。
- 昨年はVH-92、CH-53Kなどの開発が活発。
  - 各機体について初期運用能力(IOC)を達成。
  - CH-53Kは海軍へ2機納入。今後年間25機以上納入を予定。
- Raider X®のプロトタイプ、95%完了。
- 自律化等に加え、電動化、VTOL UAV/UASを柱の1つに置く。
  - 自律化研究機 SARAについて、昨年2月に初の完全無人飛行を実施。
  - HEXと呼ぶ、完全自律型のハイブリッド・エレクトリックVTOLを構築中。



CH-53K※



Raider X®※

Electrification※



VTOL UAV / UAS※



Autonomy※



※出典: VFS 79th Forum Opening General session "CEO Panel" 17

## 所感

- 論文数が大幅に増加しており、徐々に活気が戻ってきているのではないかと感じた。
- 企業、大学、研究機関問わず、eVTOLに関して多くの研究が行われていた。また、既存のヘリコプターでも電動化等の環境に配慮した研究や自律飛行に関する研究が活発に行われており、これらの世界動向に注目していく必要があると考える。

**Thank You!**

定例研究会

49th ERF 参加報告

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 木村 桂大

川崎重工業株式会社 野田 貴宏



## 49<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum 参加報告



木村桂大 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)  
野田貴宏 川崎重工業株式会社

1

### Contents

1. ERF2023概要
2. Plenary Lecture
3. Technical Session
4. その他

2

## ERF2023概要

 **Kawasaki**  
Powering your potential

 **ASA**

### 会場・日時



ビュッケブルク市庁舎



会場の様子



ヘリコプター博物館

日程 : 2023年9月5日~7日

開催地 : ドイツ・ビュッケブルグ (Bückeburg)

ビュッケブルグ市庁舎 及び ヘリコプター博物館

3

## ERF2023概要

 **Kawasaki**  
Powering your potential

 **ASA**

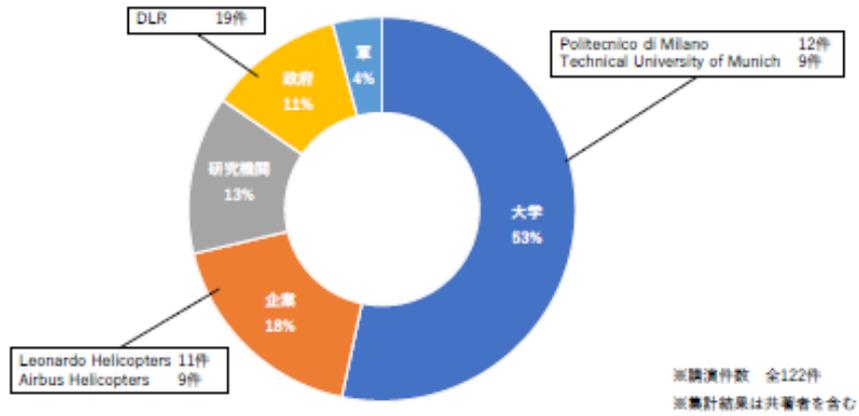
### スケジュール概要

日付	時間	内容
2023/9/5(Tue)	9:00 - 17:30	Plenary Lecture Technical Session
	18:00 - 21:00	Welcome Reception
2023/9/6(Wed)	9:00 - 17:30	Plenary Lecture Technical Session
	19:00 - 23:00	Conference Dinner
2023/9/7(Thu)	9:00 - 17:30	Plenary Lecture Technical Session
2023/9/8(Fri)	8:00 - 12:30	Technical visit (不参加) ▶ International Helicopter Training Centreの見学

4

## ERF2023概要

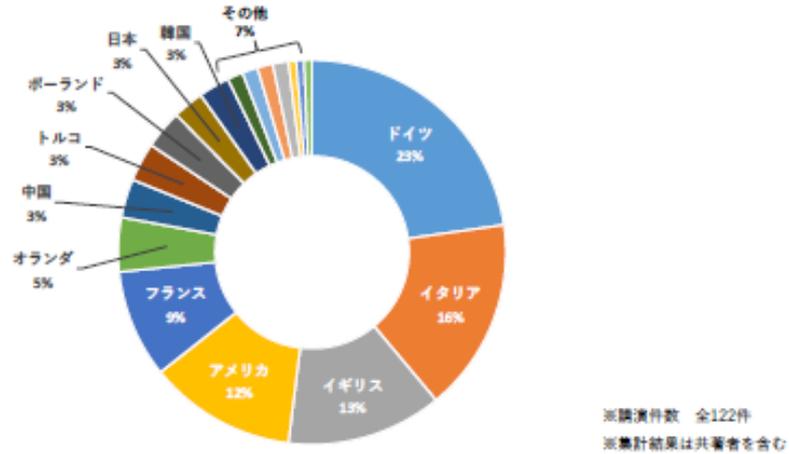
発表内訳：団体別



5

## ERF2023概要

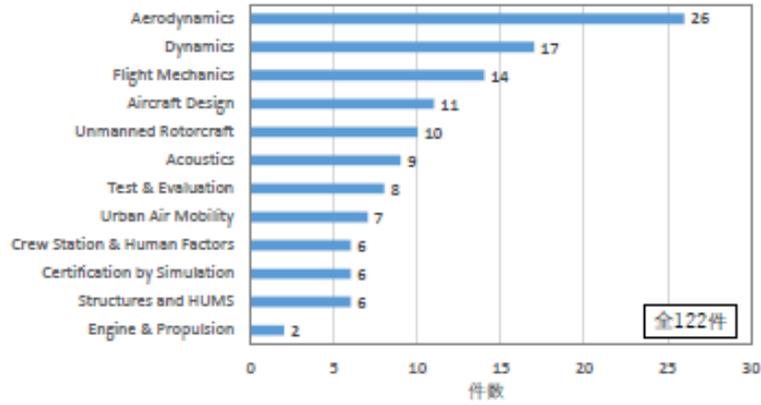
発表内訳：国別



6

## ERF2023概要

発表内訳：分野別



7

## Contents

1. ERF2023概要
2. Plenary Lecture
3. Technical Session
4. その他

8

## Plenary Lecture (1/6)

Rainer Heeger, Research Program Manager at Airbus Helicopters

### Airbus vision for the future of vertical flight

エアバスヘリコプターの将来ビジョンについての講演。

- ✓ CO<sub>2</sub> Reduction
  - 段階的にCO<sub>2</sub>を削減する目標が示された。
  - DisruptiveLab, RACER, CityAirbus等の将来機のすべてに共通するテーマである。
- ✓ DisruptiveLab
  - 新規設計された技術実証機
  - 2023年1月に初飛行
  - 高効率、低CO<sub>2</sub>排出のために以下の技術が採用されている
    - 低抵抗、軽量化技術
    - ハイブリッドシステム
- ✓ RACER
  - 開発状況の紹介
  - 2023年中の初飛行を予定しているが...計画は日々変更中
- ✓ CityAirbus
- ✓ 自律飛行ロードマップ



9

## Plenary Lecture (2/6)

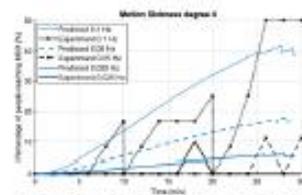
Philippe Petit, German Aerospace Center(DLR)

### Validation of a motion sickness prediction model via flight tests of DLR's Bo-105 helicopter

VFS Forum 79で、Alfred Gessow Best Paper Awardを受賞した講演。

ヘリコプターによるMotion sickness (乗り物酔い) の予測モデルの妥当性を飛行試験によって評価した。

- 飛行試験において飛行データ及び乗り物酔いデータを取得し、その結果をモデルでの予測結果と比較した。
- Motion sicknessの予測モデルは、乗り酔いを予測する“Kamijiモデル” (視覚と三半規管の感覚のずれをモデル化したもの) をベースに構築された。
- 評価方法は、パイロットがロール操舵を3種の周波数で正弦波入力し、乗員がその時の酔いの強度を7段階で評価する、というものだった。(飛行試験は辛そう...)
- 評価の結果、強度4の予測結果と試験結果に良好な一致が見られた。
- 飛行試験に使用されたのはDLRの所有するBo-105で、古い機体のためデータレコーダーを搭載していなかったが、汎用のAndroidスマートフォンとGarminのGPSシステムを組み合わせてデータ取得を行ったということであった。



乗り物酔い強度4の試験値とモデルの比較

10

## Plenary Lecture (3/6)

Kawasaki  
Powering your potential

AXA

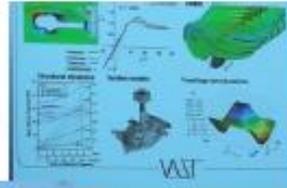
#1 – Stefan Levedag, Director of the Institute of Flight Systems Technology at DLR

[Rotorcraft Research at German Aerospace Center (DLR) – Science and Application]

DLR



Smart Twist Active Rotor (STAR)



VST



Cochstedt飛行場での実証試験



eVTOL Crash safety設計例



解析ツール群の紹介

- ✓ DLRの回転翼研究の概要紹介。解析ツール、試験設備、飛行場などの研究設備・研究事例が示された。
- ✓ 回転翼研究従事者だけで100人程度が在籍
- ✓ eVTOLについて、Crash safetyや発着場の議論、協調飛行など実運用に近いテーマが多い印象

11

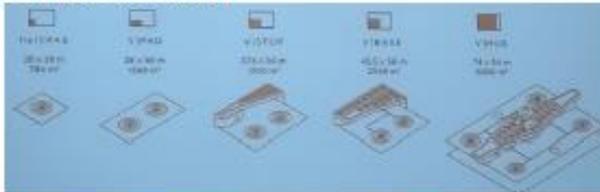
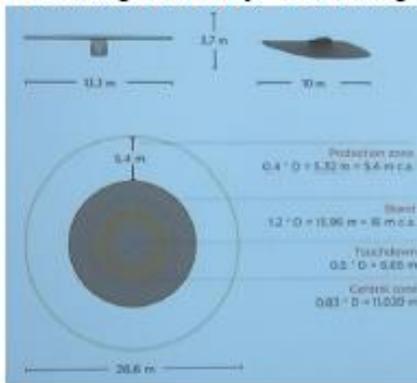
## Plenary Lecture (4/6)

Kawasaki  
Powering your potential

AXA

Luca Medici Head of Aircraft System Integration at Leonardo Helicopter Division

[Advancing Air Mobility – New Paradigms and Lessons Learned]



LEONARDO

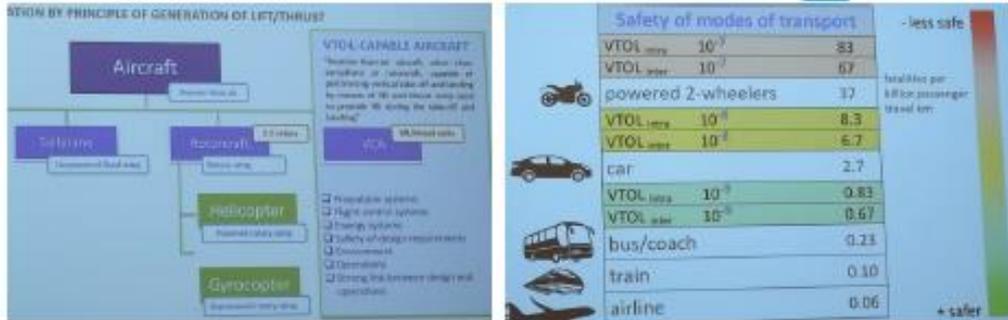
- ✓ レオナルドからは機体開発関連の話題は無し。Vertiportのコンセプトデザインについての話が多く、eVTOL事業に関してはインフラ周りでの参加を目指す方向か

12

## Plenary Lecture (5/6)

David Solar : EASA Head of general Aviation and VTOL – Certification Directorate

### [VTOL Certification and Operations]



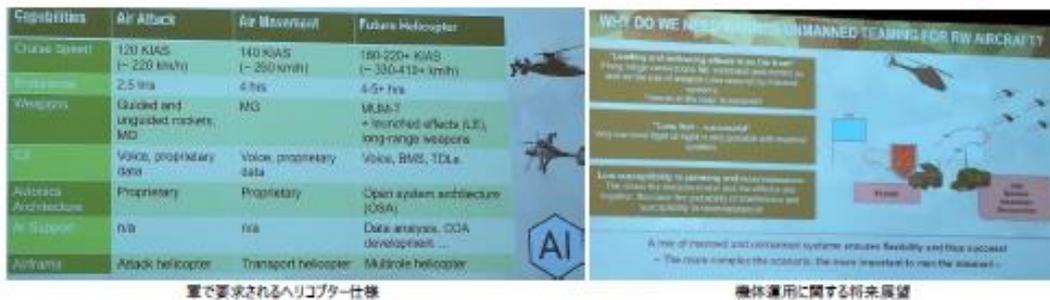
- ✓ EASAのeVTOLに関する型式認証の状況について共有（主にOpinion 03/2023について）
- ✓ 機体分類としてVTOL-capable aircraft (VCA)のカテゴリーを新たに設け、ヘリ等と区別
- ✓ 死亡率を乗用車以下 ( $p < 10^{-9}$ ) にすることを目標値に設定

13

## Plenary Lecture (6/6)

Torsten Kasper, Army Concepts and Capability Development Center

### [Future platforms and operations – a view on German Army Aviation]



軍で要求されるヘリコプター仕様

機体運用に関する将来展望

- ✓ ドイツ軍から今後予想される回転翼機の運用展望について発表
- ✓ 無人機技術が十分に発達しても完全無人で戦術全てを遂行することはないとの見解
- > Manned & Unmannedの協調運用 (MUM-T) の重要性を主張
- ✓ 次世代ヘリに求める性能について言及（高速化、航続距離UP、smartな運用システム）

14

- 1. ERF2023概要
- 2. Plenary Lecture
- 3. Technical Session
- 4. その他

15

## Technical Session (1/8)

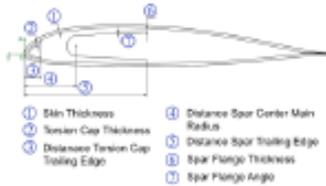
Aircraft Design : S. Kalow, R. Bartels; German Aerospace Center (DLR)

### Automated calculation of the internal structure and the natural frequencies of helicopter rotor blades with regard to automated rotor blade optimization

DLRのブレード構造設計ツールを用いた、断面構造の感度解析結果。

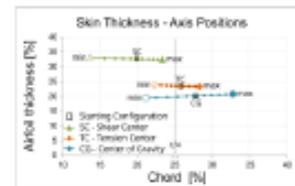
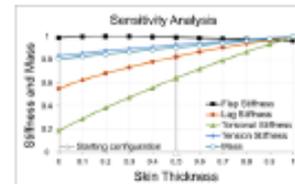
- > DLRのツールでは、2次元翼型形状から断面構造の設計-構造解析用モデルの作成-構造特性の計算-固有振動数解析の実施という一連の流れを自動で行うことが可能。
- > 本研究では、ブレード構造の自動設計ツールの最適化のために、ブレード断面構造を下図に示す7つのセクションに分け、構造特性や固有振動数特性への感度解析を実施した。
- > それぞれのセクションについて感度の高い構造特性は以下の通り。

- ①ねじり剛性
- ②③重心
- ④引張剛性
- ⑤フラップ、リードラゲ剛性
- ⑥⑦引張剛性



- ① Skin Thickness
- ② Tension Cap Thickness
- ③ Distance Tension Cap Trailing Edge
- ④ Distance Spar Center Main Radius
- ⑤ Distance Spar Trailing Edge
- ⑥ Spar Flange Thickness
- ⑦ Spar Flange Angle

断面パラメータ



剛性及び軸位置の感度解析 (①Skin Thickness)

16

## Technical Session (2/8)

ACOUSTICS : F. Guntzer, J. Caillet, C. Cariou, J.-P. Pinacho, P. Dieumegard; Airbus Helicopters

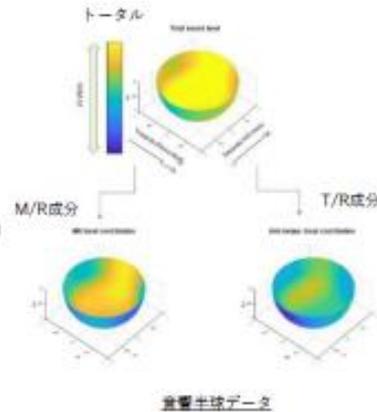
### A comprehensive helicopter acoustic modeling tool based on simulation and experiment

エアバスヘリコプターの騒音解析ツールの紹介。

- ▶ 試験データ及びシミュレーション結果から音響半球（空間的な音の分布）データを作成可能（右図）。さらにM/R成分、T/R成分、エンジン成分にデータを分解可能。
- ▶ 設計変更による騒音への影響が評価可能。
- ▶ 地上での騒音もシミュレートできるため、認証に必要な騒音（懸着降、flyover）を評価可能。
- ▶ シミュレート結果を音に変換することが可能。（講演では実際にシミュレーションから再構成した騒音を再生した。）



アプローチ時の騒音シミュレート結果(90度以上)



17

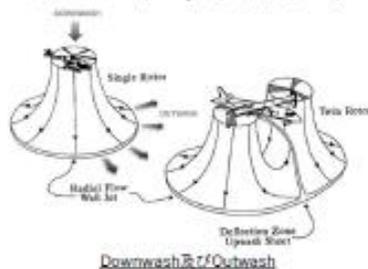
## Technical Session (3/8)

UAM : R. E. Brown; Sophrodyne Aerospace

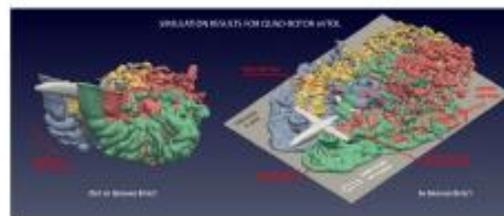
### Do eVTOL aircraft create an inherently more problematic downwash than conventional helicopters?

eVTOLのダウンウォッシュについての考察。数値計算により検証がなされた。

- ▶ eVTOLの場合、Downwashが地面に当たって放射状に広がる"Outwash"が問題になる。
- ▶ このOutwashの強度について、数値計算を用いて検討が実施された。マルチロータの場合、それぞれのローターの発生するOutwashが重なり合って増幅し、速度が増す領域が存在する。これは機体軸に対して指向性があり、地上にいる人間に被害を及ぼす可能性がある。
- ▶ eVTOL用ヘリポート(Vertiport)の設計時には、これらの事項を考慮しなくてはならない。



Downwash及びOutwash



クアドローターの数値解析結果

18

## Technical Session (4/8)

Certification by Simulation : M. Daniele, M. Mamino, G. Quaranta; Politecnico di Milano

### Rotorcraft flight simulation to support aircraft certification: A review of the state of the art with an eye to future

RCbS (Rotorcraft Certification by Simulation) projectの概要についての講演。

- RCbSのプロセスを右図に示す。検討のフェーズは3段階ある。
  1. 適用する認証要件についてRCbSの適用レベルを設定し、詳細な計画を組み立てる。
  2. シミュレーションモデル、シミュレーターを作成し、試験結果と比較することでその妥当性を検証する。
  3. 確立したシミュレーションの信頼性を評価する。
- 信頼性の評価にはConfidence Ratio(CR)という指標が用いられる。  
 $CR = M/U$   
 M: 性能要求とFlight Simulation Model(FSM)で予測される性能とのマージン  
 U: シミュレーション誤差の合計
- RCbSにかかるコストは、Short-termではペイしないだろうとコメントされていた。Validationに時間とコストがかかることが予想され、改良型の開発など、数世代にわたって開発が進められる場合にはRCbSのメリットが享受できると考えられる。



RCbSのプロセス

19

## Technical Session (5/8)

UNMANNED ROTORCRAFT : C. Goerzen, M. Takahashi, M. Whalley; U.S. Army

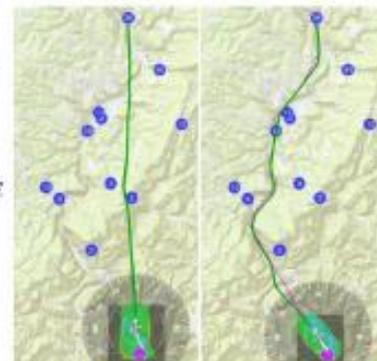
### Hierarchical planning demonstrated in autonomous flight - integration of the Risk-Aware Path Planner on a Black Hawk

自律飛行における経路探索法の研究。

- Hierarchical planning (階層的計画法)とは、大規模で複雑な問題をいくつかの階層に分けて単純化して考える手法で、ロボット分野でよく使われている。
- 本研究では、既存の2段階のレベルの経路探索法よりさらに高いレベルの経路探索法: RAPP(Risk Aware Path Planner)を追加した時の結果を示した。
- それぞれのレベルの経路探索法の役割は以下の通り。  
 High: 未知の地形、空域情報からミッション全体の粗いウェイポイントを設定  
 Medium: 地形センサを用いて周辺の地形を回避するウェイポイントを設定  
 Low: 上位レベルの情報をもとに機体をコントロール
- RAPPを追加することにより、地面からの高さを一定に保ちつつ、高度の低いルートを選択することが可能になった。

Level	Task	Planning Horizon	Process Name
High	Mission planning	100 seconds	RAPP
Medium	Route planning	10 seconds	PathPlanner
Low	Trajectory and control	10 seconds	MPCC

レベル別の経路探索法



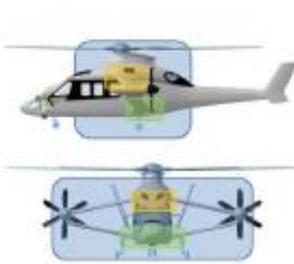
RAPP有無による経路の比較  
(左: RAPPなし, 右: RAPPあり)

20

## Technical Session (6/8)

TEST & EVALUATION 2 : M. Blacha, Airbus Helicopters, P. Burden, Hamble Aerostructures

### RACER – TESTING OF MAJOR COMPONENTS



主要な構造試験の対象



FEM検証用試験



テストリグレイアウト

Airbus RACERの実機モデルにて構造試験を実施。

- (1) 各構造部が飛行中に生じる最大荷重を安全に受けもつこと
- (2) (1)を持って設計に用いたモデルが妥当であることを確認

RACERで特徴的なBox翼に着目した構造試験が中心。FEMとのひずみ量比較で±10%程度の誤差を示し、ほぼ設計通りの強度を持つことが確認された。

21

## Technical Session (7/8)

AERODYNAMICS 6 : Long He, et al. Beihang University

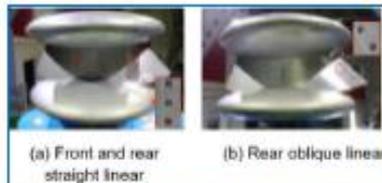
### STUDY ON FLOW CONTROL DRAG REDUCUION OF HUB ON COAXIAL RIGID ROTOR AIRCRAFT



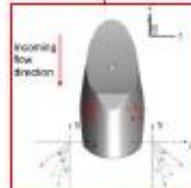
Sbo > 1 Defiant



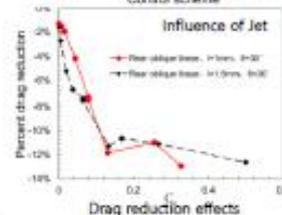
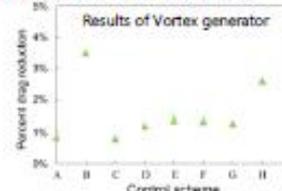
WT setting



(a) Front and rear straight linear (b) Rear oblique linear  
Vortex generators in shaft fairing



Blowing jet concept



ロータハブ抵抗低減デバイスに関する風洞試験。(1)Vortex generatorと(2)吹き出しジェットによるハブフェアリングの抵抗への影響について調査。(1)はdrag増、(2)は10%程度の抵抗減との結果を示した。

22



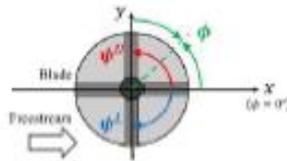
## Technical Session (日本からの発表)

AERODYNAMICS: T. Yumino, 東京農工大学, H. Sugawara, Y. Tanabe, JAXA

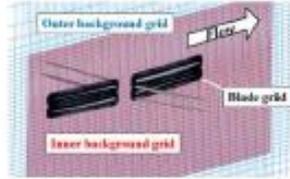
### Vibration Reduction Effect of Coaxial Rotor by Blade Installation Phase Angle

同軸反転ロータの空力的振動についての講演。

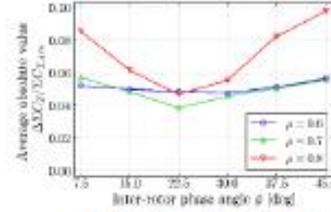
- ▶ 高速飛行時 ( $\mu=0.6-0.8$ ) の同軸反転ロータについて、上下ロータの位相差による振動低減効果を数値解析により評価した。
- ▶ Nb/rev (Nb:ブレード枚数) 振動については、特定の位相差の時に上側ロータと下側ロータの振動が逆位相となり、Nb/rev振動が相殺された。
- ▶ 2Nb/rev振動については、揚力が小さい場所で上下ロータが交差するよう位相差を調整すると、上下ロータの圧力場の干渉の影響が軽減され、2Nb/rev振動が低減した。



位相角の定義



計算グリッド分布



位相角とNb/rev振動の関係

25

## Technical Session (日本からの発表)

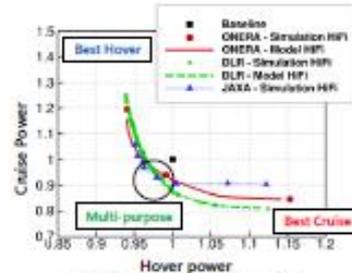
AERODYNAMICS: J. Bailly, ONERA; G. Wilke, DLR; K. Kimura, Y. Tanabe, JAXA

### JAXA-ONERA-DLR Cooperation: Results from Multi-Point Aerodynamic Optimization of a Rotor in Hover and Forward Flight

- ✓ JAXA-DLR-ONERAとの共同研究。各機関の持つ最適設計手法の相互検証とブラッシュアップを目的として共通のブレード設計を実施。
- ✓ トレードオフが存在するホバリング性能と前進飛行性能のバランスを取る手法として、「ミッションパワー」を定義して目的関数とすることでこれを実現
- ✓ 3機関とも共通の傾向を持つ設計解を得た。



ミッションパワーの構成方



ホバリング性能と前進飛行性能のトレードオフ

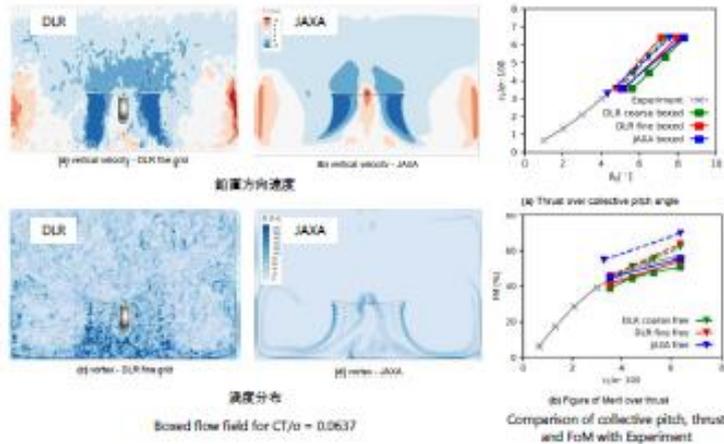
26

## Technical Session (日本からの発表)

AERODYNAMICS : G. Wilke, O. Schneider, Berend G. DLR; H. Sugawara, Y. Tanabe, JAXA

Investigations of a boxed rotor: The STARII rotor in DLR's test hall

- ✓ 閉空間内でのロータ試験（ホバリング）で生じる循環流の影響をCFDで調査
- ✓ ロータの吹き下ろしが循環しりロータ面に返ってくることで、消費パワー増の傾向を確認  
→定量的に試験結果と良好な一致を示した。



STARII rotor during testing

27

## Contents

1. ERF2023概要
2. Plenary session
3. Technical session
4. その他
  - Conference Dinner
  - ヘリコプター博物館
  - ロータブレード最適化ワークショップ (InDeWo)
  - ERF2024開催予定

28

## Conference Dinner



- ✓ 町のシンボルであるSchloss Bückeberg（ビュッケブルク城）にてパンケット開催（9/6）
- ✓ 16世紀に火事で焼失後、1730年にバロック様式にて改修。現在は観光地として開放されている

29

## ヘリコプター博物館



- ✓ 50機近くの実機に加え、多数の模型、歴史的写真、教育資料を展示

30

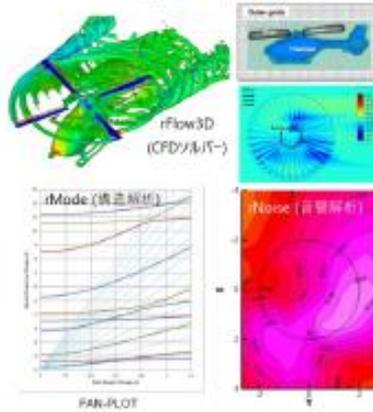
## ロータ最適化ワークショップ (InDeWo)



### JAXAからの発表内容

- ✓ JAXAが進めてきた最適設計の例として、コンパウンドヘリ用のメインロータ+サイドプロペラ設計技術を紹介

#### JAXA解析ツール群の紹介



#### 高前進率用メインロータ設計



#### 有量ヘリ用サイドプロペラ設計



31

## 50<sup>th</sup> ERF開催予定



### Key Dates

Abstract submission open	January 2024
Abstract submission deadline	23 February 2024
Notification to authors	10 April 2024
Programme & registration available	31 May 2024
Final paper submission deadline	31 July 2024



- ✓ 2024/9/10~12@マルセイユ、フランス
- ✓ Technical tourとして Airbus Helicoptersの見学を予定
- ✓ Abstract×切：2024/2/23

32

## まとめ・所感



- ✓ 大学の参加比率が高く、認証に関する講演も多く実施されていたことから、産官学と回転翼に関する研究が盛んである印象を受けた。
- ✓ シミュレーションの適用範囲拡大を目指した講演が多く見られた。  
これは時間及びコストの削減の他に、環境問題への対応（飛行回数を減らす＝排出ガスを減らす）という側面もあると感じた。  
他の講演を通して環境問題への意識の高まりを感じ、メーカーとしては今後対応必須と考える。
  
- ✓ 基調講演の内複数がeVTOLに関するものであり、尚且つ社会実装に限りなく近い内容にフォーカスしたものであった（型式認証・離発着場など）。次世代エアモビリティが空を飛ぶ社会が着実に近づいてきていることを感じた。
- ✓ フランクフルト、ハンブルク、ベルリンの主要な国際空港いずれからも遠い立地難ではあったが、ヘリコプター博物館や美しい街並みが魅力的な開催地であった。
- ✓ 講演件数100件強程度と規模は大きくないものの、主要プレイヤーが集まるため人脈作りにも最適な学会と考える。

「空飛ぶクルマ」による医師搬送システム検討コンソーシアム  
(NEXTAA) について

慶應義塾大学 中本 亜紀

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 田辺 安忠

株式会社 SkyDrive 鈴木 孝幸

株式会社 SkyDrive 坂牧 隆夫





JHS研究会

# 「空飛ぶクルマ」による医師搬送システム検討 コンソーシアム(NEXTAA)について その2 ヒューマンI/F WGとJAXAにおける関連研究

2023年11月28日

田辺 安忠 (JAXA)



## WG2: ヒューマン・インターフェイスWG

WGリーダー: 田辺(JAXA)

メンバー:

中野、中本、山形(慶應義塾大学)  
佐藤、石井、内海(日本航空)  
辻、長尾(全航連)  
齋藤、上田、鈴木、松井、福澤(SkyDrive)  
市原、野嶋(プロドローン)  
佐藤(朝日航洋)  
浅井、市川、井澤、佐藤(エアモビリティ)  
船曳、津田(JAXA)

## 活動概要

- 期間
  - 1年目: 2020年9月15日～2020年12月10日
  - 2年目: 2021年11月29日～2022年2月6日
  - 3年目: 2022年12月12日～2023年3月(予定)
- 検討会
  - 第1回2020年9月15日(火): WGメンバー確認と検討課題の絞り込み
  - 第2回2020年12月10日(木): 海外(NASAなど)とJAXAの開発状況の紹介とNEXTAAの要求検討
  - 第3回2021年11月29日(月): JAXAで開発中のeVTOLの飛行特性を模擬したフライトシミュレータの操縦体験会
  - 第4回2021年1月21日(金): メールベースでJAXAシミュレータ体験アンケート結果を取りまとめ
  - 第5回2022年12月12日(月): オンライン開催、各社(朝日航洋、SkyDrive、JAXA)の進捗状況報告
  - 第6回2023年3月23日: JAXAでの各種ジョイスティックを用いたeVTOLのフライトシミュレーター体験会

## 参考: LIFT Aircraft HEXA

The HEXA qualifies as a powered ultralight under FAA regulations, so it requires no pilot's license to fly. To be considered an ultralight, an aircraft must have a maximum empty weight of 254 lb (115 kg), but an additional 30 lb (13.7 kg) is allowed for each float, and more weight is allowed for the 28 lb (12.7 kg) parachute system. It can carry a 250 lb (113 kg) passenger for up to 15 minutes while retaining 25% battery life. HEXA has a total empty weight of 432 lb (196 kg).



- \*Aircraft type: eVTOL multicopter amphibious passenger aircraft
- \*Piloting: The passenger can manually fly the aircraft, use voice commands or it can be flown by remote control
- \*Capacity: 1 person
- \*Cruise speed: 45 mph (72 km/h)
- \*Maximum cruise speed: 63 mph (55 knots)
- \*Maximum flying time: 15 minutes
- \*Empty weight: 432 lb (196 kg)
- \*Payload weight: 250 lb (113 kg)
- \*Propellers: 18 propellers
- \*Electric Motors: 18 electric motors
- \*Power source: Batteries
- \*Fuselage: Carbon fiber composite
- \*Windows: Front wind screen with open sides
- \*Landing gear: The aircraft is amphibious and is capable of landing on both land and water. There are 4 perimeter floats for buoyancy and stability. The 5th center float is filled with energy-absorbing foam for added buoyancy and hard landing protection.
- \*Safety Features: Distributed Electric Propulsion (DEP), provides safety through redundancy for its passengers and/or cargo. DEP means having multiple propellers and motors on the aircraft so if one or more motors or propellers fail, the other

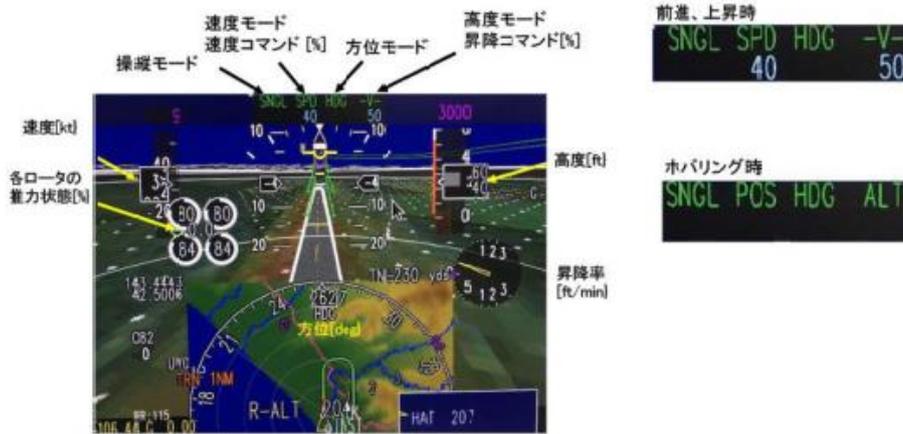




## 操縦方法に関するシミュレーション (by 船曳@JAXA)



## JAXA Flight Simulator 表示画面





## 2回目のフライトシミュレータ体験会アンケートまとめ

- Single Stick ModeとDual Stick Modeについて、前進・加減速、上昇・降下、Stickによるホバ移動、Sway SWIによるホバ移動、旋回・針路変更、方位の6つの操作について評価してもらった。
- 合計8件のアンケートを回収。体験者はパイロット経験者4、操縦経験なし4。
- 評価としては各項目とも良好と良が多数。上昇・降下、Stickによるホバ移動、方位操舵については要改善の意見も数件あった。
- コメント(抜粋)
  - 高度のコントロールに関して、上下操作の入力装置を導入できないものか？
  - 固定翼経験者はDual Stick Modeの方がControlしやすく感じた。
  - Single モードは違和感を強く感じた。
  - Dual モードにおける推進力のコントロールは違和感が多くあった。特に固定翼のパイロットからすると、慣熟までに少し時間を要すると思える。
  - 自動車のように気軽に、というところに到達するのは、まだなかなか難しそうだなという感覚もあった。
  - 大変難しいが、ドローンに近いと思った。
  - 操縦し、運航会社ではないが、このような機会があると、機体構造の理解が深まって良いと思った。
  - 風の模擬、地面効果があるとより良い。
  - 悪天候時の操縦も見てみたい。

JHS研究会、NEXTAA、その他、2023年11月28日

6



## 検討成果

- NEXTAAに要求されるインターフェイス要素の提案
  - シンプルな操縦装置
  - フライトエンベロープを守らせる
  - 単純な緊急操作
  - 直感的なナビゲーションシステム
  - 簡素な機能表示&警報装置
- 従来のヘリコプターの操縦方法からマルチコプタの飛行特性に合わせた操縦装置の形状についての検討
  - 十分に安定化された機体の飛行制御へのオーバーライドであること。つまり、手を離せば、その場でホバリング維持など、ドローン並みの操縦感覚であること。
  - 現在開発中の数種類のeVTOLの操縦はジョイスティック型が主で、2本と1本を使うものに分かれ、ホバリングと前進飛行時の機体操作については、若干の差がみられる。
  - 今後は各社の機体がある程度明らかになってきて、課題(標準化? 共通化?)が見えてきたら、I/FのWGの再開を検討していきたい。

JHS研究会、NEXTAA、その他、2023年11月28日

7



## 今後の課題

- NEXTAAの要求に近い操縦装置の試作・体験
  - 今後ジョイスティック型の操縦装置を2(3?)種類をシミュレータに装備し、より容易な飛行特性をプログラムした状態で再度体験搭乗会を開催したい。(JAXA内での研究と調整していく必要がある)
  - 10時間程度の訓練で熟練できるものが望ましい。
- NEXTAA操縦のあるべき姿の検討と提案
  - オーバーライド操縦の必要性の確認
  - 簡易操縦の効果の確認
  - 操縦士の訓練要件検討



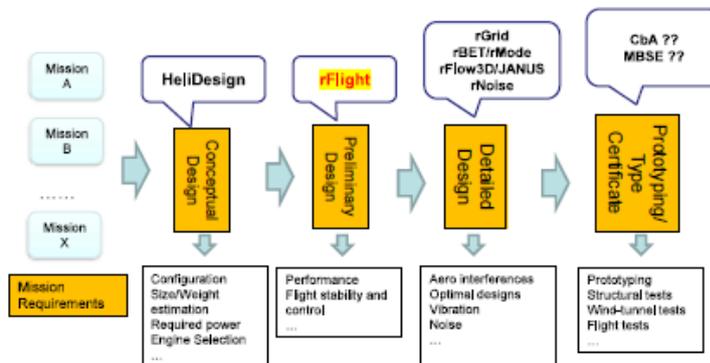
## JAXAにおける関連研究のご紹介

### 1) eVTOLの飛行モデルの推定方法について (rFlight)

## Rotorcraft Analysis Framework in JAXA

- **HeliDesign** – Sizing of a rotorcraft
- **rFlight** – Trim, performance, flight dynamics modelling
- **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

## 回転翼機の開発段階に応じた解析ツールの位置付け





## rFlight まとめ

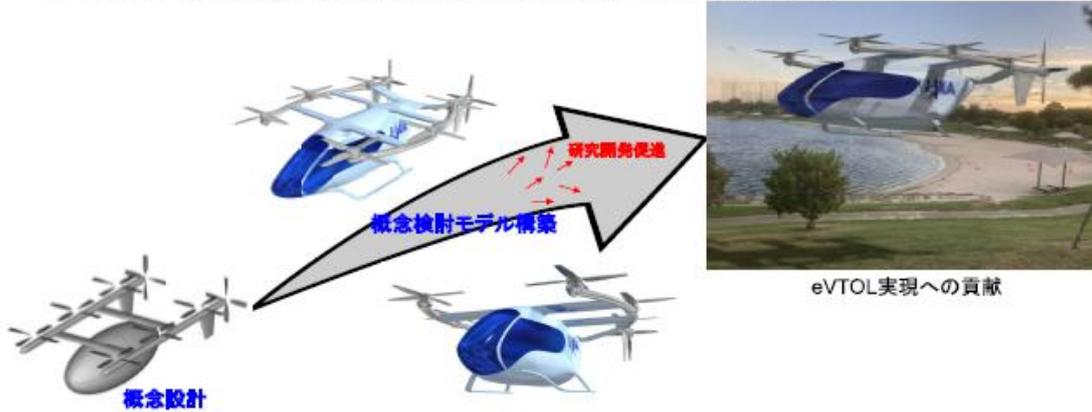
- 任意の数のロータ／プロペラと固定翼で構成される航空機のトリム解析・線形化飛行運動モデルの推定を行う解析ツールrFlightの開発について紹介した。
- ロータ・プロペラは翼素理論に基づく解析式で空力を算出している。
- 固定翼は一般的な翼理論を用いて空力を算出。
- 回転翼は4つの制御 (collective, longitudinal / lateral cyclic, rotating speed)、固定翼は1つの制御 (trailing edge flap) が可能と仮定し、航空機の構成と飛行モードに応じて、実際に用いる制御を Mixing Matrix によって定義。
- これまでに種々の航空機 (マルチコプタ、Lift + Cruise型eVTOL、Vectored Thrust型eVTOL、及び在来ヘリ、プロペラ固定翼機など) に適用してきた。
- この解析ツールrFlightの利用場面:
  - 任意の姿勢変化、速度・角速度、操舵変化に対する機体の応答計算 => 空力パラメータの同定に利用
  - 定常飛行状態における機体のトリム解析 => 機体の飛行限界の把握、飛行姿勢、必要操舵、必要パワーなどの飛行性能計算
  - トリム状態周りの微小擾乱による線形化飛行運動モデルの推定 => 安定化解析、尾部安定板のサイズング検討、制御則検討、飛行シミュレーションなどに利用。



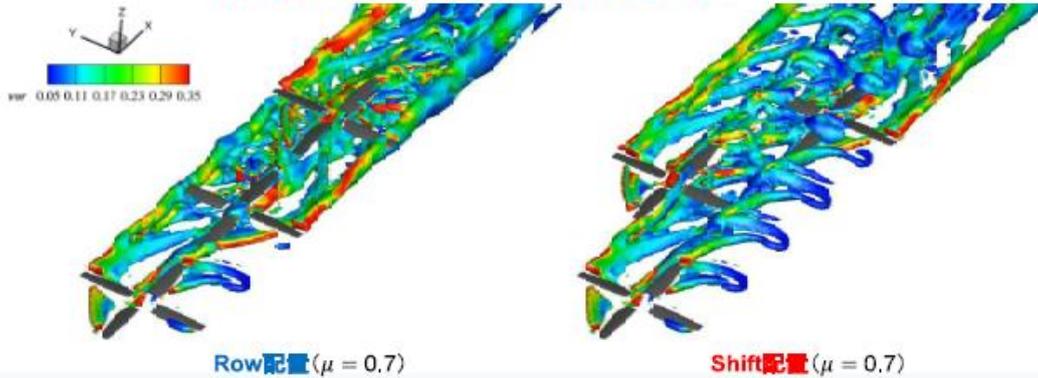
## 2) MultiRotor Lift Offset (MRLO) 技術 および JAXA提案eVTOL機体 (UGUISS) について

## 目的

eVTOL実現への貢献および機体技術の研究開発促進、  
eVTOL高性能化技術の実証を目指した概念検討モデルの構築する



## 計算結果: 翼端渦流れ場 ( $\mu = 0.7$ )

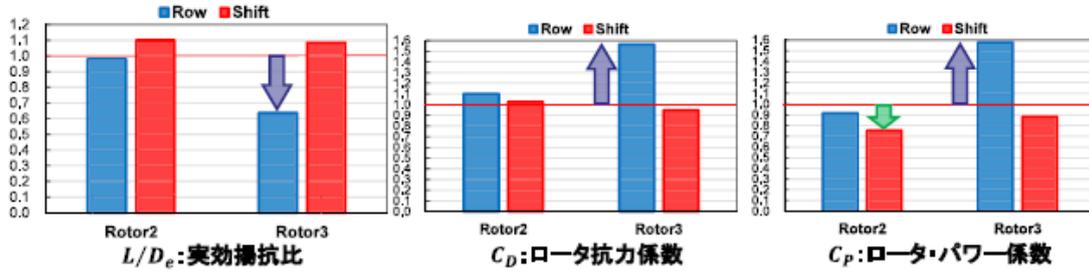


Rotor3前方の流れ場が非常に複雑

Rotor1で発生した翼端渦とRotor2が干渉する場所  
Rotor3周りの流れ場

大きく異なる

## 計算結果:ロータ性能 (Rotor1との割合)



$L/D_e$	$C_D$	$C_P$
<p><b>Row配置</b>: Rotor2は変化なし Rotor3は大きく劣化</p> <p><b>Shift配置</b>: Rotor2、3ともに向上</p>	<p><b>Row配置</b>: Rotor2増加 Rotor3は激しく増加</p> <p><b>Shift配置</b>: Rotor2、3ともに、 ほぼ変化なし</p>	<p><b>Row配置</b>: Rotor3が激しく増加</p> <p><b>Shift配置</b>: Rotor2、3ともに、 減少</p>

## 機体サイジング (要求・仕様検討)

□ 機体重量推算是統計データが少ないため、公開データを参照して機体重量を決定した

	JAXA eVTOL	Ehang 216	Velocity	AUTOFLIGHT Prosperity I	Joby S4	VA-X4
Type	Lift & Cruise	Multicopter	Multicopter	Lift & Cruise	Vectored Thrust	Vectored Thrust
Gross Weight, $GW$	1,200 kg	600? kg	9,00 kg	2,000 kg	2,404 kg	2,250? Kg
Empty Weight, $W_E$	840 kg	380? kg	7,00 kg	1,650 kg	1,950 kg	1,800?kg
Capacity (Payload)	350 kg 3 passengers 1 pilot	220 kg 2 passengers Auto pilot	200 kg 1 passengers 1 pilot	350 kg 4 passengers 1 pilot	454 kg 4 passengers 1 pilot	450 kg
Fuel	0	0	0	0	0	0
Powerplant	All electric	All electric	All electric	All electric	All electric	All electric
Max/Cruise speed	200 km/h	130 km/h	90 km/h	200 km/h	322 km/h	241 km/h
Range	100 km	30 km	35 km	250 km	161 km	161 km
Width x Length	8,8 x 9,2	5,63 x 5,63	11,3 x 11,3	14,5 x 11,6	13,6 x 7,3	15 x 13
$W_E/GW$	0,70	0,63	0,78	0,83	0,81	0,80?



JAXA UGUISS



<https://evtol.news/ehang-216/>



<https://evtol.news/vertical-copters-velocity/>



<https://www.autoflight.com/en/press/>



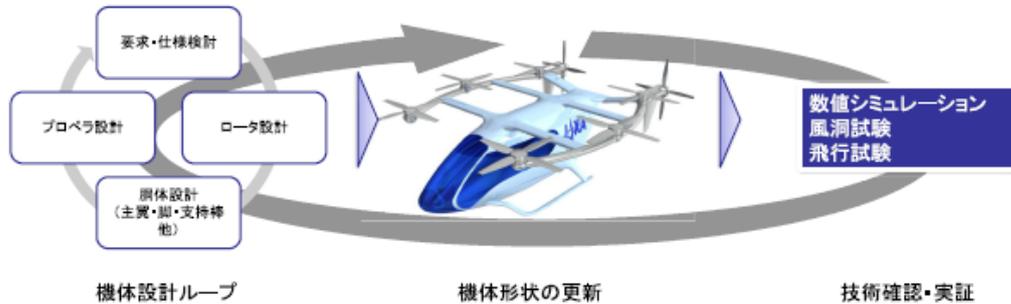
<https://evtol.news/joby-s4>



<https://evtol.news/vertical-aerospace-va-x4>

## 想定している機体設計・技術実証プロセス

- 機体設計ループで機体諸元の見直しを実施
- 機体形状の更新をし、CFD、風洞試験、飛行試験で技術確認・実証を実施していく
- 生じた課題を機体設計ループにフィードバックし機体形状を見直す



## まとめ

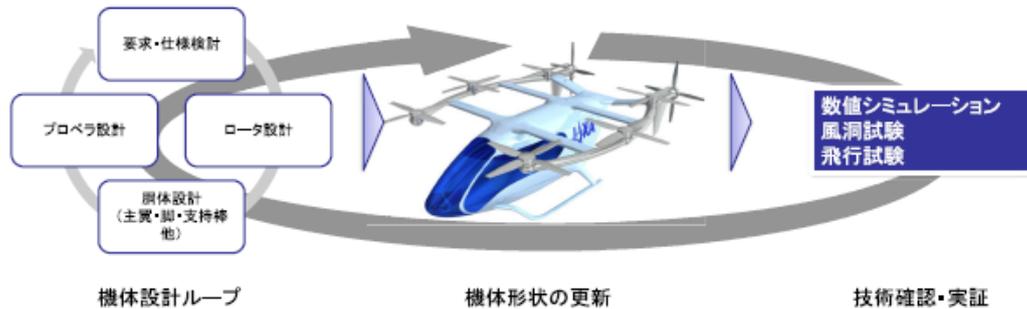
- JAXAIにおけるeVTOL機体関連技術の研究について
  - ・ マルチロータ航空機(eVTOL機)の飛行運動モデルの推定ツールrFlightの紹介
  - ・ JAXA提案のLift + Cruise型機体概念UGUISSIについて紹介
  - ・ Multi-Rotor Lift Offset技術(特許出願済)についての紹介
- 今後
  - ・ 具体的な形状に基づいた詳細な空力性能を評価
  - ・ 機体抵抗低減技術の研究開発
  - ・ ロータ性能向上技術(MRLO含む)の研究開発
  - ・ eVTOLはブレードサイズが大きくなるため、空力弾性に関する研究開発が必要である。
  - ・ その他、構造、運航、自律飛行、電動/ハイブリッド、インフラ、サービス、など課題は多岐にわたる。

⇒産学官各方面と緊密に連携していきたい。



## 想定している機体設計・技術実証プロセス

- 機体設計ループで機体諸元の見直しを実施
- 機体形状の更新をし、CFD、風洞試験、飛行試験で技術確認・実証を実施していく
- 生じた課題を機体設計ループにフィードバックし機体形状を見直す



## まとめ

- JAXAにおけるeVTOL機体関連技術の研究について
  - ・ マルチロータ航空機(eVTOL機)の飛行運動モデルの推定ツールrFlightの紹介
  - ・ JAXA提案のLift + Cruise型機体概念UGUISSIについて紹介
  - ・ Multi-Rotor Lift Offset技術(特許出願済)についての紹介
- 今後
  - ・ 具体的な形状に基づいた詳細な空力性能を評価
  - ・ 機体抵抗低減技術の研究開発
  - ・ ロータ性能向上技術(MRLO含む)の研究開発
  - ・ eVTOLはブレードサイズが大きくなるため、空力弾性に関する研究開発が必要である。
  - ・ その他、構造、運航、自律飛行、電動/ハイブリッド、インフラ、サービス、など課題は多岐にわたる。

=> 産学官各方面と緊密に連携していきたい。





**ご清聴ありがとうございました。**

# SkyDrive 機体開発 Overview

～ 日本発 空飛ぶクルマの開発 ～

prepared for  
日本ヘリコプタ協会 定例研究会

株式会社SkyDrive  
エアモビリティ事業開発部 運航・技術チーム

2023年11月28日

## 1. SkyDrive 会社概要

### 会社概要

会社名	株式会社 SkyDrive
代表取締役	福澤 知浩
事業内容	空飛ぶクルマ および 物流ドローン の開発 / 製造 / 販売 / 運航
設立年月	2018年 7月
本社・開発拠点	愛知県 豊田市
その他拠点	東京都港区、大阪府大阪市、愛知県名古屋市
子会社	株式会社 Sky Works（製造）、SkyDrive America, Inc.（米国）
従業員数	220名（2023年10月時点）
資金調達額	150億円超（株式等による累計調達額）

製品紹介

空飛ぶクルマ

クルマのように日常的に利用できるエアモビリティ

- ・自動車以下の騒音レベル
- ・機体が軽いためビルの上などもポートに
- ・電動でシンプルな構造、機体・整備コストが大幅にダウン



物流ドローン

30kgの重量物輸送の省人化・自動化を安全に実現

- ・高低差がある環境でも空を介して自動運搬
- ・人を乗せる機体開発の知見を用いた高い安全性
- ・非着陸で荷下ろし可能なホイス機構を搭載可



SkyDrive式 SD-05型の特長とスペック

騒音

(ヘリコプター比)

1/3 以下

重量

(ヘリコプター比)

1/2 以下

価格

(汎用ヘリコプター比)

1/3 以下

最大搭乗人数	3名 (乗客士1名・乗客2名)
機体サイズ (全長×全幅×全高)	13 m × 13 m × 3 m (ローターを含む)
駆動方式	12基のモーター・ローター
最大離陸重量	約1,400 kg
最大巡航速度	100 km/h (対気速度)
航続距離	約15 km



## これまでの開発機体

創業より、高速のPDCAで機体開発を行っている

	2018.12 SD-01	2019	2019.12 SD-02	2020.08 SD-03	2025年 SKYDRIVE
機体					
取組内容	「空飛ぶクルマ」として、日本初の屋外飛行許可を取得し、飛行試験を実施。	人形（約75kg）を乗せ、屋内で約4分間の飛行試験を実施。	有人試験機SD-02の屋内飛行試験を実施。	1人乗り機体「SD-03」による、日本発の「空飛ぶクルマ」有人飛行試験を世界へ初公開。	2021年10月に国土交通省により型式証明(TC)申請が受理された。大阪・関西万博でお披露目予定。
安全性	—	△	○ 有人飛行可能に	◎ 有人飛行 & 公開可能に	◎ 型式証明申請中
デザイン性	—	—	○	◎	◎

5

2025年大阪・関西万博を皮切りに事業開始を目指す

プレスリリース（2022年9月26日） <https://skydrive2020.com/archives/13866>

## “SD-05” の特徴



## 小型 &amp; 軽量

- 客席 2座席、ゆったり快適
- 短距離運航
- 乗用車と同じくらいの重さ
  - 都市内移動に最適 (⇔ 都市間移動)
  - 最小限の地上設備



## 100% 電動

- 低い整備費（エンジンや複雑な機械部品が無い）
- 高い信頼性、高い稼働率
- 低騒音
- ゼロ・エミッション



## 型式証明取得を目指す

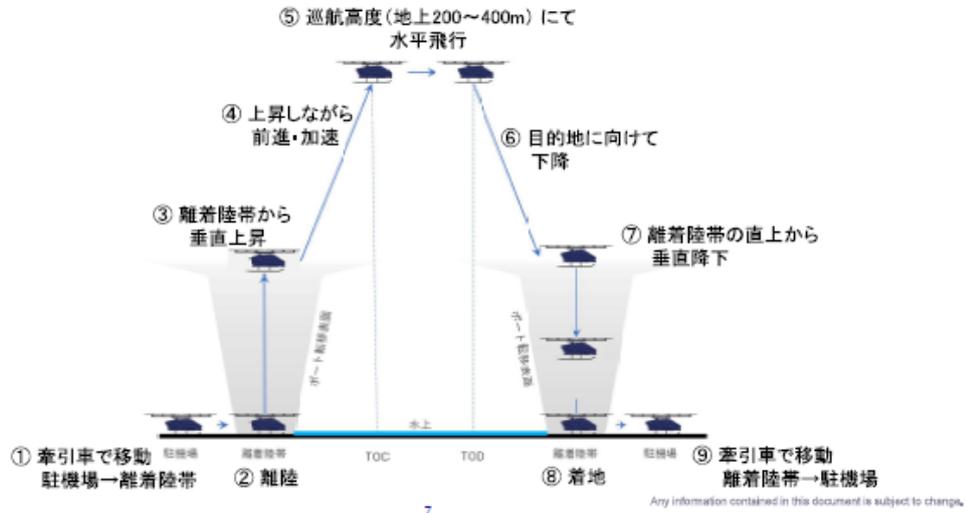
- 日本、米国、世界
- 実現可能なビジネスを提案

Per Conceptual / Preliminary Design

Any information contained in this document is subject to change.  
Copyright SkyDrive Inc. All rights reserved. / Strictly Confidential

6

典型的な運航

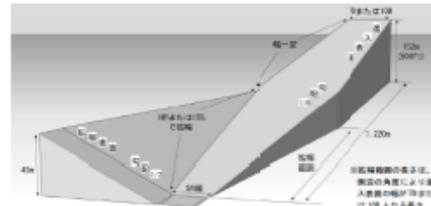


垂直離着陸

2023年9月11日 パブリック・コメント

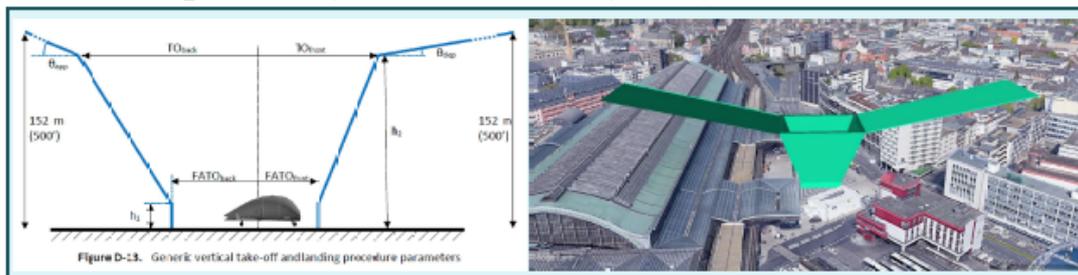
- パーティボート整備指針の制定
- 地方航空局における場外離着陸許可の事務処理基準の一部改正について

勾配: 8分の1 長さ: 1220m



PTS-VPT-DSN.D.485 Reference volume Type1

★EASA PTS-VPT-DSN\_CHAPTER D, Subpart2-OBSTACLE-FREE VOLUME (2022 March)



## 投入要件:事業用操縦士(回・固)+自家用操縦士(回・固)

## SD-05

- ・マルチローター型 ⇒ 回転翼航空機
- ・パイロット資格 ⇒ 飛行基準評価審査会(FSB)にて評価



事業用または自家用の回転翼・固定翼操縦士にSD-05特有の知識・技量を付与



SD-05 型式限定

## FAA-NPRM

## 1. 2022/12/12 Powered-Lift機の技能証明試験案

## Powered-Lift技能証明案

- ① 事業用操縦士 FAA-S-ACS-2
- ② 自家用操縦士 FAA-S-ACS-13
- ③ ATP操縦士 FAA-S-ACS-17
- ④ 計器飛行証明 FAA-S-ACS-3
- ⑤ 飛行教官 FAA-S-ACS-27
- ⑥ IFRを行う飛行教官 FAA-S-ACS-28

## 2. 2023/ 6/14 AAMを含むPowered-Lift機についてSFARの発行を提案

- ・型式限定 ⇒ FSBで個別に評価
- ・商業利用 ⇒ ATP操縦士が必要
- ・飛行教育不足が懸念される  
⇒飛行経歴の代替案  
「メーカーパイロットによる教官訓練」

2022-12-22 NPRM  
Airmen Certification Standards and Practical Test Standards for Airmen; Incorporation by Reference  
FAA-S-ACS-13 Private for Powered-Lift Category Airmen Certification Standards

2023-6-14 Integration of Powered-Lift: Pilot Certification and Operations  
Copyright SkyDrive Inc. All rights reserved. / SkyDrive Confidential

9

# Thank you !



HP/日本語



HP/English



Facebook



YouTube



Inquiry

採用情報はこちら



スカイドライブ 採用

日韓回転翼機ワークショップ



**Konkuk University Prof. Chang-Joo Kim**

## Recent Research Progresses in Rotorcraft Flight Dynamics and Autonomous Flight Control at KKU



2024. 02

Prof. Chang-Joo Kim (Konkuk University, Seoul, Korea)

1

## Recent Research Progresses in Rotorcraft Flight Dynamics and Autonomous Flight Control at KKU

### Part 1: Rotorcraft Flight Dynamics

2024. 02

Prof. Chang-Joo Kim (Konkuk University, Seoul, Korea)

2

1	<b>Flight Dynamic Model (HETLAS)</b>
2	<b>Recent Progress in HETLAS Applications</b>
	Importance and Methodologies of MTE Analysis
	Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques
	Direct Dynamic Simulation Approach to NOCP
3	<b>Summary of Part 1</b>

3

**Objectives of HETLAS**

**HETLAS: Helicopter Trim, Linearization, And Simulation**

Primary Tool for Rotorcraft Design/Development using Following Functions and Applications

**Flight Dynamic Analysis**

- Trim
- Linearization
- Simulation

**Applications for MTE Analysis / FCS Development**

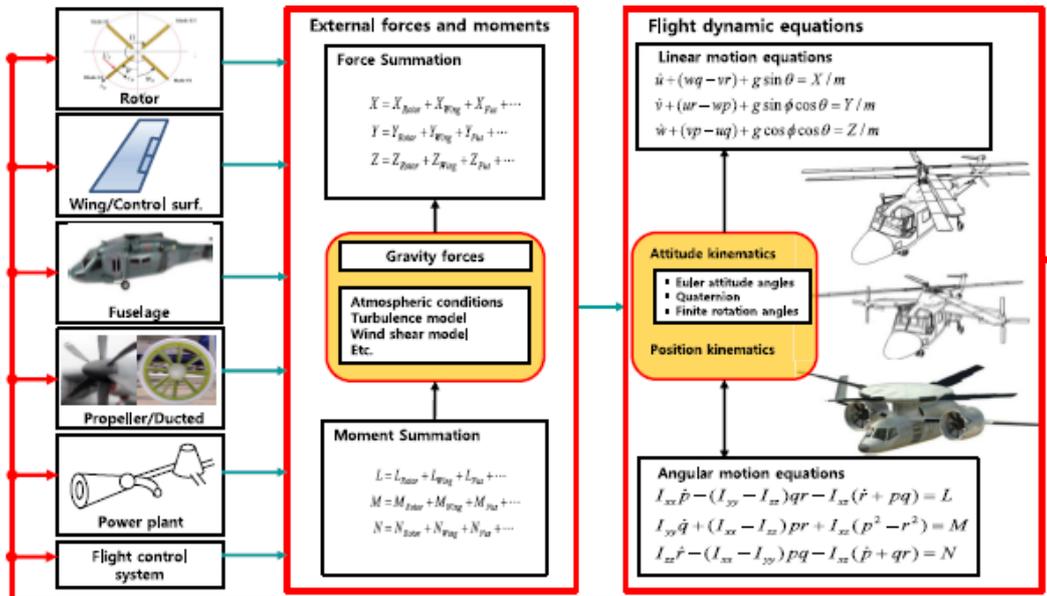
- Inverse Simulation
- Nonlinear Optimal Control Analysis
- Design/Evaluation of Flight Control Laws

**Evolution of Rotorcraft Development**

1 <sup>st</sup> Generation ('45~'60) R-5 / H-21	2 <sup>nd</sup> Gen. ('60~'75) CH-47A, UH-1, CH-53	3 <sup>rd</sup> Gen. ('75~'90) UH-60A, AH-64A	3+ Gen. ('90~'15) V-22, UH-60M, AH-64E, CH-47-I, A/UH-1Y/Z	4 <sup>th</sup> Gen. ('15~'20) RAH-66, CH-53K	5 <sup>th</sup> Gen. ('30~) FVL, MUX, FUAS
					
<ul style="list-style-type: none"> <li>• &lt;100 knots</li> <li>• Reciprocating EG</li> <li>• Mechanical FCS</li> <li>• Wooden Blade</li> <li>• Low Survivability</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• &lt;130 knots</li> <li>• Turboshift EG</li> <li>• Mechanical AFCS</li> <li>• Metal Blade</li> <li>• Passive Survivability</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• &gt;150 knots</li> <li>• Power Increased</li> <li>• Mechanical AFCS</li> <li>• Composite Blade</li> <li>• Active</li> <li>• Crashworthiness</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• &gt;150 knots</li> <li>• High Efficiency</li> <li>• FBW FCS</li> <li>• Composite Blade</li> <li>• Sensor Fusion</li> <li>• Low RF/Noise</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• &gt;170 knots</li> <li>• Extreme Efficiency</li> <li>• Digital FBW FCS</li> <li>• Composite Blade/Structure</li> <li>• Active Crashworthy</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• &gt;200 knots</li> <li>• Long End./Range</li> <li>• Ind. Blade Control</li> <li>• Compounding</li> <li>• Adaptive FCS</li> <li>• Autonomous FCS</li> </ul>

4

Modeling Concept: Component-Based / Physical-Law-Based Approach



5

Generalized Rotor Model

**Unified Rotor Models**

<b>Dynamics</b>	<b>Aerodynamics</b>
Rotor or Propeller	Blade element method Dynamic inflow

Diversity in Rotor Configurations is reflected in selecting Requirements for Rotor Model

**Rotor-components modeling requirements**

- Any configurations of the rotor/propeller can be handled.
- Flapping and lagging motions are independently adopted (Ex. No dynamics: ABC rotor blade)
- Interference among rotors using empirical data.
- Both Pitch controls and RPM control are selectable.
- Number of blades and airfoils is not limited.
- Input data of each blade are received from external files
- Various inflow models
- High-fidelity rotor modeling techniques
- General rotor orientations
- General directions of rotor rotation (CW, CCW)

	Rotor Type	Dynamics	Control	Location	Orientation
<b>Rotor</b>	<b>Propeller</b>	No dynamics	collective or RPM	Front (Pull) or Rear (Pusher)	90 deg FWD tilt
	Conventional main rotor	Flap / Lag / RPM	Collective 2 cyclic pitches	Top/center	Vertical (reference) Small FWD tilt
	Conventional tail rotor	Flap / RPM (MR dependent)	collective	Rear	±90 deg sideward tilt with small cant angle
	Gimbal/Teetering main rotor	Flap Gimbal	Collective 2 cyclic pitches	Top/center	Vertical (reference) Small FWD tilt
	Gimbal/Teetering tail rotor	Flap Gimbal	Collective	Rear	±90 deg sideward tilt with small cant angle
	ABC (Advanced Blade Concept)	No dynamics	Collective 2 cyclic pitches	Top/center	Vertical Small FWD tilt
	Ducted	No dynamics	Collective (thrust vectoring)	Design dependent	Design dependent

6

**Generalized Wing Model (for Rotorcrafts with Lift Compounding)**

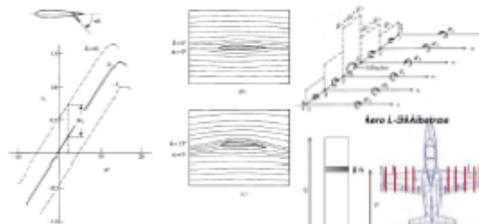
**Unified Wing Models**

Wing + Control Surface	
Strip Theory	Lifting Line Theory
Airfoil aerodynamic data Table Lookup	Biot-Savart Law
	Lift Increment Estimation

Diversity in Wing Configurations is reflected in selecting Requirements for Wing Model

**Wing-components modelling requirements**

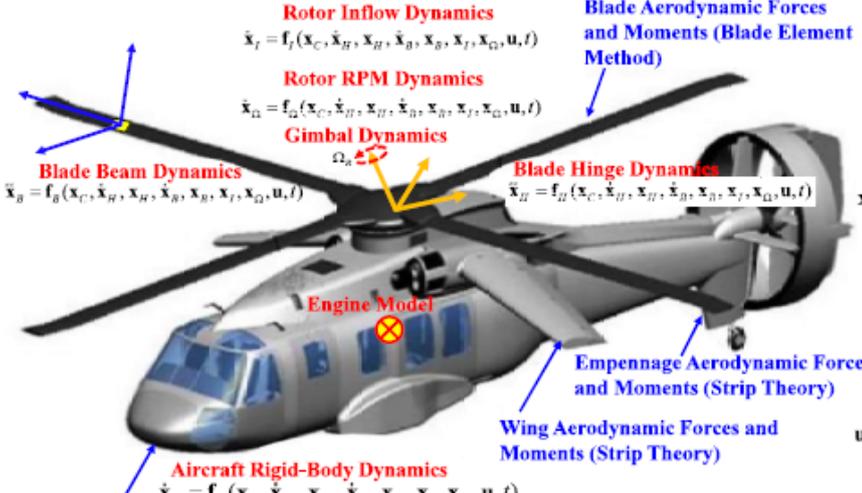
- Orientation of each wing can be defined with respect to the reference starboard main wing
- Many control surfaces can be allocated to the wing, some of which have the right or reversed deflection angles
- Airfoil can have the conventional orientation or the reversed one



Wing Type	Control surfaces	Location	Orientation
Conventional main wing (starboard)	Aileron / flap (2 control surfaces)	Fuselage center	Horizontal with dihedral, sweep, and twist distribution along the span
Conventional main wing (port)	Aileron (reversely coupled) Flap (rightly coupled)	Fuselage center	Symmetric in x-z plane with respect to starboard side main wing
Conventional horizontal stabilizer	Elevator (1 control surfaces, independent)	Rear fuselage	Same as the starboard main wing but airfoil may be upside down orientation with specified attachment angle
Conventional vertical stabilizer	Rudder (1 control surfaces, independent)	Rear fuselage	±90 deg upward tilt from the reference airfoil may be upside down orientation with specified attachment angle
Wing with end plate	As specified	As specified	As specified
Others	As specified	As specified	As specified

7

**Composition of Future Flight Dynamic Model (including Elastic Beam Model)**



**Rotor Inflow Dynamics**  
 $\dot{\mathbf{x}}_I = \mathbf{f}_I(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Rotor RPM Dynamics**  
 $\dot{\mathbf{x}}_\Omega = \mathbf{f}_\Omega(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Gimbal Dynamics**  
 $\dot{\mathbf{x}}_B = \mathbf{f}_B(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Blade Beam Dynamics**  
 $\dot{\mathbf{x}}_B = \mathbf{f}_B(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Engine Model**  
 $\dot{\mathbf{x}}_C = \mathbf{f}_C(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Aircraft Rigid-Body Dynamics**  
 $\dot{\mathbf{x}}_C = \mathbf{f}_C(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Fuselage Aerodynamic Forces and Moments (Tabulated Aerodynamic Coefficients)**  
 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$   
 $\mathbf{x} = (\mathbf{x}_C^T, \dot{\mathbf{x}}_H^T, \mathbf{x}_H^T, \dot{\mathbf{x}}_B^T, \mathbf{x}_B^T, \mathbf{x}_I^T, \mathbf{x}_\Omega^T)$

**Blade Aerodynamic Forces and Moments (Blade Element Method)**

**Blade Hinge Dynamics**  
 $\dot{\mathbf{x}}_H = \mathbf{f}_H(\mathbf{x}_C, \dot{\mathbf{x}}_H, \mathbf{x}_H, \dot{\mathbf{x}}_B, \mathbf{x}_B, \mathbf{x}_I, \mathbf{x}_\Omega, \mathbf{u}, t)$

**Wing Aerodynamic Forces and Moments (Strip Theory)**

**Empennage Aerodynamic Forces and Moments (Strip Theory)**

$\mathbf{x}_C = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}$ 
 $\mathbf{x}_H = \begin{pmatrix} \beta \\ \zeta \end{pmatrix}$ 
 $\mathbf{x}_B = \begin{pmatrix} u_B \\ \theta_B \end{pmatrix}$ 
 $\mathbf{x}_I = \begin{pmatrix} v_I \\ \chi_I \end{pmatrix}$ 
 $\mathbf{x}_\Omega = \Omega$

$\mathbf{u}_B = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix}$ 
 $\mathbf{v}_I = \begin{pmatrix} v_{iC} \\ v_{iIS} \end{pmatrix}$ 
 $\mathbf{x}_I = \begin{pmatrix} \chi_0 \\ \chi_{iC} \\ \chi_{iIS} \\ \kappa_w \end{pmatrix}$

8

## Trim Analysis Model (for Rotorcrafts with Lift Compounding)

### Trim Flight Category ( for Trim Kinematical Equations )

- Rectilinear Flight : hover, vertical flight, side and rearward flight, forward flight with sideslip and climb angle
- Turning Flight : coordinated/uncoordinated turn with flight path angle (Helical Turn)
- Auto-rotational Descent
- Bank-zero Trim (for Pilot's Attributes)
- Pull-up (instantaneous)
- Push-over (instantaneous)

### Trim Methodology

- Harmonic Balance Method
- Periodic-Trimming Algorithm (PTA)
- Partial Periodic Trim Algorithm (PPTA)

### Trim Equation (NAEs) Solvers

- Standard Newton Methods
- Quasi-Newton Methods
  - ✓ Broyden's good method
  - ✓ Broyden's bad method
  - ✓ Greensradt's 1<sup>st</sup> and 2<sup>nd</sup> method
  - ✓ Thomas optimal method
  - ✓ Martinez's column-updating method
  - ✓ Etc.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k - \mathbf{B}_k^{-1} \mathbf{f}(\mathbf{x}_k), \quad \mathbf{B}_k \approx \mathbf{J}(\mathbf{x}_k) = \frac{d\mathbf{f}(\mathbf{x}_k)}{d\mathbf{x}}$$

9

## Linearization Analysis Model (Rotorcrafts with Lift Compounding)

### Numerical Jacobean approximation using the Finite Difference Formula

Motion equations  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$       Trim solution  $\mathbf{f}_{trim} = \mathbf{f}_{trim}(\mathbf{x}_T, \mathbf{u}_T) = \mathbf{0}$

Derivation of Linear Model @ Trim Conditions  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$

$$\nabla_{x_j} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \frac{\mathbf{f}(x_1, \dots, x_j + \Delta x_j, \dots, x_n, \mathbf{u}) - \mathbf{f}(x_1, \dots, x_j - \Delta x_j, \dots, x_n, \mathbf{u})}{2\Delta x_j}, \quad \mathbf{x}, \mathbf{f} \in \mathbb{R}^n, \quad \mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$$

$$\nabla_{\mathbf{x}} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = (\nabla_{x_1} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \dots, \nabla_{x_n} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})) = \mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times n}$$

$$\nabla_{\mathbf{u}} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = (\nabla_{u_1} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \dots, \nabla_{u_m} \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})) = \mathbf{B} \in \mathbb{R}^{n \times m}$$

### Reduced Order Model : Low-Order Equivalent (LOE) Model

Truncation method by ignoring the inter-axis coupling

$$\begin{pmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12} \\ \mathbf{A}_{21} & \mathbf{A}_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \mathbf{B}_{11} & \mathbf{B}_{12} \\ \mathbf{B}_{21} & \mathbf{B}_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{u}_1 \\ \mathbf{u}_2 \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{pmatrix} \cong \begin{pmatrix} \mathbf{A}_{11} & 0 \\ 0 & \mathbf{A}_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \mathbf{B}_{11} & 0 \\ 0 & \mathbf{B}_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{u}_1 \\ \mathbf{u}_2 \end{pmatrix}$$

Residualization (time-scale separation) method

$$\begin{pmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12} \\ \mathbf{A}_{21} & \mathbf{A}_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \mathbf{B}_1 \\ \mathbf{B}_2 \end{pmatrix} \mathbf{u}$$

$$\rightarrow \dot{\mathbf{x}}_1 = \{ \mathbf{A}_{11} - \mathbf{A}_{12}(\mathbf{A}_{22})^{-1}\mathbf{A}_{21} \} \mathbf{x}_1 + \{ \mathbf{B}_1 - \mathbf{A}_{12}(\mathbf{A}_{22})^{-1}\mathbf{B}_2 \} \mathbf{u}$$

$\mathbf{x}_1 = \mathbf{x}_R$   
 $\mathbf{x}_2 = (\mathbf{x}_F, \mathbf{x}_L, \mathbf{x}_J, \mathbf{x}_Q)^T$

→ Residualization method is better suit for rotorcrafts due to high inter-axis coupling

10

## Simulation Analysis Model for Rotorcrafts with Lift Compounding

### Standard Explicit Time Integrator

- RTAM-3 : 3rd order **Real-Time** Adams-Moulton integrator
- RK-4 : 4th order Runge-Kutta time integrator
- RKF-45 : 5th order Runge-Kutta time integrator with step size control

### Standard Implicit Time Integrator

- Crank-Nicolson Algorithm : 2<sup>nd</sup> Order
- Backward Difference Method : 3<sup>rd</sup>/ 4<sup>th</sup> Order Algorithm

### Pseudo Spectral (PS) Time Integrator coupled with Piccard Method

Motion equations  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t), \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0$

Nonlinear Algebraic Equations (NAEs)

$$0 = \mathbf{x}_0 + \frac{h}{2} \sum_{k=0}^{k=N} I_{jk} \mathbf{f}_k - \mathbf{x}_j \quad (j = 1, 2, \dots, N) \leftarrow \mathbf{x}_j = \mathbf{x}_0 + \frac{h}{2} \sum_{k=0}^{k=N} I_{jk} \mathbf{f}_k$$

Applications of Piccard Fixed Point Iterative Method

$$\mathbf{x}_j^{(iter+1)} = \mathbf{x}_0 + \frac{h}{2} \sum_{k=0}^{k=N} I_{jk} \mathbf{f}_k^{(iter)} \leftarrow \mathbf{f}_k^{(iter)} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k^{(iter)}, t_k)$$

11

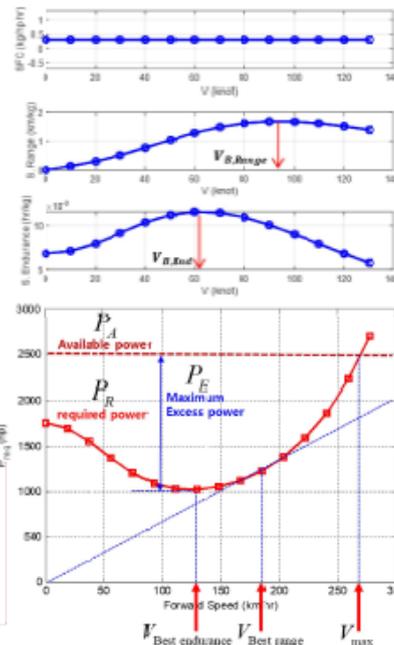
## Point Performance (Fuel Independent) Analysis Model

- **Hovering & Vertical Flight Performance**
  - OGE Hovering Limits @MCP, TOP
  - IGE Hovering Limits @MCP, TOP
  - Max. Vertical Climb Rate @MCP, TOP
- **Forward Flight Performance**
  - Max. Climb Rate @MCP
  - OEI Service Ceiling @MCP
  - Max. Cruise Speed @ MCP
  - Never Exceed Speed Limits Vne
  - Flight Envelope
  - Max. Load Factor
  - Service Ceiling (max. RoC < 100 ft/min)
  - Absolute Ceiling (max. RoC = 0 ft/min)

**Engine Power** MCP: Maximum Continuous Power  
TOP: Take-Off Power

**Engine Failure** AEO: All Engine Inoperative  
OEI : One Engine Inoperative

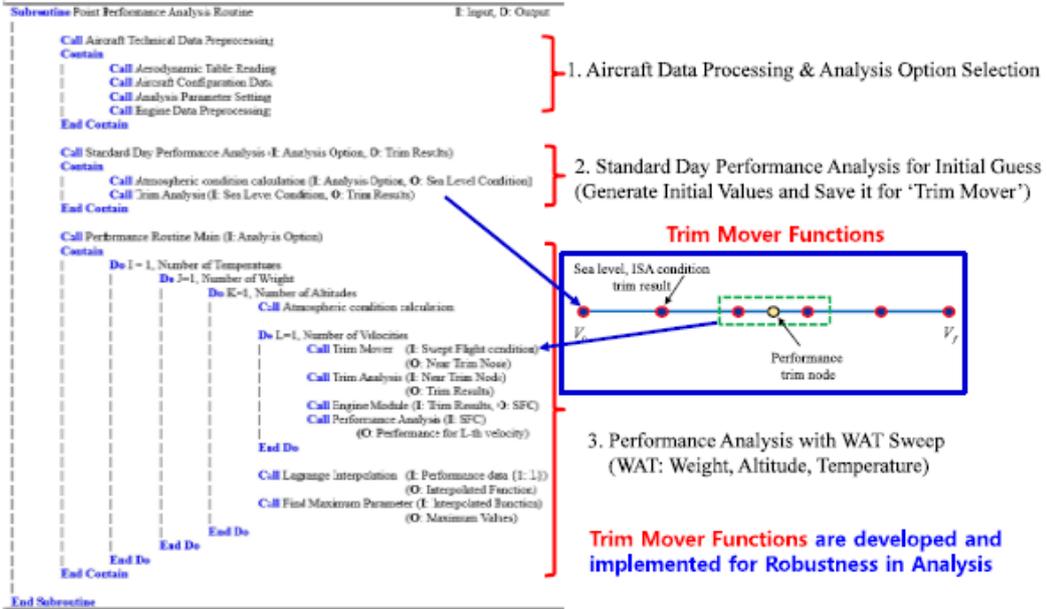
**Ground Effect** IGE : In-Ground Effect  
OGE: Out-of-Ground Effect



12

## Point Performance (Fuel Independent) Analysis Model

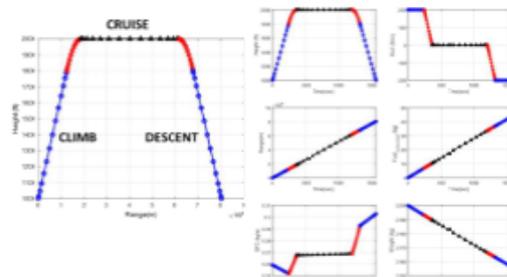
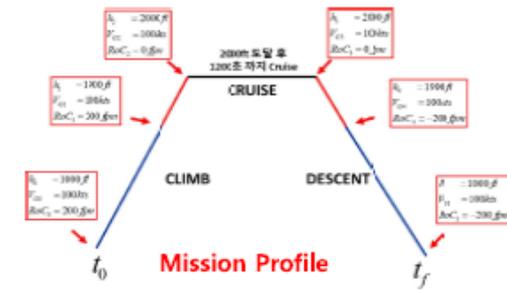
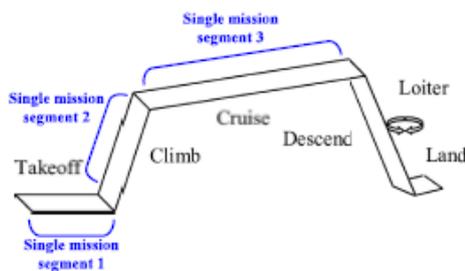
### Computer-Model Procedures for Point Performance Analysis



## Mission Performance (Fuel Dependent) Analysis Model: Mission Segments

- Range
- Endurance
- Payload-Range Performance
- Payload-Endurance Performance
- Max. range with zero payload

### Mission Profile (Example)



14 Mission Performance Analysis Results

## Mission Performance (Fuel Dependent) Analysis Model: Mission Segments

- Definition of Mission Segments using Way-point Data

$$\left\{ \left( t_j, h_j, V_{G,j}, V_{ROC,j} \right) \right\}_{j=0}^{j=N_{wp}} \quad \text{Data for height, ground speed, and rate of climb}$$

- Trajectory Generation using spline interpolation of  $h, V_G, V_{ROC}$

- Time integration along the generated trajectory to get converged solutions of coupled mission-performance equations using PS-integrator

$$\begin{aligned} \frac{dm}{dt} &= -SFC \times P \\ \frac{dh}{dt} &= V_{RoC} \\ \frac{dR}{dt} &= |V_G| \end{aligned} \quad \rightarrow \quad \begin{aligned} m(t) &= m(t_0) - \int_{t_0}^{t_f} (SFC \times P) dt \\ h(t) &= h(t_0) + \int_{t_0}^{t_f} V_{RoC} dt \\ R(t) &= R(t_0) + \int_{t_0}^{t_f} |V_G| dt \end{aligned}$$

## Mission Performance (Fuel Dependent) Analysis Model: Mission Segments

- Computer-Model Procedures of Mission Performance Analysis

```

Subroutine Mission Performance Analysis Routine
    I: Input, O: Output

    Call Aircraft Technical Data Preprocessing
    Contains
        Call Aerodynamic Table Loading
        Call Aircraft Configuration Data
        Call Analysis Parameter Setting
        Call Engine Data Preprocessing
    End Contains

    Call Mission Segment Definition (I: Number of Segment)
    (O: Mission Segment (I: Number of Segment))

    Do I=1, Number of Segment
        If I=1, Then Weight Initialization
            Else Initialize with previous segment's final state

        Call Gaussian Quadrature Waypoint Generator (I: Mission Segment (I))
        (O: Waypoints for Mission Segment (I))

        Call Linear Interpolation (I: Velocity, Height, Ground Speed and Fuel Mode)
        (O: Waypoint Information for Mission Segment (I))

        Do R=0, Number of Waypoint in Segment
            Call Engine Performance Calculation (I: Time Results, SFC)
            (O: Derivatives of Weight, Height, Range for I-th Waypoint)
        End Do

        Call Pseudo Spectral Integrator (I: Derivatives of weight, height, range (Segment)
        (O: Updated weight, height, range for all WP))

        Do R=2, Number of Waypoint in Segment
            Error = Error - 1, assume weight, rate of climb, velocity different
        End Do

        If Error < Tolerance Then Stop Current Segment Analysis, Go to Next Segment
    End Do

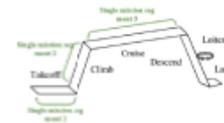
End Subroutine
    
```

Performance Analysis for Entire Mission Profiles

- Aircraft Data Processing & Analysis Option Selection

- Define Mission Profiles and Divide into Segments

- Mission Segment Generation for Actual Analysis



$$\phi_j(\tau) = \frac{E_{TOT}(\tau)}{(t - \tau_j) E_{TOT}(\tau_j)}$$

- Performance Analysis for i-th Segment

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(\tau) &\approx \sum_{k=0}^N \phi_k(\tau) \mathbf{x}(\tau_k) \\ \mathbf{x}_j^{i+1} &= \mathbf{x}_j^i + \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{k=1}^N f_{j,k}^i f_k^i \\ \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), t) &\approx \sum_{k=1}^N \phi_k(\tau) \mathbf{f}(\mathbf{x}_k, t_k) \quad \mathbf{f}_j^i = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k^i) \\ \mathbf{x} &= [W_f \quad h \quad R]^T \end{aligned}$$

Iterative Pseudo-Spectral Integrator

## Validation Examples

### Validation of HETLAS: Example Rotorcrafts

Reference Helicopter



V&V: Comparison with Flight Test  
 Criteria: 1) FAA AC-120-63  
 2) GENHEL (Sikorsky 社)  
 3) Boeing

Bo-105

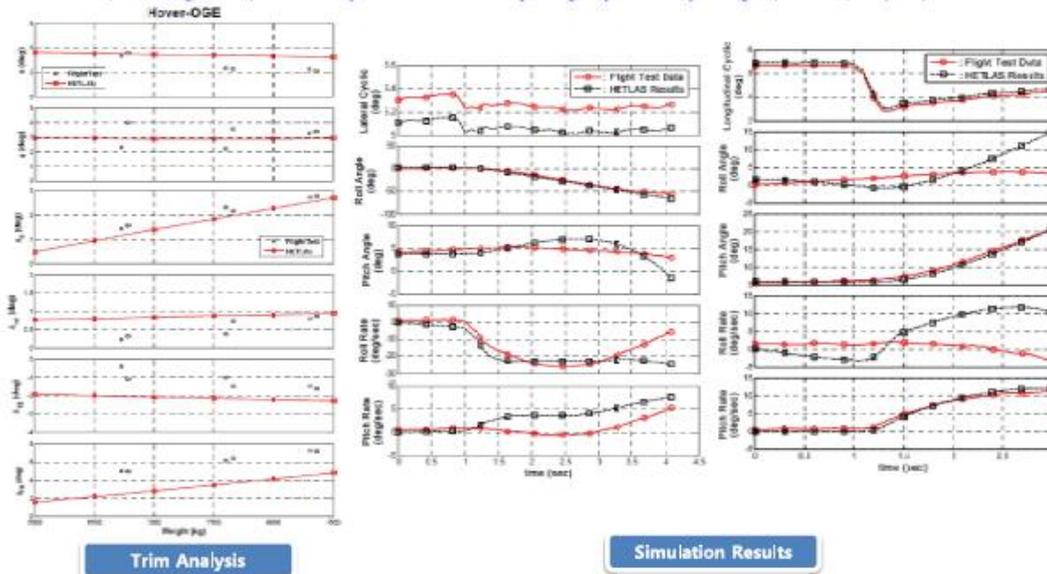


V&V: Using Ref. (Flight test/Analysis)  
 Criteria: FAA AC-120-63  
 Ref.: 1) AGARD GARTEUR Report  
 2) Published Papers

17

## Comparison of Trim and Control Response for Reference Helicopter

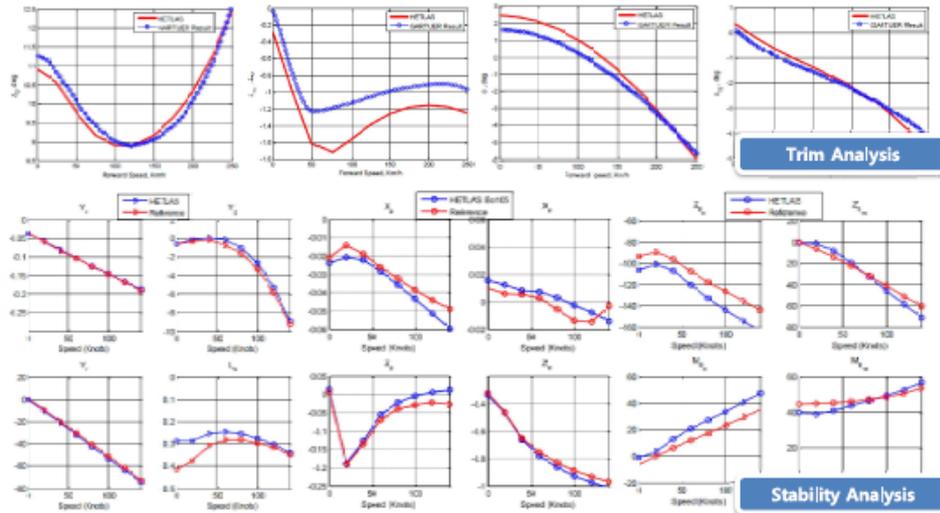
C.-J. Kim, C.-D. Yang, C. Kim, Model-Fidelity Validation of the Helicopter Flight Dynamic Analysis Program, HETLAS, 213 (2019) 210–213.



18

## Comparison of Trim Results for Bo-105

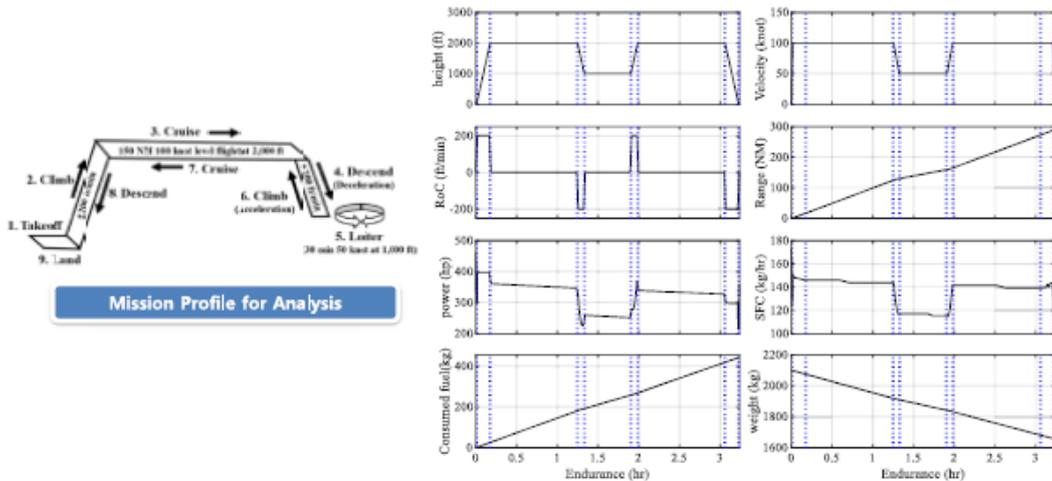
C.-J. Kim, K.-C. Shin, C. Yang, I.-J. Cho, C.-D. and Yun, Y.-H., Kim, C.-J., Shin, K.-C., Yang, I.-J. Cho, Interface features of flight dynamic analysis program, HETLAS, for the development of helicopter FBW system, in: 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, 2012: pp. 12–15.



10

## Comparison of Mission-Performance Analysis Results for Bo-105

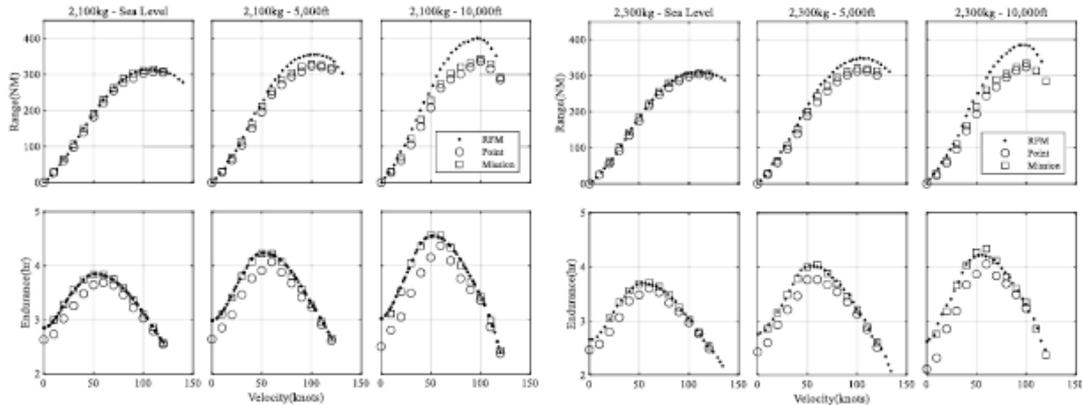
J. An, Y.-S. Choi, I.-R. Lee, M. Lim, and C.-J. Kim, "Performance Analysis of a Conceptual Urban Air Mobility Configuration Using High-Fidelity Rotorcraft Flight Dynamic Model," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Jul. 2023, doi: 10.1007/s42405-023-00610-7.



20

## Comparison of Mission-Performance Analysis Results for Bo-105

J. An, Y.-S. Choi, I.-R. Lee, M. Lim, and C.-J. Kim, "Performance Analysis of a Conceptual Urban Air Mobility Configuration Using High-Fidelity Rotorcraft Flight Dynamic Model," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Jul. 2023, doi: 10.1007/s42405-023-00610-7.



Endurance and Range Prediction

## Validation of Bo-105 Model based on AC 120-63 - Helicopter Simulator Qualification

Table. AC 120 63 – Tolerance of trimmed flight control position and handling qualities.

Test	Tolerance	Comment
Level flight Performance and Trimmed Flight Control Position	Torque : $\pm 3.0\%$ Pitch Attitude : $\pm 3.0^\circ$ Control Position : $\pm 5.0\%$	Forward Flight, Level (C, D)
Longitudinal Handling Qualities : Control Response	Pitch Rate : $\pm 5.0\%$ or $\pm 2.0^\circ/\text{sec}$ Pitch Attitude Change : $\pm 10.0\%$ or $\pm 1.5^\circ$	Collective & Longitudinal, Level (B, C, D)
Lateral Handling Qualities : Control Response	Roll Rate : $\pm 10.0\%$ or $\pm 3.0^\circ/\text{sec}$ Roll Attitude Change : $\pm 10.0\%$ or $\pm 3.0^\circ$	Level (B, C, D)
Directional Handling Qualities : Control Response	Yaw Rate : $\pm 10.0\%$ or $\pm 2.0^\circ/\text{sec}$ Yaw Attitude Change : $\pm 10.0\%$ or $\pm 2.0^\circ$	Level (B, C, D)

## Validation of Bo-105 Model based on AC 120-63 - Helicopter Simulator Qualification

[Bo-105 Data from :Padfield, Gareth D, Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modelling, John Wiley & Sons, 2008]

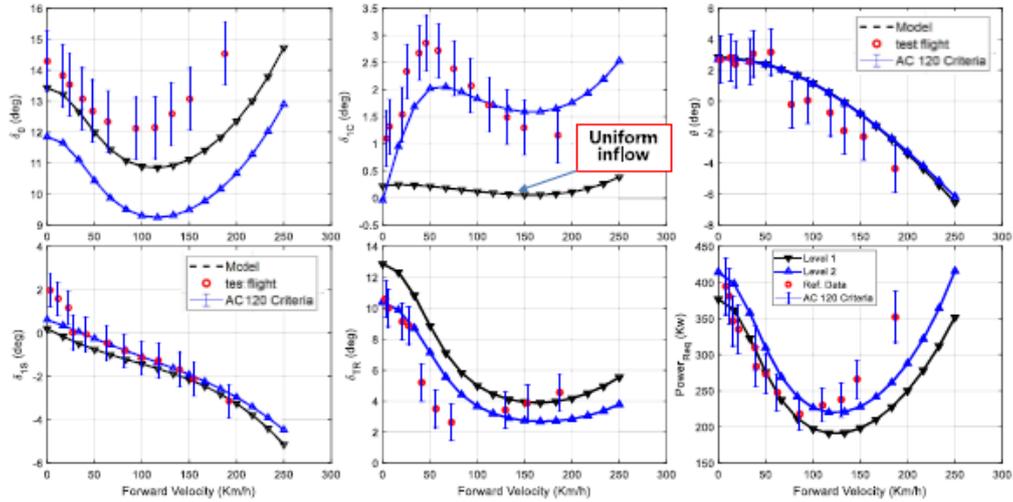


Fig. Forward flight trim result of BO-105 dynamic model

## Validation of Bo-105 Model based on AC 120-63 - Helicopter Simulator Qualification

[Bo-105 Data from :Padfield, Gareth D, Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modelling, John Wiley & Sons, 2008]

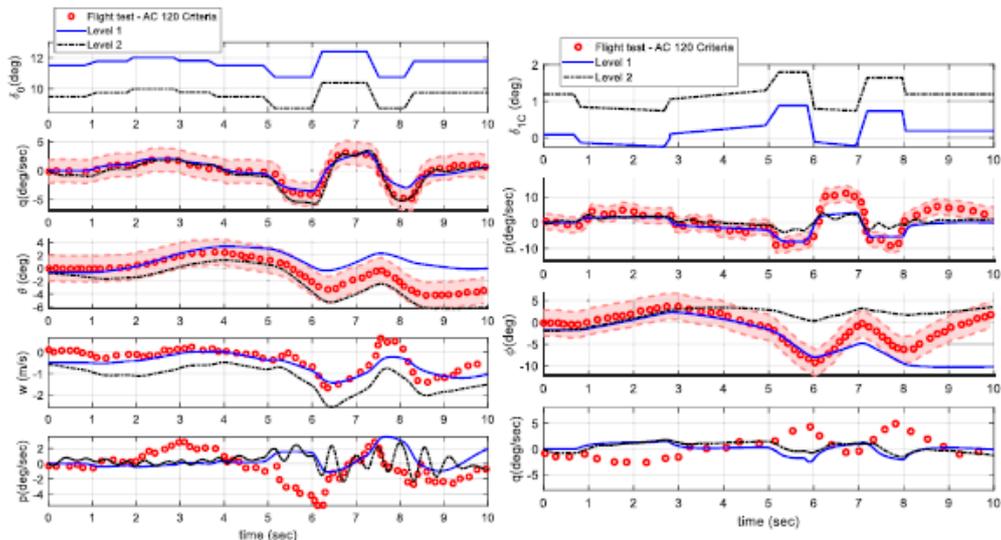


Fig. 80knot – collective input 3211 response

Fig. 80knot – Lateral input 3211 response

## Validation of Bo-105 Model based on AC 120-63 - Helicopter Simulator Qualification

[Bo-105 Data from :Padfield, Gareth D, Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modelling, John Wiley & Sons, 2008]

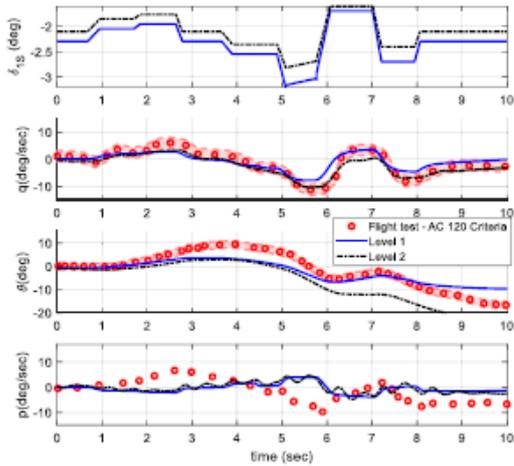


Fig. 80knot – Longitudinal input 3211 response

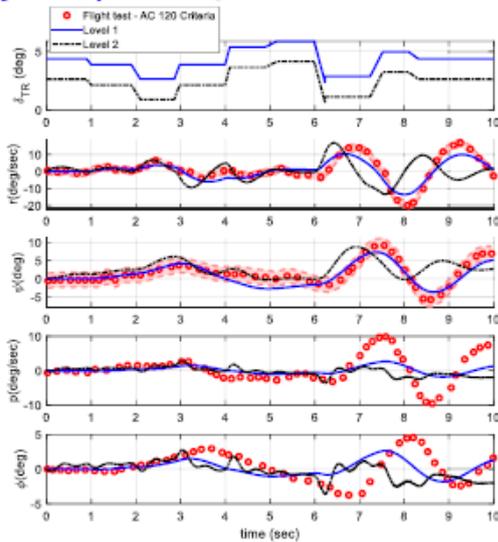
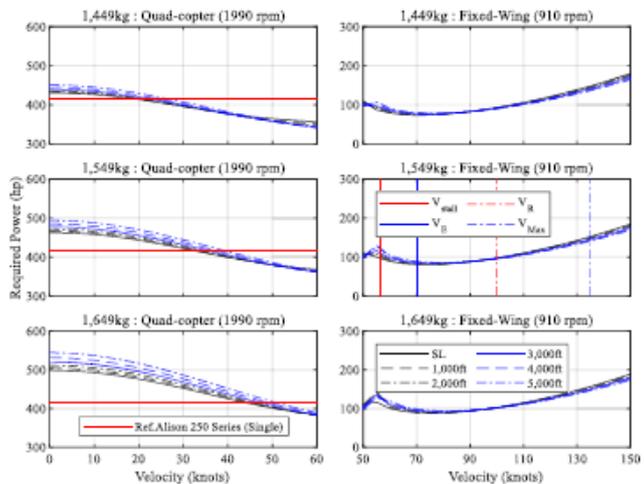


Fig. 80knot – tail collective input 3211 response

25

## Application to KP-1 UAM (Urban Air Mobility) Model

J. An, Y.-S. Choi, I.-R. Lee, M. Lim, and C.-J. Kim, "Performance Analysis of a Conceptual Urban Air Mobility Configuration Using High-Fidelity Rotorcraft Flight Dynamic Model," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Jul. 2023, doi: 10.1007/s42405-023-00610-7.



26

1	Flight Dynamic Model (HETLAS)
2	Recent Progress in HETLAS Applications
	Importance and Methodologies of MTE Analysis
	Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques
	Direct Dynamic Simulation Approach to NOCP
3	Summary of Part 1

Definition and Verification Methods of Mission-Task-Elements

- MTEs provide a basis for an overall assessment of the rotorcraft's ability to perform certain critical tasks.
- One mission requires many of different flight tasks (MTEs)
- Mission success highly depends on the rotorcraft's performance for each MTEs
- ADS-33E-PRF defines 23 MTEs for Rotorcraft Handling Qualities Requirements

ADS-33E-PRF : Table XIV. Requirements/verification matrix

PARAGRAPH NO.	REQUIREMENT	VERIFICATION METHOD/EVENT				
		S F R	P D R	C D R	F F R	S V R
3.3	Hover and Low Speed					
3.3.1	Equilibrium Characteristics		A	A	A	F
3.3.2	Small-Amplitude Pitch (Roll) Attitude	A	A	A	A	F
3.11	Mission-Task-Elements			S	S	F

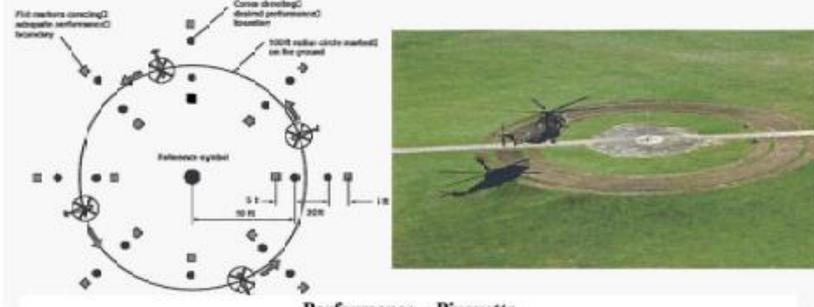
Methods of Verification:

- A – Analysis
- S – Piloted Simulation
- F – Flight Test
- T – Testing, miscellaneous

Events:

- SFR – System Functional Review
- PDR – Preliminary Design Review
- CDR – Critical Design Review
- FFR – First Flight Readiness Review
- SVR – System Verification Review

## Example MTE: Pirouette in Test Guide for ADS-33E-PRF



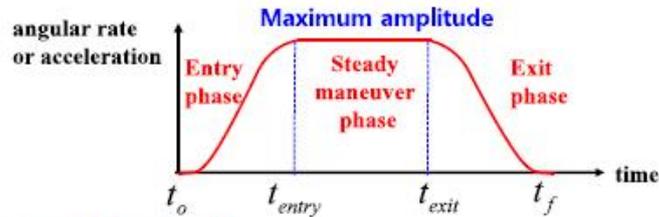
Performance - Pirouette

**DESIRED PERFORMANCE**

- Maintain a selected reference point on the rotorcraft within  $\pm X$  ft of the circumference of the circle.
- Maintain altitude within  $\pm X$  ft:
- Maintain heading so that the nose of the rotorcraft points at the center of the circle within  $\pm X$  deg:
- Complete the circle and arrive back over the starting point within:
- Achieve a stabilized hover (within desired hover reference point) within X seconds after returning to the starting point.
- Maintain the stabilized hover for X sec

	GVE	DVE
10 ft	10 ft	10 ft
3 ft	3 ft	4 ft
10 deg	10 deg	10 deg
45 sec	45 sec	60 sec
5 sec	5 sec	10 sec
5 sec	5 sec	5 sec

## Maneuver Phases in MTEs and Rotorcraft Maneuverability/Agility



- **Maneuver Aggressiveness** is defined by entry/exit times and the maximum amplitude

$$\Delta t_{entry} = t_{entry} - t_o \quad \dot{\phi}_{max}, \dot{\theta}_{max}, \dot{\psi}_{max}$$

$$\Delta t_{exit} = t_f - t_{exit} \quad a_{max}$$

- **Maneuverability** is evaluated with **Agility**, which is defined with both
  - **Maneuver Aggressiveness** and **Maneuver Precision**
- **Maneuverability** is directly affected by the quantitative Handling-Qualities requirements which are defined in Para. 3.3~3.10 in ADS-33E PRF

Thus, MTE Analysis allows both direct evaluation of Rotorcraft maneuverability and indirect evaluation of quantitative (objective) requirements of ADS-33E PRF

## Two General Approaches: Inverse Simulation / Nonlinear Optimal Control Analysis

### (1) Inverse Simulation Approach

- Requires Accurate Prescription of Trajectory for a Specific MTE
- Only Applicable to Aircraft Maneuvers in Normal Operating States (no Engine Failure)
- Most of Available Algorithms suffer from Numerical Stability Problems
- You can refer to following papers for Historical Overview and Theoretical Details

[1] Thomson, D.G., and Bradley, R., "Inverse simulation as a tool for flight dynamics research—Principles and applications," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, 2006, pp. 174–210.

[2] Lu, L., Murray-Smith, D.J., and Thomson, D.G., "Issues of numerical accuracy and stability in inverse simulation," *Simulation Modelling Practice and Theory*, Vol. 16, 2008, pp. 1350–1364.

[3] Thomson, Douglas G.; Bradley, Roy, "Mathematical Definition of Helicopter Maneuvers," *Journal of the American Helicopter Society*, Volume 42, Number 4, 1 October 1997, pp. 307-309.

[4] R. Celi, "Optimization-Based Inverse Simulation of a Helicopter Slalom Maneuver," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 2, 2000, pp. 289-297

[5] Giulio Avanzini, Guido de Matteis, and Luciano M. de Socio. "Two-Timescale-Integration Method for Inverse Simulation", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 3 (1999), pp. 395-401.

[6] R.A. Hess, C. Gao, S.H. Wang, "A generalized technique for inverse simulation applied to aircraft manoeuvres," *J. Guidance, Control Dynamics* 14 (1991) 920–926.

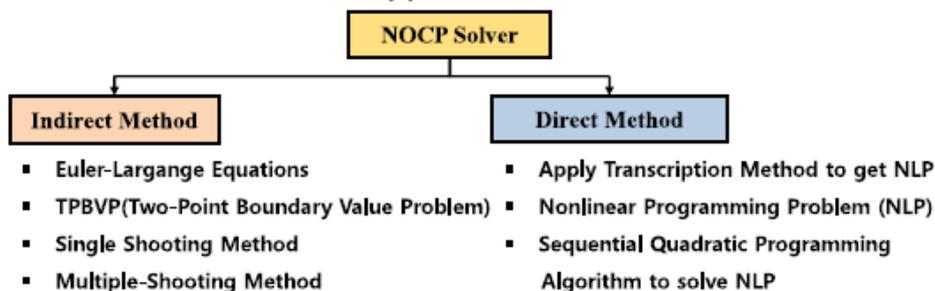
[7] Murray-Smith, D.J., "The inverse simulation approach: a focused review of methods and applications," *Mathematics and Computers in Simulation*, Vol. 53, 2000, pp. 239–247.

31

## Two General Approaches: Inverse Simulation / Nonlinear Optimal Control Analysis

### (2) Nonlinear Optimal Control Theory (NOCP: Nonlinear Optimal Control Problem)

- Adopt Trajectory Tracking Control Law when Trajectory is prescribed
- Applicable to Rotorcraft Maneuvers under Failures such as Engine Malfunction
- Extremely High Computing Time is required
- No methods are available at Present time for applications using Rotorcraft Math Models with Rotor and Inflow Dynamics due to Large KKT (Karush-Kuhn-Tucker) System in Direct Methods and the extremely poor robustness with Indirect Methods



32

1 Flight Dynamic Model (HETLAS)

2 Recent Progress in HETLAS Applications

Importance and Methodologies of MTE Analysis

Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques

Direct Dynamic Simulation Approach to NOCP

3 Summary of Part 1

33

Recent Research on Rotorcraft Inverse Simulation Techniques at KKKU: PIST & KEIST

2019. Chang-Joo Kim, Do Hyeon Lee, and Sung Wook Hur, "Efficient and Robust Inverse Simulation Techniques Using Pseudo-Spectral Integrator with Applications to Rotorcraft Aggressive Maneuver Analyses," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, March 2019.

2020 Chang-Joo Kim, Seong Han Lee, and Sung Wook Hur, "Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques with Applications to Rotorcraft Aggressive-Maneuver Analyses," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, March 2020.

Problem Definition of General Inverse Simulation Problem to Find Control

Motion equations

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{f} / m - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} \quad \mathbf{v} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\phi} = \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}, \quad \mathbf{r} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \{ \mathbf{m} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}) \}$$

Prescribed Trajectory: Typically by Position Vector and Heading Angle

$$\mathbf{p} = (\mathbf{r}^p, \psi^p) \quad \mathbf{J} = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{f} = \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix}, \quad \mathbf{m} = \begin{pmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{pmatrix}$$

Inverse Simulation Problem: Find Flight Control to track the Prescribed Path

34

**Kinematically Exact Motion Equations for Inverse Simulation in Inertial Frame**

Using angular kinematics and navigation equations, we can get new form of motion equations

$$\begin{aligned} \omega &= T\dot{\phi} & \dot{\omega} &= \dot{T}\dot{\phi} + T\ddot{\phi} & \ddot{\mathbf{r}} &= C^{-1} \{ \mathbf{f} / m - (T\dot{\phi}) \times (C\dot{\mathbf{r}}) - C\ddot{\mathbf{r}} \} \\ \mathbf{v} &= C\dot{\mathbf{r}} & \dot{\mathbf{v}} &= \dot{C}\dot{\mathbf{r}} + C\ddot{\mathbf{r}} & \ddot{\phi} &= T^{-1} [ \mathbf{J}^{-1} \{ \mathbf{m} - (T\dot{\phi}) \times (\mathbf{J}T\dot{\phi}) \} - \dot{T}\dot{\phi} ] \end{aligned}$$

Using the prescribed trajectory information  $(\mathbf{r}^p, \dot{\mathbf{r}}^p, \ddot{\mathbf{r}}^p, \psi^p, \dot{\psi}^p, \ddot{\psi}^p)$

We can get kinematically exact motion equations in DAE (Differential-Algebraic-Equation) form

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \bar{\mathbf{m}}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) \in R^2 & & : \text{Two Ordinary differential equations} \\ 0 &= \bar{\mathbf{f}}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) - \ddot{\mathbf{r}}^p \in R^3 & & : \text{Nonlinear algebraic equations} \quad \text{where } \mathbf{x} = \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \end{pmatrix} \quad \mathbf{u} = \begin{pmatrix} \delta_0 \\ \delta_{1C} \\ \delta_{1C} \\ \delta_{TR} \end{pmatrix} \\ 0 &= \bar{m}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) - \ddot{\psi}^p \in R & & : \text{Nonlinear algebraic equations} \end{aligned}$$

Control Equations from 2<sup>nd</sup> and 3<sup>rd</sup> equations represents a Index 1 DAE system

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial \bar{\mathbf{f}}}{\partial \mathbf{u}} \\ \frac{\partial \bar{m}}{\partial \mathbf{u}} \end{pmatrix} \dot{\mathbf{u}} = - \begin{pmatrix} \frac{\partial \bar{\mathbf{f}}}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}} + \frac{\partial \bar{\mathbf{f}}}{\partial \dot{\mathbf{x}}} \dot{\mathbf{m}} + \frac{\partial \bar{\mathbf{f}}}{\partial t} - \ddot{\mathbf{r}}^p \\ \frac{\partial \bar{m}}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}} + \frac{\partial \bar{m}}{\partial \dot{\mathbf{x}}} \dot{\mathbf{m}} + \frac{\partial \bar{m}}{\partial t} - \ddot{\psi}^p \end{pmatrix} \quad \text{since the leading matrix is nonsingular in general rotorcraft flight dynamics}$$

**Solution using Pseudo-spectral (PS) time integrator and Quasi-Newton Method**

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \bar{\mathbf{m}}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) \in R^2 & & : \text{Ordinary differential equations (ODEs)} \\ 0 &= \bar{\mathbf{f}}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) - \ddot{\mathbf{r}}^p \in R^3 & & : \text{Nonlinear algebraic equations (NAEs)} \\ 0 &= \bar{m}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) - \ddot{\psi}^p \in R & & : \text{Nonlinear algebraic equations (NAEs)} \end{aligned}$$

Direct Application of PS time integrator to 2<sup>nd</sup> order ODEs with Piccard Method

$$\dot{\mathbf{x}}_j^{(iter+1)} = \dot{\mathbf{x}}_0 + \frac{t_j - t_0}{2} \sum_{k=0}^{k=N} I_{jk} \bar{\mathbf{m}}_k^{(iter)} \quad , \quad (j=1, 2, \dots, N)$$

$$\mathbf{x}_j^{(iter+1)} = \mathbf{x}_0 + \frac{t_j - t_0}{2} \sum_{k=0}^{k=N} I_{jk} \dot{\mathbf{x}}_k^{(iter)}$$

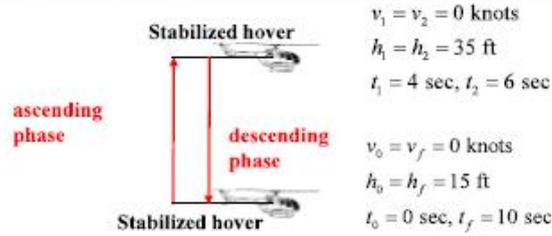
Quasi-Newton Method for NAEs

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{1,j} &= \bar{\mathbf{f}}_j - \ddot{\mathbf{r}}_j^p = 0 \\ \mathbf{g}_{2,j} &= \bar{m}_j - \ddot{\psi}_j^p = 0 \end{aligned}$$

To find unknowns  $\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \end{pmatrix} \quad \mathbf{u} = \begin{pmatrix} \delta_0 \\ \delta_{1C} \\ \delta_{1C} \\ \delta_{TR} \end{pmatrix}$

You can refer to Reference 2020 for a detailed implementation in computer model.

## Application to Bop-up MTE

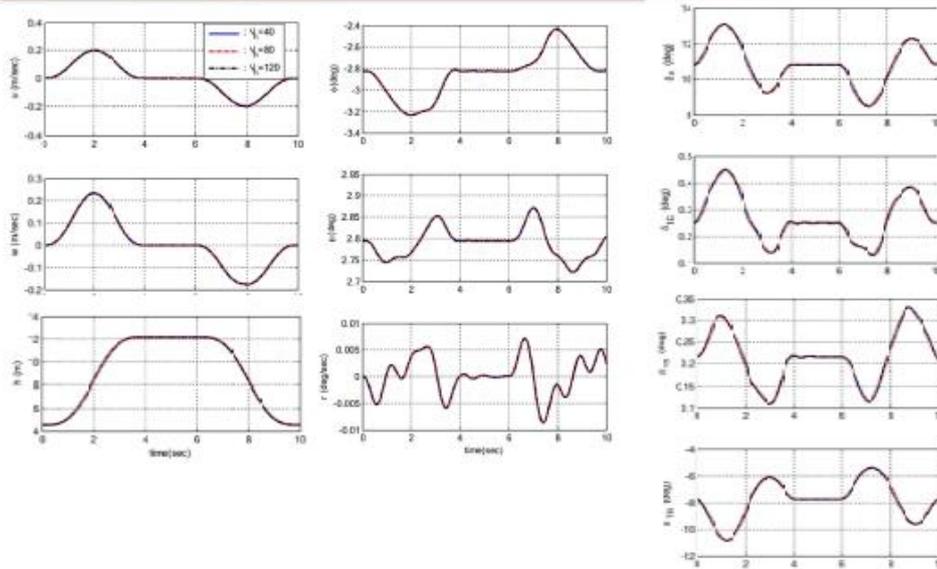


Case	N	N <sub>h</sub>	Δt <sub>avg</sub> (s)	CPU time (Intel i7)/t <sub>avg</sub>	
				KEIST formulation	Conventional formulation
1	4	20	0.1250	Failed at first segment	
2	4	40	0.0625	203/8.6	223/10.7
3	4	60	0.0417	141/7.7	170/9.8
4	4	80	0.0313	147/7.4	183/8.1
5	4	100	0.0250	155/6.5	201/8.1
6	4	120	0.0208	136/7.2	211/7.7

**N** = number of quadrature points  
**N<sub>h</sub>** = number of time horizon segments

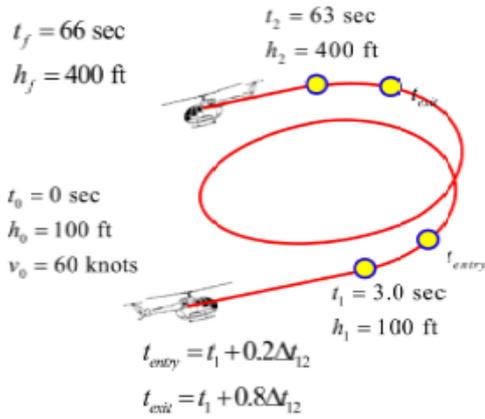
87

## Application to Bop-up MTE



88

## Application to Helical Turn MTE

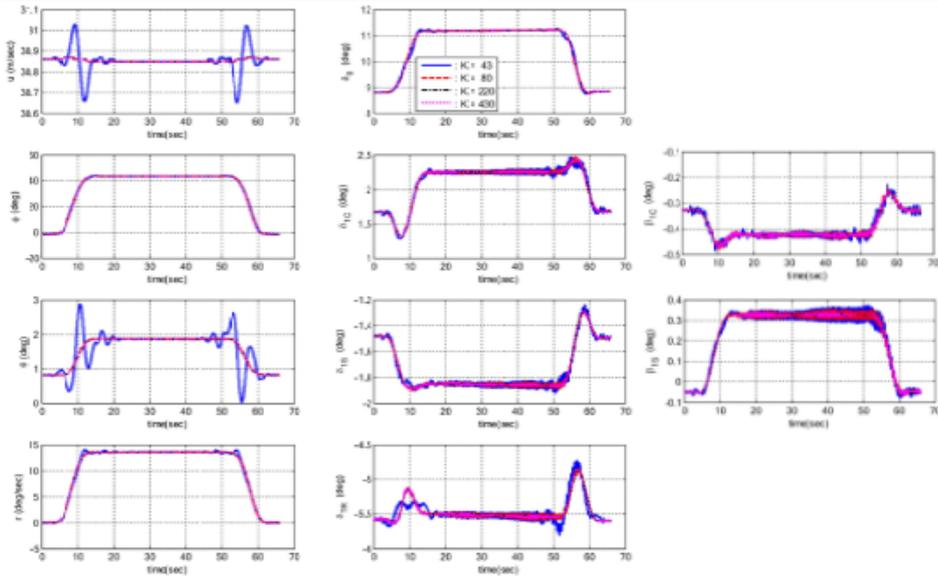


**K = number of waypoint data**

Case	$K_0$	$K_{entry}$	$K_{steady}$	$K_{exit}$	$K_f$	$K = K_{total}$
1	5	4	25	4	5	43
2	5	10	50	10	5	80
3	5	30	150	30	5	220
4	5	60	300	60	5	430

39

## Application to Helical Turn MTE



40

**1 Flight Dynamic Model (HETLAS)**

**2 Recent Progress in HETLAS Applications**

Importance and Methodologies of MTE Analysis

Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques

Direct Dynamic Simulation Approach to NOCP

**3 Summary of Part 1**

**Publications on Nonlinear Optimal Control Approaches to Rotorcraft MTE Analysis**

- [1] CJ Kim, J Lee, YH Byun, and YH Yu, "Nonlinear Optimal Control Analysis of Helicopter Maneuver Problems Using the Indirect Method," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2008.
- [2] Chang-Joo Kim, Sang Kyung Sung, Soo Hyung Park, Sung-Nam Jung and Kwanjung Yee, "Selection of Rotorcraft Models for Application to Optimal Control Problems," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 31, No. 5, September–October 2008
- [3] Chang-Joo Kim, Chang-Deok Yang, Seung-Ho Kim, and Changjeon Hwang, "The Analysis of Helicopter Maneuvering Flight Using the Indirect Method - Part II. Applicability of High Fidelity Helicopter Models," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* 36(1), 2008
- [4] Chang-Joo Kim, Chang-Deok Yang, Seung-Ho Kim, and Changjeon Hwang, "Analysis of Helicopter Maneuvering Flight Using the Indirect Method - Part I. Optimal Control Formulation and Numerical Methods," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* January 2008.
- [5] Min-Jae Kim, Ji-Seung Hong, and Chang-Joo Kim, "Finding Optimal Controls for Helicopter Maneuvers Using the Direct Multiple-Shooting Method," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, March 2010.
- [6] Chang-Joo Kim, Sangkyung Sung, Soo Hyung Park, et al., "Numerical Time-Scale Separation for Rotorcraft Nonlinear Optimal Control Analyses," *Journal of Guidance Control and Dynamics*. 2014, Vol.37, No.2, p.658.
- [7] Kim C-J, Sung SK, "A comparative study of transcription techniques for nonlinear optimal control problems using a pseudo-spectral method," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.16, No.2, pp264–277, 2015
- [8] Jun-young An, Chang-Joo Kim, Sungwook Hur, and Seong han Lee, "Category A Takeoff and Landing Trajectory Optimization for Transport Category Rotorcraft Certification," *Journal of Institute of Control Robotics and Systems*, December 2019
- [9] Yong Hyeon Nam, Chang-Joo Kim, Seong Han Lee, and Yi Young Kwak, "Direct Dynamic-Simulation Approach to Trajectory Optimization for Rotorcraft Category-A Maneuver Procedures," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.22, pp.648–662, November 2021

## Nonlinear Optimal Control Problem (NOCP)

$$\min_{\mathbf{x}, \mathbf{u}} J(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) = \phi(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} f_{obj}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt$$

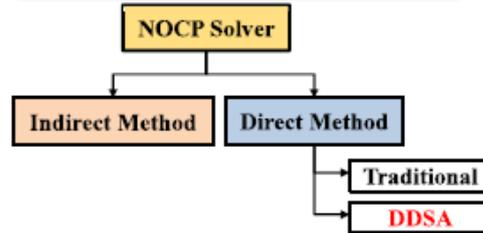
subject to  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}) = 0$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}) \leq 0$$

- $J$  : total cost function
- $\phi$  : cost function for Initial and final conditions
- $f_{obj}$  : integral cost function
- $t_0$  : initial time
- $t_f$  : final time
- $\mathbf{h}$  : equality constraint function
- $\mathbf{g}$  : inequality constraint function
- $\mathbf{x}$  : system states
- $\mathbf{u}$  : system control
- $\mathbf{f}$  : system forcing function

## Two Typical Methods for NOCP Solution



[Remark] Direct Method typically has much higher robustness than Indirect Method

## Typical Procedures in Direct Method

**NOCP**

$$\min J(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) = \phi(\mathbf{x}_0, t_0, \mathbf{x}_f, t_f) + \int_{t_0}^{t_f} f_{obj}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) dt$$

s.t.  $\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad t \in [t_0, t_f], \quad \mathbf{x} \in R^n, \quad \mathbf{u} \in R^m$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}_0, t_0, \mathbf{x}_f, t_f) = 0, \quad \mathbf{h} \in R^k$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \leq 0, \quad t \in [t_0, t_f], \quad \mathbf{g} \in R^l$$

**Transcription of NOCP**  
 Parametrization of both Controls & States  
 (Pseudo Spectral Method Using LGL Points)

**NLP Solving Algorithm for KKT (Karush-Kuhn-Tucker) System**  
 Sequential Quadratic Programming  
 SQP

**NLP**

$$\min f(\mathbf{x}) \quad \mathbf{x} \in R^n$$

s.t.  $h_j(\mathbf{x}) = 0 \quad \text{for } j \in E = \{1, 2, \dots, m\}$

$$g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \quad \text{for } j \in I = \{1, 2, \dots, p\}$$

The transcription (Discretization) intends to convert NOCP into NLP (Nonlinear Programming Problem) by applying time integrator over all computational time nodes like

$$J = \phi(\mathbf{x}_0, t_0, \mathbf{x}_f, t_f) + \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{j=0}^{j=N} w_j f_{obj}(\mathbf{x}_j, \mathbf{u}_j, t_j)$$

$$\mathbf{x}_j = \mathbf{x}_0 + \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{j=0}^{j=N} I_{jk} \mathbf{f}(\mathbf{x}_j, \mathbf{u}_j, t_j)$$

Thus, the system dynamics are converted into equality constraints at NLP. In addition, the NLP solver must compute unknowns design variables consisting of system states and controls at all time nodes.

$$\{\mathbf{x}_j, \mathbf{u}_j\}_{j=0}^{j=N}$$

Conventional direct methods suffer from serious curse of dimensionality when using a high-fidelity rotorcraft math model due to

- Rotor dynamics ( even for flap and lead-lag dynamics in rigid-blade models
- Inflow dynamics

Since the discretization of these dynamics typically require over 36 time nodes per one rotor revolution to obtain accurate time integrations of dynamical equations. Thus, the size of KKT systems is dramatically increased as the time horizon of NOCP is increased

Two Baseline concepts in developing DDSA

- (1) The system states are uniquely determined by the control inputs. Thus, the states are possibly excluded from the design variables in NLP during the transcription process. In addition, the system dynamics are simply satisfied using an accurate time integrator
- (2) Computational efficiency can be enhanced through the control parametrization using Hermit spline interpolation.

Thus, the KKT system can be derived only for system controls, which can dramatically reduced the number of both design variables and constraint functions.

Comparison of Pseudo-Spectral transcription methods : Traditional method vs DDSA

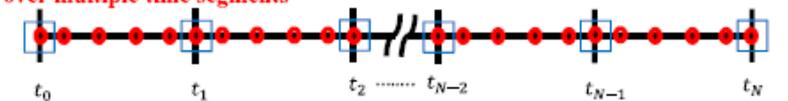
Traditional method over a single time segment



Design Variables  $x_D = \{(x_j, u_j)\}_{j=0}^{j=N}$

$x_0$	$x_1$	$x_2$	$x_3$	.....	$x_{N-2}$	$x_{N-1}$	$x_N$
$u_0$	$u_1$	$u_2$	$u_3$	.....	$u_{N-2}$	$u_{N-1}$	$u_N$

DDSA over multiple time segments



Design Variables  $x_D = \{u_j\}_{j=0}^{j=N}$

$x_0$	$u_{0,1}$	$u_{0,2}$	$u_{0,3}$	$u_{0,4}$	$u_{1,1}$	$u_{1,2}$	$u_{1,3}$	$u_{1,4}$	$u_{2,1}$	.....	$u_{N-2,1}$	$u_{N-2,2}$	$u_{N-2,3}$	$u_{N-2,4}$	$u_{N-1,1}$	$u_{N-1,2}$	$u_{N-1,3}$	$u_{N-1,4}$	$u_N$
$x_1$																			$x_N$

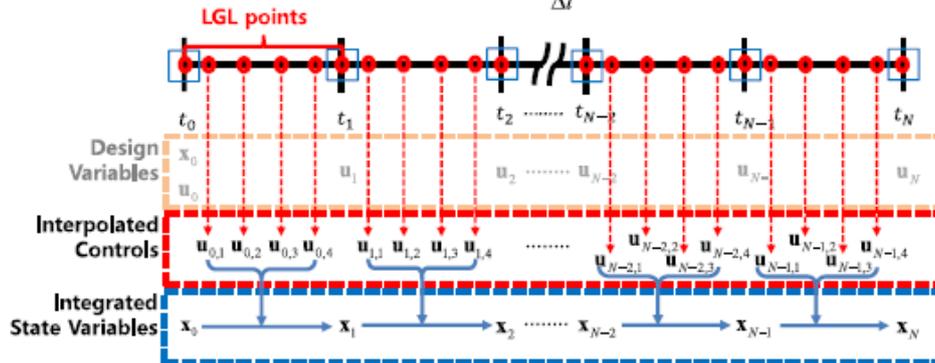
## Control Interpolation using Hermit Spline Interpolation for DDSA

Interpolation of control inputs over  $t \in [t_j, t_{j+1}]$

$$\mathbf{u}(\tau) = \sum_{l=0}^{l=L} (\Delta t_j)^l \{ \alpha_l(\tau) \mathbf{u}_j^{(l)} + \beta_l(\tau) \mathbf{u}_{j+1}^{(l)} \}$$

$$\begin{aligned} \alpha_k^{(j)}(0) = \delta_{jk} \quad \alpha_k^{(j)}(1) = 0 \\ \beta_k^{(j)}(0) = 0, \quad \beta_k^{(j)}(1) = \delta_{jk} \end{aligned} \quad \text{with } \delta_{jk} = \begin{cases} 1 & (j=k) \\ 0 & (j \neq k) \end{cases}$$

$$\tau = \frac{t-t_j}{\Delta t} \in [0,1], \quad \Delta t_j = t_{j+1} - t_j$$



You can refer to Reference 2021[9] for a detailed implementation in computer model.

47

## Comparison of Computational Efficiency for Simple Problem : Traditional method vs DDSA

NOCP: Soft lunar landing of a spacecraft

$$\begin{aligned} \min \quad & J = \int_0^{t_f} u dt \\ \text{s.t.} \quad & \dot{x}_1 = x_2, \\ & \dot{x}_2 = -1.5 + u \\ & x_1(0) = 10, x_2(0) = -2 \\ & x_1(t_f) = 0, x_2(t_f) = 0 \\ & 0 \leq u \leq 3 \end{aligned}$$

Exact solution

$$u = \begin{cases} 0 & t < t_s^* \\ 3 & t_s^* < t \end{cases} \quad \left( t_s^* = \frac{t_f}{2} + \frac{v_0}{3} \right)$$

### Computational Nodes

	PS Method	DDSA
Computational Nodes	-	4
Collocation Nodes	76	26
Size of the KKT system	536	234

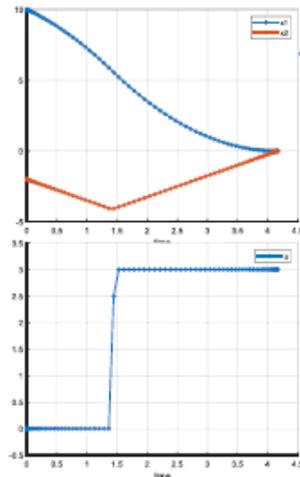
Ratio of KKT System Sizes: 2.29

48

# KU Direct Dynamic Simulation Approach (DDSA) to NOCP

## Comparison of Computational Efficiency for Simple Problem : Traditional method vs DDSA

### Pseudo Spectral Method

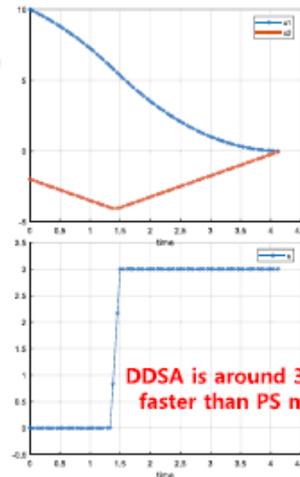


### Termination Condition

$\epsilon_{KKT} : 0.1E-5$   
 $\epsilon_{constraint} : 0.1E-9$

Cost Function: 0.8246E+1  
 CPU Time : 601.0 [sec]

### Direct Dynamic Simulation Approach



DDSA is around 30 times faster than PS method

Cost Function: 0.8246E+1  
 CPU Time : 22.0 [sec]

49

# KU Direct Dynamic Simulation Approach (DDSA) to NOCP

## Applications of DDSA using Point-Mass Model

### Motion equations

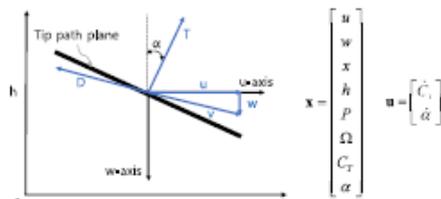


Fig. Rotorcraft point mass model.

- Motion equation & RPM dynamics
 
$$m\dot{u} = C_T \rho (\pi R^2) (\Omega R)^2 \sin \alpha - \frac{1}{2} \rho f_d u \sqrt{u^2 + w^2}$$

$$m\dot{w} = mg - C_T \rho (\pi R^2) (\Omega R)^2 \cos \alpha - \frac{1}{2} \rho f_w w \sqrt{u^2 + w^2}$$

$$I_x \Omega \dot{\Omega} = P_e - \frac{1}{\eta} \rho (\pi R^2) (\Omega R)^3 C_r$$
- Kinematics
 
$$\dot{x} = u$$

$$\dot{h} = -w$$
- Control equation
 
$$C_r = u_c$$

$$\dot{\alpha} = \omega_c$$
- Power supply model
 
$$\dot{P}_{rot} = -\frac{1}{\tau_p} P_e$$

$$\begin{cases} \dot{P}_{rot} = 0 & (t \leq \text{Pilot Delay}) \\ \dot{P}_{rot} = -\frac{1}{\tau_p} (P_{rot\_ref} - P_{rot}) & (t > \text{Pilot Delay}) \end{cases}$$

$$P_{rot\_ref} = \min\{P_{rot\_ref} - G(\Omega - \Omega_{ref}), P_{rot}\}$$

### Model parameter

parameter	OH-58A	UH-60
Image		
Engine model	Single engine	Twin engines
$I_x$ (equivalent flat plate area)	1.2077m <sup>2</sup>	2.7871 m <sup>2</sup>
m (helicopter mass)	1360.8 kg	7484.27 kg
R (main rotor radius)	5.3736 m	8.1777 m
$\sigma$ (solidity)	0.048	0.0821
$C_{d0}$ (drag coef.)	0.0087	0.012
a (lift curve)	5.73	5.73
$I_R$ (main rotor MOI)	911.10 kg.m <sup>2</sup>	9572.07 kg.m <sup>2</sup>
$H_R$ (main rotor height)	2.0 m	5.13 m
$\Omega_0$ (ref. rotor RPM)	353 RPM	257.1 RPM
g (gravity coef.)	9.836 kg.m/s <sup>2</sup>	9.836 kg.m/s <sup>2</sup>
$P_{ref}$ (ref. power)	354hp	-
$P_{OEL}$ (OEL power)	-	1656hp
$\tau_p$ (time const.)	1.3	1.5

[Ref : Harris, Michael J., "Analytical Determination of a Helicopter Height Velocity Diagram" (2018). *Theses and Dissertations*. 1770.]  
 [Ref. : Robert T.N. Chen, Yiyuan Zhao, "Optimal Trajectories for the Helicopter in One-Engine-Inoperative Terminal Area Operation," NASA/TM-96-110400, 1996]

## Applications of DDSA using Point-Mass Model

### Autorotational Landing Problem : NOCP Problem to minimize Touchdown speed

**- Objective function**

$$J = q_{\mu} w_f + \frac{1}{2} Q_{\mu} w_f^2 + \frac{1}{2} Q_{\alpha} u_f^2$$

where  $q_{\mu} = 40, Q_{\mu} = 80, Q_{\alpha} = 80$

**- Initial/final constraints**

$$\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}_{start}$$

$$h_f = 0$$

$$0 \text{ m/s} \leq u_f \leq 7.3152 \text{ m/s}$$

$$0 \text{ m/s} \leq w_f \leq 0.9144 \text{ m/s}$$

$$-10.0 \text{ deg} \leq \alpha_f \leq 3.65 \text{ deg}$$

**- Global inequality constraint**

$$w \leq 9.144 \text{ m/s}$$

$$0 \text{ m} \leq h$$

$$0 \leq C_T \leq 0.15\sigma$$

$$-30 \text{ deg} \leq \alpha \leq 30 \text{ deg}$$

$$-25\sigma \text{ deg/sec} \leq \dot{C}_T \leq 25\sigma \text{ deg/sec}$$

$$-16 \text{ deg/sec} \leq \dot{\alpha} \leq 16 \text{ deg/sec}$$

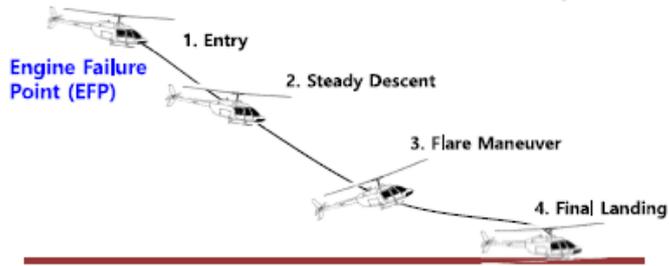


Fig. 7 Trajectory of autorotation procedure.

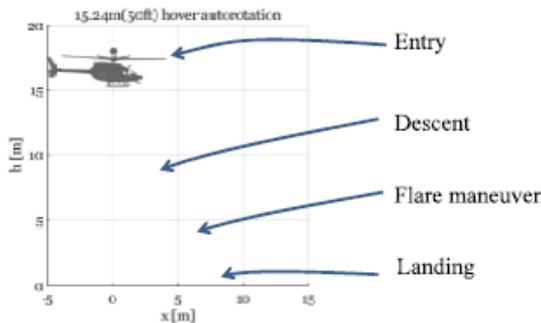
**Aim of each phase**

1. Entry : Recover 100% RPM while Stabilizing the aircraft
2. Steady Descent : increase the translation kinetic energy as much as possible.
3. Flare maneuver : reduce the speed and sink rate by increasing the collective pitch and by tilting rotor disc backward
4. Final landing : safe landing while keeping the attitude suitable for landing

[Ref. : Edward N. Bacheider, Bimal L.Aponso, "An Autorotation Flight Director for Helicopter Training," the American Helicopter Society 59th Annual Forum proceedings, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003.]

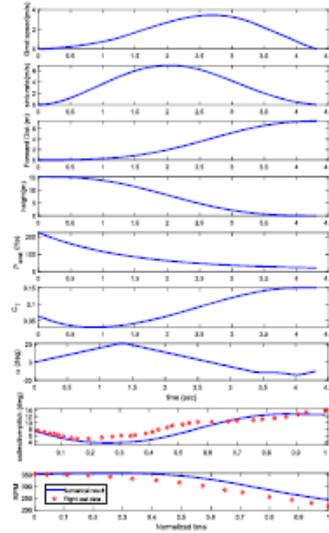
## Applications of DDSA using Point-Mass Model

### Autorotational Landing Problem : OH-58A, at low altitude hover point



**Comparison of numerical results with flight test data.**

	Numerical result	Flight test data
Gross weight	1360.777 kg	1382.55 kg
Wind condition	0 knots	<3 knots
Flight time	4.3107 sec	8.1 sec
Max. sink rate	6.8796 m/s	6.096 m/s
Vertical Speed at T.D	0 m/s	0 m/s
Rotor RPM at T.D	242RPM	217 RPM
Min. Collective pitch	3.7665 deg	5.05 deg
Collective pitch at T.D	12.5375 deg	14.8 deg
Computation time	18.60 sec	-



[Ref. of flight test data: L. W. Dooley and R. D. Yeary, "Flight Test Evaluation of the High Inertia Rotor System," Technical report, U.S. Army Research and Technology Laboratories (AVRADCOM), 1979]

## Applications of DDSA using Point-Mass Model

### Rejected Take-Off (RTO) Procedure after One Engine Failure [Bo-105 Flight Manual]

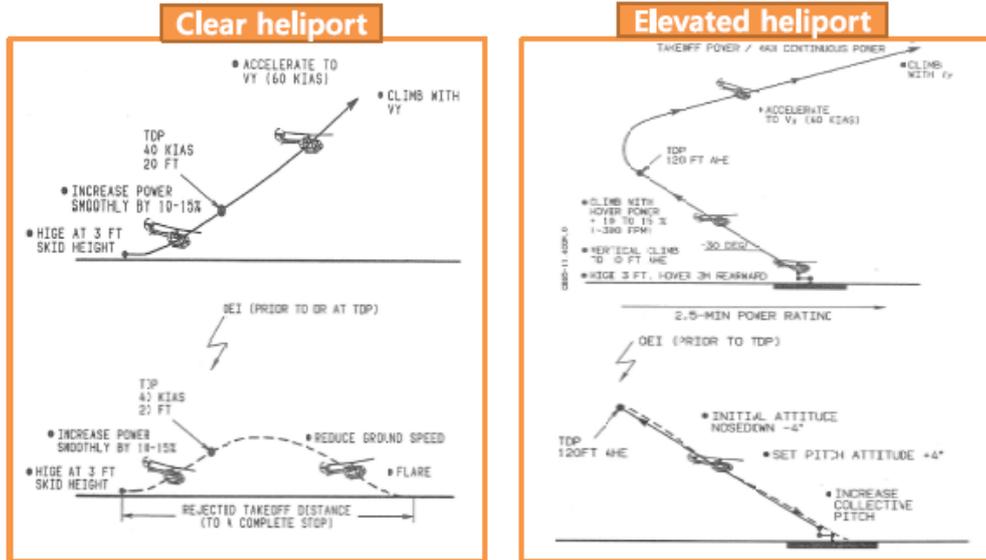


Fig. Trajectory of normal take-off procedure (Up) and RTO procedure (Down).

88

## Applications of DDSA using Point-Mass Model

### RTO (Rejected Take-Off) Performance : Clear Heliport, 1sec Pilot delay, V=40 knots

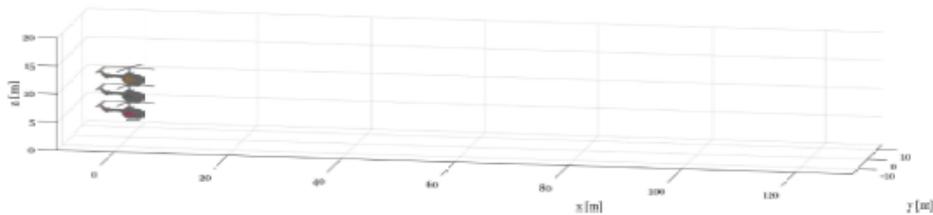
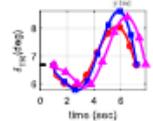
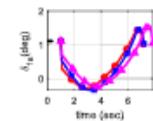
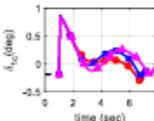
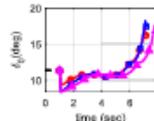
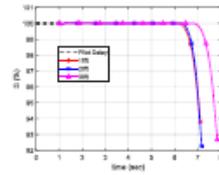
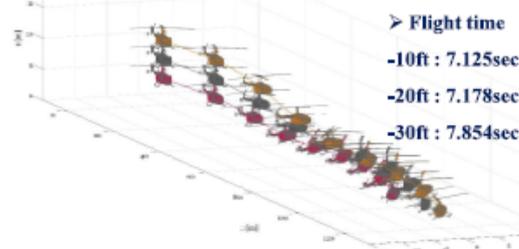
$$J = \frac{1}{2} \mathbf{x}_f^T \mathbf{Q}_f \mathbf{x}_f + \int_0^t \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} dt$$

$$\mathbf{x}_f = [V_N, V_E, h, \theta, \psi]^T, \mathbf{Q}_f = \text{Diag}[2, 2, 2, 2, 10]$$

$$\mathbf{x} = [p, q, r, \gamma, \Omega, \mathbf{u}]^T, \mathbf{Q} = \text{Diag}[2, 2, 10, 0.2, 0.2, 2]$$

$$\mathbf{u} = [\delta_{co}, \delta_{ls}, \delta_{tr}]$$

$$V_{\text{max}} = 40 \text{ knot}, ROC = 100 \text{ fpm}$$



## Applications of DDSA using Point-Mass Model

RTO (Rejected Take-Off) Performance : Elevated Heliport, 1sec Pilot delay, height variation

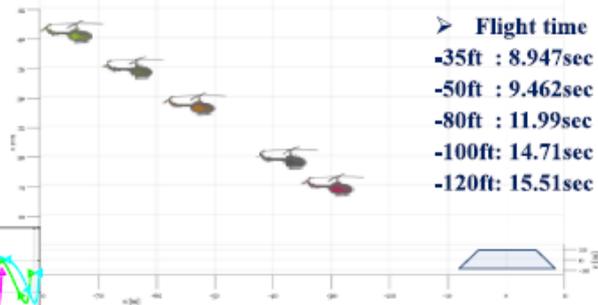
$$J = \frac{1}{2} \mathbf{x}_f^T \mathbf{Q}_f \mathbf{x}_f + \int_0^t \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} dt$$

$$\mathbf{x}_f = [V_x, V_y, h, \psi, x]^T, \mathbf{Q}_f = \text{Diag}[2, 2, 2, 16, 1]$$

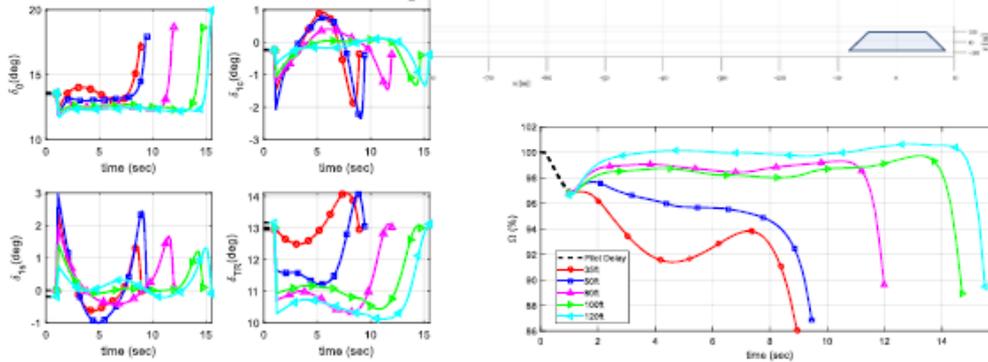
$$\mathbf{x} = [p, q, r, \gamma, \Omega, \mathbf{u}]^T, \mathbf{Q} = \text{Diag}[2, 2, 10, 0.2, 0.2, 2]$$

$$\mathbf{u} = [\delta_0, \delta_{ic}, \delta_{is}, \delta_{TR}]$$

$$V_{initial} = -5 \text{ knot}, ROC = 300 \text{ fpm}$$



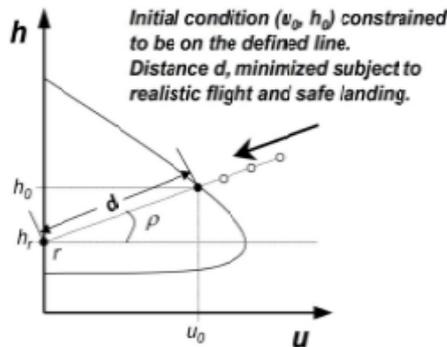
- Flight time
- 35ft : 8.947sec
- 50ft : 9.462sec
- 80ft : 11.99sec
- 100ft: 14.71sec
- 120ft: 15.51sec



56

## Applications of DDSA using Point-Mass Model

Height-Velocity (H-V) Diagram (Dead-Man Curve)



NOCP formulation for H-V Diagram

$$\min d = u_0 \cos \rho + (h_0 - h_f) \sin \rho, \quad \text{Cost Function}$$

subject to

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad \text{Motion Equations}$$

$$\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}_{initial} \quad \text{Initial Constraints}$$

$$u_0 \sin \rho - (h_0 - h_f) \cos \rho = 0$$

$$w_f \leq w_{max} \quad \text{Final Constraints}$$

$$u_f \leq u_{max}$$

$$\alpha_{fmin} \leq \beta_f \leq \alpha_{fmax}$$

$$\Omega_{min} \leq \Omega(t) \leq \Omega_{max}$$

$$C_{Tmax} \leq C_T(t) \leq C_{Tmin} \quad \text{Operational Limits}$$

$$\alpha_{0in} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{0max}$$

$$-\dot{C}_{Tmax} \leq \dot{C}_T(t) \leq \dot{C}_{Tmin}$$

$$-\ddot{\alpha}_{max} \leq \ddot{\alpha}(t) \leq \ddot{\alpha}_{max}$$

[Ref :Harris, M. J., Kunz, D. L., & Hess, J. A. (2018). Analytical Determination of a Helicopter Height-Velocity Curve. 2018 Modeling and Simulation Technologies Conference.]

56

## Applications of DDSA using Point-Mass Model

### Prediction H-V Diagram for OH-58A Model

#### NOCP formulation (Minimize avoid zone)

$$\min J = 10.0d + \int_0^T (\Omega - \Omega_{ref})^2 dt$$

$$d = \cos \rho(u_a - u_{ref}) + \sin \rho(h_a - h_{ref})$$

$$u_{ref} = 0 \text{ knots}$$

$$h_{ref} = 150 \text{ ft}$$

$$-80^\circ \leq \rho \leq 80^\circ$$

#### Constraints

$$h_f \leq 35 \text{ ft/s(ref)}$$

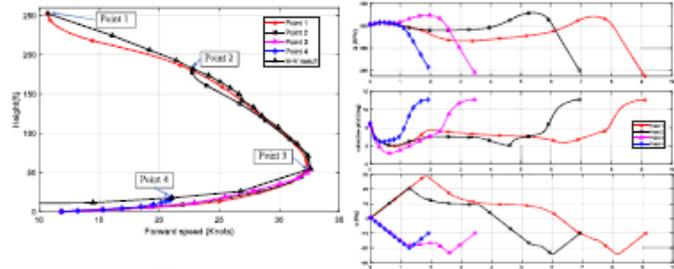
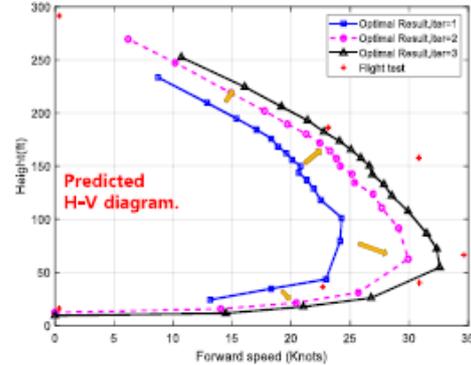
$$-30^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$$

$$0 \text{ ft/s} \leq u_f \leq 20 \text{ ft/s} \quad -16^\circ / \text{s} \leq \dot{\alpha} \leq 16^\circ / \text{s}$$

$$0 \text{ ft/s} \leq w_f \leq 5 \text{ ft/s} \quad 0.2 \leq \frac{C_L}{\sigma} \leq 0.15$$

$$-10^\circ \leq \alpha_f \leq 3.65^\circ \quad -0.43 / \text{s} \leq \frac{\dot{C}_L}{\sigma} \leq 0.43 / \text{s}$$

$$\sin \rho(u_a - u_{ref}) = \cos \rho(h_a - h_{ref})$$

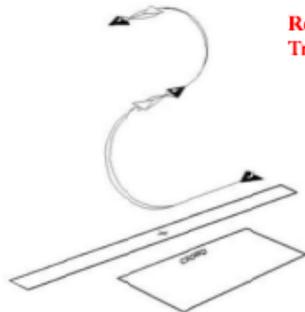


57

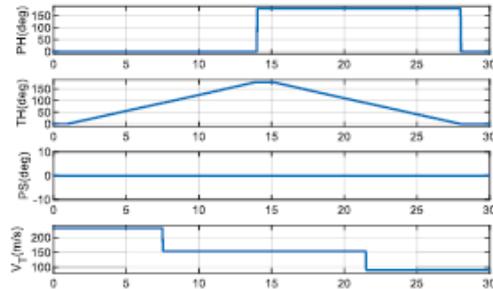
## Applications of DDSA using High-Fidelity F-16 Model

### Double Immelmann Turn (Ref: US Air Force Aircraft Demonstrations)

- Entry phase: 450knots Level flight
- 180 deg Heading change through Longitudinal loop maneuver
- 180 deg bank change
- Repeat above procedure
- Use 100 % throttle after entry and use throttle greater than 77% after Apex.



Reference Trajectory

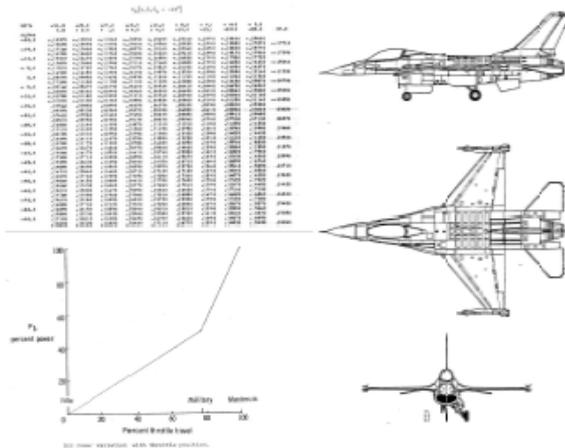


[Ref 1] Brian L. Stevens, *Aircraft Control and Simulation 3rd Edition*, WILEY, November 2015  
 [Ref 2] Nguyen L. T, *Simulator Study of Stall Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability*, NASA Technical Paper 1538.  
 [Ref 3] Misawa Airbase U.S. Air Force, (2021). PACAF F-16 Demonstration Team Maneuvers Package 2021, U.S Air Force, 23 October 2014, AIR FORCE AIRCRAFT DEMONSTRATIONS (A-10, F-15, F-16, F-22)

58

## Applications of DDSA using High-Fidelity F-16 Model

High-Fidelity F-16 Model: opened at NASA Homepage



F-16 Configuration Data	
Weight	20,494 lb
WingSpan	32 ft 8 in
Wing area	300 ft <sup>2</sup>
Airfoil	NACA 64A204
MTOW	42,300 lb
XCG	35.0% MGC
MAC	11.32 ft
$I_{xx}$	9496 Slug ft <sup>2</sup>
$I_{yy}$	55814 Slug ft <sup>2</sup>
$I_{zz}$	63100 Slug ft <sup>2</sup>
$I_{xz}$	982 Slug ft <sup>2</sup>
Elevator Deflection	-25 deg to 25 deg
Aileron Deflection	-21.5 deg to 21.5 deg
Rudder Deflection	-30 deg to 30 deg

[Ref 1] Brian L. Stevens, *Aircraft Control and Simulation 2<sup>nd</sup> Edition*, WILEY, November 2015  
 [Ref 2] Nguyen L. T, *Simulator Study of Stall-Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability*, NASA Technical Paper 1538.  
 [Ref 3] Misawa Airbase U.S. Air Force, (2021). PACAF F-16 Demonstration Team Maneuvers Package 2021, U.S Air Force, 23 October 2014, AIR FORCE AIRCRAFT DEMONSTRATIONS (A-10, F-15, F-16, F-22)

## Applications of DDSA using High-Fidelity F-16 Model

NOCP Formulation of Double Immelmann Turn

$$\min J = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} [\mathbf{x}_{diff}^T(t) \mathbf{Q}(t) \mathbf{x}_{diff}(t) + \mathbf{u}_{diff}^T(t) \mathbf{R}(t) \mathbf{u}_{diff}(t)] dt$$

s.t.

Dyanmic Constraints:  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$

Inequality Constraints:  $\mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{max}, \quad \mathbf{u} \geq \mathbf{u}_{min}$

Equality Constraints:  $\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_{trim}, \quad \mathbf{u}(0) = \mathbf{u}_{trim}$

where

$$t_f \text{ is fixed}$$

$$\mathbf{x}_{diff}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_{ref}(t), \quad \mathbf{u}_{diff} = \mathbf{u}(t) - \mathbf{u}_{ref}$$

$$\mathbf{x} = (u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, V_\gamma, \alpha, \beta)^T$$

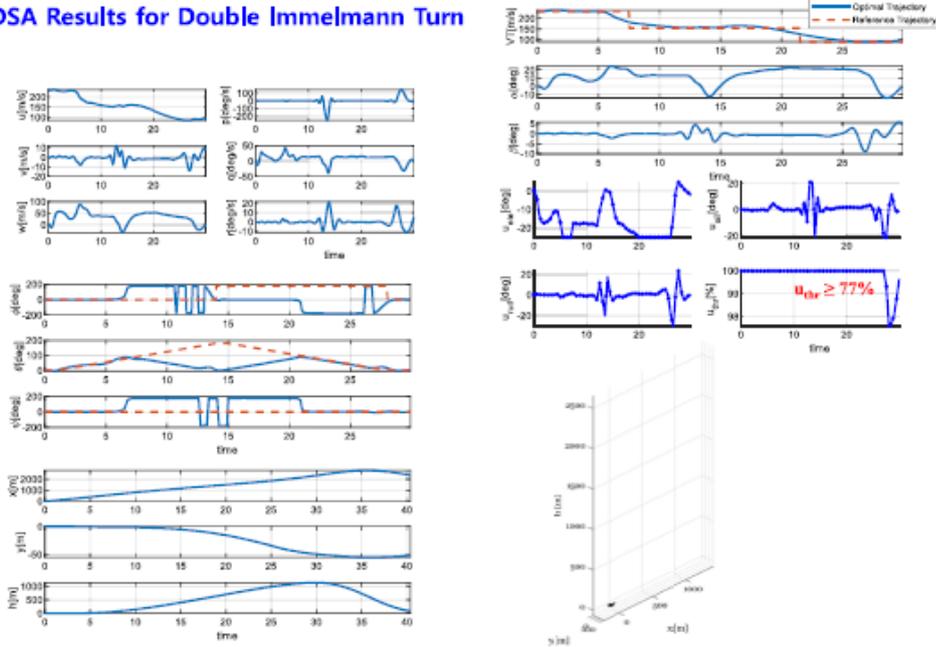
$$\mathbf{u} = (u_{ele}, u_{ail}, u_{rud}, u_{thr})^T$$

$$\mathbf{Q} = \text{diag}(0, 0, 0, w_p, w_q, w_r, w_\phi, w_\theta, w_\psi, w_{V_\gamma}, 0, 0)$$

$$\mathbf{R} = \text{diag}(w_{ele}, w_{ail}, w_{rud}, w_{thr})$$

## Applications of DDSA using High-Fidelity F-16 Model

### DDSA Results for Double Immelmann Turn



## Contents

### 1 Flight Dynamic Model (HETLAS)

### 2 Recent Progress in HETLAS Applications

Importance and Methodologies of MTE Analysis

Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques

Direct Dynamic Simulation Approach to NOCP

### 3 Summary of Part 1

# Recent Research Progresses in Rotorcraft Flight Dynamics and Autonomous Flight Control at KKU

## Part 1: Rotorcraft Flight Dynamics

### Summary

88

## Summary of Research on Rotorcraft Flight Dynamics

### HETAS Math Model

- The rotor and wing models are generalized for HETLAS applications to Advanced rotorcraft configuration like the tilt-rotor aircraft and coaxial-prop rotorcraft.
- As primary functions of HETLAS, the trim, linearization and simulation routines are addressed.
- The trim mover function has been introduced for robust point and mission performance analyses.
- The coupled mission-performance-equation has been effectively solved using the pseudo-spectral integrator for the mission segment approach.
- The validation results for the fidelity of HETLAS has been presented.



□ Definition of Mission Segments using Way-point Data

$$\{t_i, h_i, g_i, \psi_i, \theta_i, \phi_i\}_{i=1}^{N_{seg}}$$

□ Trajectory Generation using spline interpolation of  $\{h_i, \psi_i, \theta_i, \phi_i\}$

□ Time integration along the generated trajectory to get converged solutions of coupled mission performance equations using PS-Integrator

$$\dot{X} = -SFC \times P$$

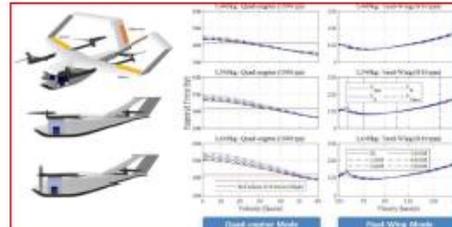
$$X(0) = X(0) + \int_0^T SFC \times P dt$$

$$X(T) = X(T) + \int_0^T SFC \times P dt$$

□ Validation of HETLAS: Sample Rotorcrafts

Comparison with Flight Test  
Y. RAA, SC, 100-02  
J. GARDNER, (Shimoda 02)  
© Boeing

Using Test Flight Test/Analysis  
Y. RAA, SC, 100-02  
T. SAKAGUCHI, SAKAGUCHI Report  
© Published Paper



88

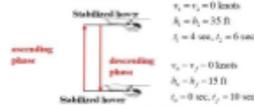
## Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques (KEIST)

- The importance of maneuver analyses during the rotorcraft development has been emphasized.
- Two different approaches were introduced
  - (1) Inverse simulation approach
  - (2) Nonlinear optimal control approach
- Index 1 DAE (Differential-Algebraic Equation) systems have been derived by using
  - (1) Motion equations represented using the inertial states
  - (2) Exact trajectory information obtained using the 7-th order spline interpolation
- KEIST has effectively solved the DAE system by using
  - (1) Quasi-Newton method for algebraic equations
  - (2) the PS integrator coupled with the Piccard method
- A series of applications showed efficiency and robustness of KEIST

85

## Kinematically Exact Inverse Simulation Techniques (KEIST)

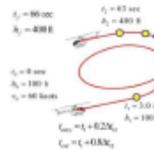
### Application to Hop-up MTE



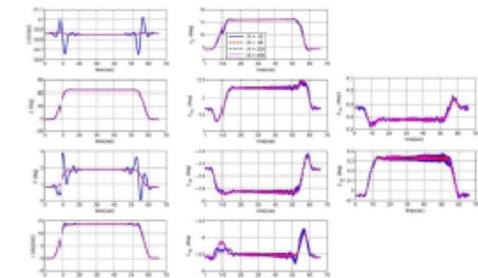
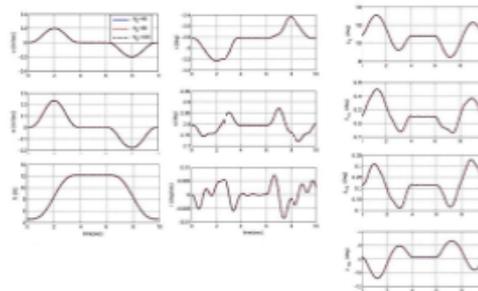
Case	N	N <sub>h</sub>	N <sub>wp</sub>	CRJ time (s)	CRJ CPU (s)	KEIST time (s)	Conventional time (s)
1	4	20	0.0200	0.0200	0.0200	0.0200	0.0200
2	4	40	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400
3	4	80	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800
4	4	160	0.1600	0.1600	0.1600	0.1600	0.1600
5	4	320	0.3200	0.3200	0.3200	0.3200	0.3200
6	4	640	0.6400	0.6400	0.6400	0.6400	0.6400

N = number of quadrature points  
 N<sub>h</sub> = number of time horizon segments

### Application to Helical Turn MTE



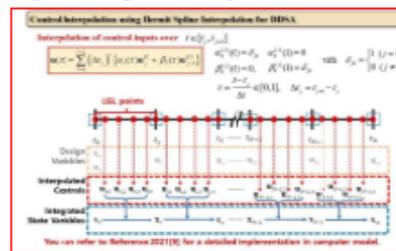
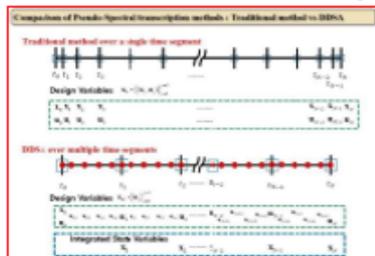
Case	N	N <sub>wp</sub>	N <sub>h</sub>	N <sub>z</sub>	N <sub>z</sub>	N <sub>z</sub>
1	5	4	2	4	2	41
2	5	8	4	8	4	86
3	5	16	8	16	8	170
4	5	32	16	32	16	340



86

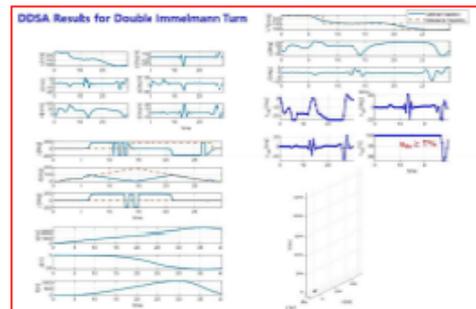
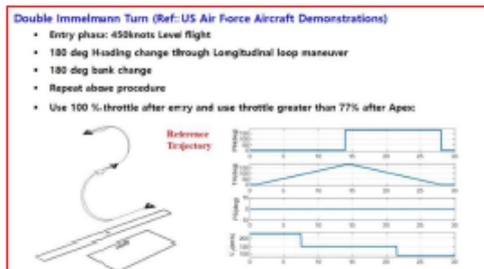
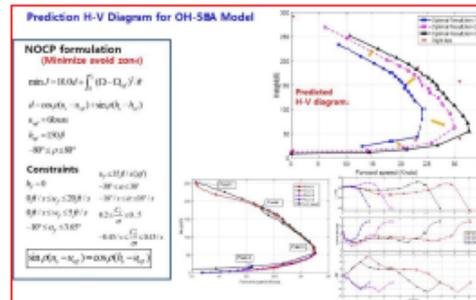
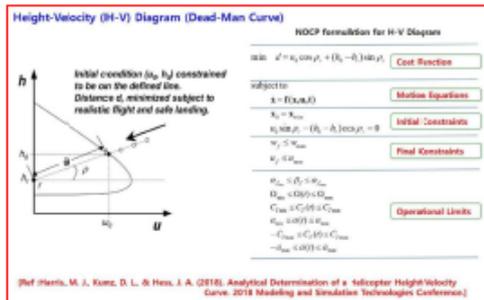
## Direct Dynamic Simulation Approach (DDSA) to Rotorcraft Aggressive Maneuver Analysis

- The efficient DDSA has been developed using the following two basic concepts.
  - (1) The system states are uniquely determined by the control inputs.
  - (2) Computational efficiency can be enhanced using controls interpolated with Hermit spline.
- The effectiveness of DDAS has been proved through a series of applications.
  - ✓ Soft lunar landing problem of a spacecraft
  - ✓ Autorotational Landing Problem using a point-mass model
  - ✓ Rejected Take-Off (RTO) Procedure after One Engine Failure
  - ✓ Estimation of Height-Velocity (H-V) Diagram (Dead-Man Curve)
  - ✓ Double Immelmann Turn analysis using the high-fidelity F-16 model



87

## Direct Dynamic Simulation Approach (DDSA) to Rotorcraft Aggressive Maneuver Analysis

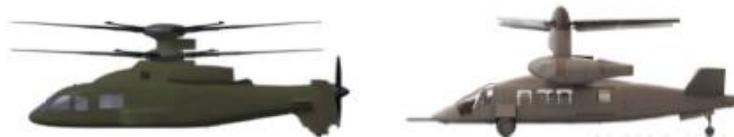


88

**End of Part 1**  
**Thank You !!**

89

**Recent Research Progresses in Rotorcraft Flight  
Dynamics and Autonomous Flight Control at KKU**



**2024. 02**  
**Prof. Chang-Joo Kim (Konkuk University, Seoul, Korea)**

70

## Recent Research Progresses in Rotorcraft Flight Dynamics and Autonomous Flight Control at KKU

### Part 2: Rotorcraft Autonomous Flight Control System

2024. 02

Prof. Chang-Joo Kim (Konkuk University, Seoul, Korea)

71

- 1 **Initial Motivation for Autonomous FCS Research**
- 2 **First-Stage Activities in Autonomous FCS Research**
- 3 **Recent Progress in Autonomous FCS Research**
  - Development of IBS Trajectory-Tracking Control
  - Integration of Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Trajectory Tracking Control
- 4 **Summary of Part 2**

72

## Questions to be Answered

What is the Autonomous FCS ?

What is the required Autonomous FCS Structure?

What is the Functional Requirements for the Autonomous FCS ?

What we have for the Design and Development of the Autonomous FCS ?

What is the Best KKU Approach to the Autonomous FCS ?

**We spent around one year finding answers to these questions !!**

## Good References

- [Ref 1] Farid Kendoul, "Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems," Journal of Field Robotics, 2012, No. 29, Vol. 2, pp 315-378.
- [Ref 2] Takahashi, Marc D., et al. "Autonomous Rotorcraft Flight Control with Multilevel Pilot Interaction in Hover and Forward Flight." Journal of the American Helicopter Society 62.3 (2017): 1-13.

## Kendoul's Classifications of 11 Autonomy Levels (ALs)

Levels	LEVEL: Description	GUIDANCE	NAVIGATION	CONTROL	AL	IC	MC
10	Fully Autonomous	Human-level autonomous (with accomplishment of Level 10 mission) without any intervention from LSU (RPA, DSU, operator) or within the operator's range.	Human-like navigation capabilities for most scenarios. Full 3D, full operational domain. AKA, no manually complex interventions and obstacles.	Human or better control performance for a pilot's control in the same situation and conditions.	10	IC	MC
9	Scenario Configuration and Change Decision Making	Optimized design path planning, selection of strategic goals, mission re-optimization, supervisory workload, negotiating with human operators, and EIL.	Long term awareness of own capabilities, resources and obstacles, inference and selection of better options, sense and manage, high-level mission SA.	Ability to detect the system state and adjust based on the understanding of the current situation and/or environment management.	9	IC	MC
8	Strategic Assessment and Replanning	Reasoning and high-level strategic decision-making, strategic mission planning, sense of progress by RPA/GP, obstacle avoidance, experience.	Human-like strategic mission representation and inference, adjustment of self-awareness, sense, anticipation of own state, sense and consequences (high fidelity SA).	Ability to change or re-plan mission based on the understanding of the current situation and/or environment management.	8	IC	MC
7	Collaborative Mission Planning	Collaborative mission planning and execution, evaluation and optimization of multi-vehicle mission performance, structure of tactical tasks to accomplish.	Coordination of capabilities to handle SA and in highly complex, adversarial and uncertain mission environments, collaborative and safety SA.	Ability to generate tasks for additional control capabilities and resources.	7	IC	MC
6	Dynamic Mission Planning	Reasoning, high-level decision making, mission driven objectives, high adaptation to mission changes, tactical task allocation, objective monitoring.	High-level perception, recognition and closely directed, objective sense and to often make other decisions, real-time SA.	Ability to generate tasks for additional control capabilities and resources.	6	IC	MC
5	Cooperative Navigation and Path Planning	Full mission awareness, cooperative path planning and execution, direct cooperative goals, sense or group objectives.	Human-like navigation features, EIL, cooperative awareness, sense sharing, confidence detection, shared low fidelity SA.	Plan based on coordinated flight control, awareness, coordinated resources.	5	IC	MC
4	Obstacle Avoidance and Path Planning	Obstacle avoidance, RPA path planning and re-planning, sense of mission changes.	Perception capabilities for obstacle, sense, range and environment change detection, RPA awareness, low fidelity SA.	Generate and select 2D mission re-planning methods to avoid.	4	IC	MC
3	Full/Partial Adaptive RPA/GP	Human decisions, tactical adaptation, robust operations and low-level commands, execution of programmed tasks.	Above tactical sense coming by the RPA/GP, detection of hardware and software faults.	Human-like control, coordination of adaptive control to compensate for sensor failures, mission and environment changes.	3	IC	MC
2	IMU Navigation (e.g., Non-GPS)	Sense as Level 1.	IL sensing and map utilization by the RPA/GP for SA such as GPS, all perception, and mission awareness by the human operator.	Sense as Level 1.	2	IC	MC
1	Automatic Flight Control	Pre-programmed or operator high-level task levels, reference responses, etc., all monitoring, planning and decision-making by DSU.	Most sensory and state controlled by the RPA/GP, all perception and obstacle awareness by the human operator.	Control commands are generated by the flight control system, mission control of the RPA/GP.	1	IC	MC
0	Operator Control	All guidance functions are performed by manual means (usually human pilot or operator).	Nothing ever performed by the RPA/GP, all tasks are generated and followed by an external system (usually human).	Control commands are given by a human (usually human pilot).	0	IC	MC

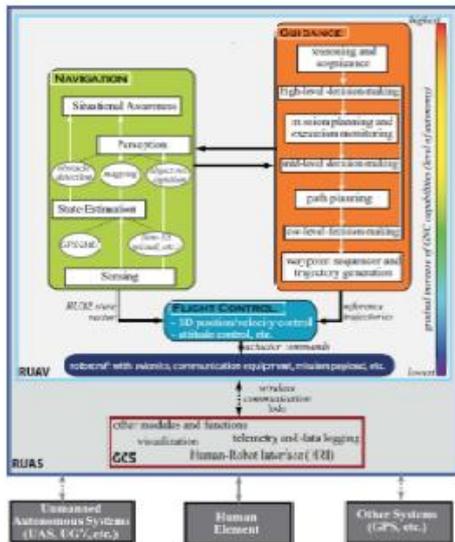
- Autonomy**  
The condition or quality of being self governing
- Autonomy Level (AL)**  
A set of progressive indices, typically numbers and/or names, identifying a UAS capability of performing autonomously assigned mission.
- AL characteristics**  
ALs 1-4: Single Vehicle  
ALs 5-7: Multi Vehicles  
ALs 8-10: High-level/Fully Autonomous

## Required Functions

- Guidance Function**  
Real-time Path Planning : Rapidly Exploring Random Trees(RRT) / PRM (Probability Road Map) (AL 4)
- Navigation Function**  
IMU/GPS integrated with Digital map-based / Use environmental information from outside sources(AL 3-4)
- Control Function**  
Real-time Trajectory-Tracking Control (AL 3-4)

[Ref 1] Farid Kendoul, "Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems,"

## Kendoul's Proposition for UAS Autonomous FCS Structure



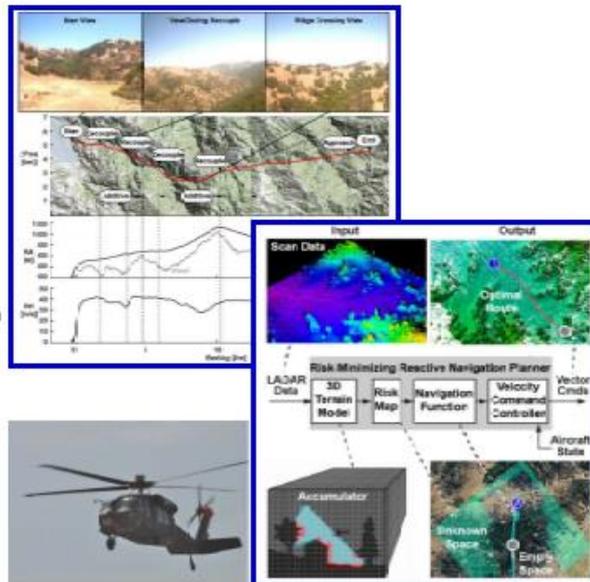
- **Rotorcraft Unmanned Aerial Vehicle(RUAV)**  
A powered rotorcraft that does not require an onboard crew, can operate with some degree of autonomy, and can be expendable or reusable.
- **Rotorcraft Unmanned Aerial or Aircraft System(RUAS)**  
A RUAS is a physical system that includes a RUAV, communication architecture, and a ground control station with no human element aboard any component.
- **Navigation System(NS): Perception & State Estimation**  
The process of monitoring and controlling the movement of a craft or vehicle from one place to another.
- **Guidance System(GS)**  
The "driver" of a RUAS that exercises **Mission/Path planning and decision-making functions** to achieve assigned missions or goals.
- **Autonomous Flight Control System(AFCS)**  
The process of manipulating the inputs to a dynamic system to obtain a desired effect on its outputs without a human in the control loop.

[Ref 1] Farid Kendoul, "Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems,"

76

## Autonomous FCS Structure of RASCAL JUH-60A Black Hawk (US Army)

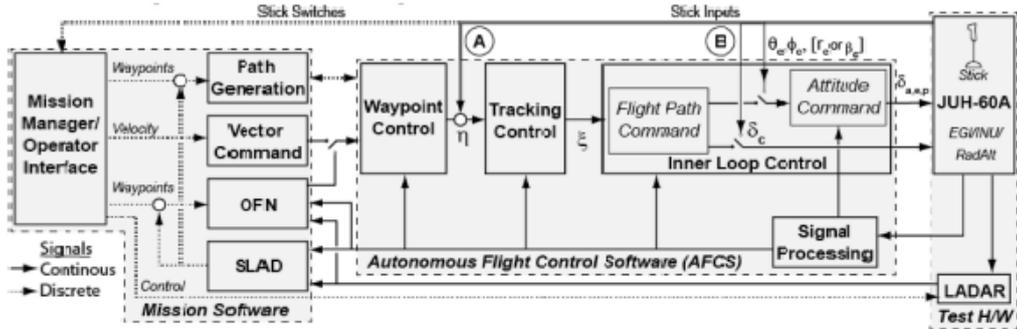
- **Multi-Level Autonomy**
  - ✓ Fully Coupled Autonomous Mode
  - ✓ Additive Control Mode
  - ✓ Decoupled ACAH Mode
  - ✓ Pilot Interaction with Mode
  - ✓ Control System Design with Mode Transitions
- **Mission S/W**
  - ✓ Mission Manager/Operator Interface
  - ✓ Obstacle Field Navigation (OFN)
  - ✓ Safe Landing Area Determination (SLAD)
  - ✓ Path Generation
  - ✓ Vector Command
- **Autonomous Flight Control S/W (AFCS)**
  - ✓ Waypoint Control
  - ✓ Tracking Control
  - ✓ Inner-Loop Control



[Ref 2] Takahashi, Marc D., et al. "Autonomous Rotorcraft Flight Control with Multilevel Pilot Interaction in Hover and Forward Flight."

76

## Autonomous FCS Structure of RASCAL JUH-60A Black Hawk (US Army)

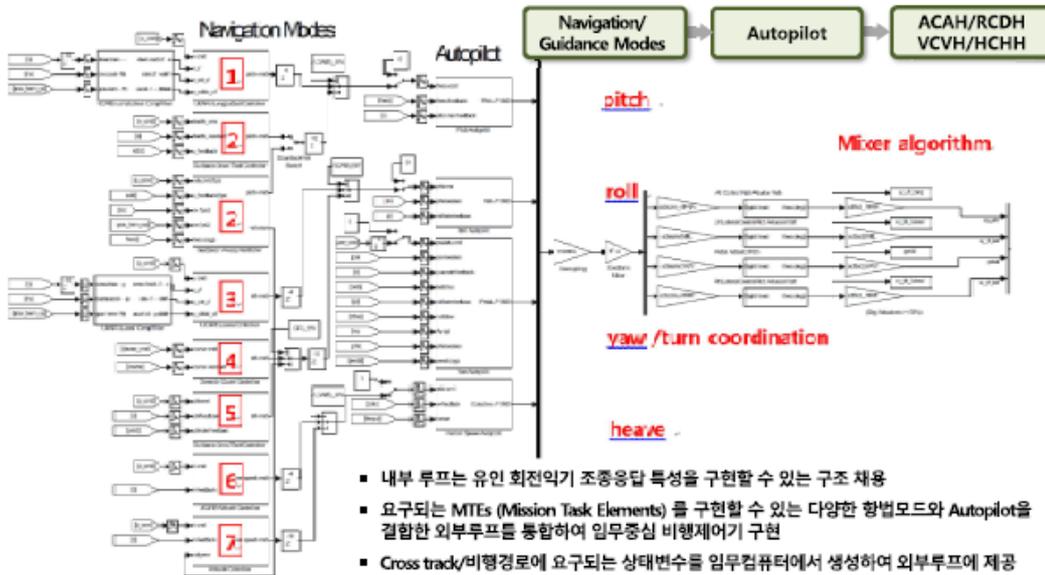


- OFN: Obstacle Field Navigation, 조종사가 지정한 목적지까지 지형/장애물 회피가 가능한 비행경로를 LADAR 를 이용해서 AFCS에 제공
- SLAD: Safe Landing Area Determination, 3차원 지형 정보로부터 착륙지 요구조건을 충족하는 착륙지점 결정
- Waypoint Control: 속도, heading 및 glide slope 제어. 경로점 정보 (위치, 속도, 가속도, 시간)로 부터 속도명령 생성
- Tracking control outer loop: 비행경로 추종을 위한 autopilot (AFCS)
- Tracking control inner loop: 비행경로 추종을 위한 조종응답 (command response types) 특성=ACAH, RCDH, heave RCHH)

[Ref 2] Takahashi, Marc D., et al. "Autonomous Rotorcraft Flight Control with Multilevel Pilot Interaction in Hover and Forward Flight."

77

## Autonomous FCS Structure of RASCAL JUH-60A Black Hawk (US Army)



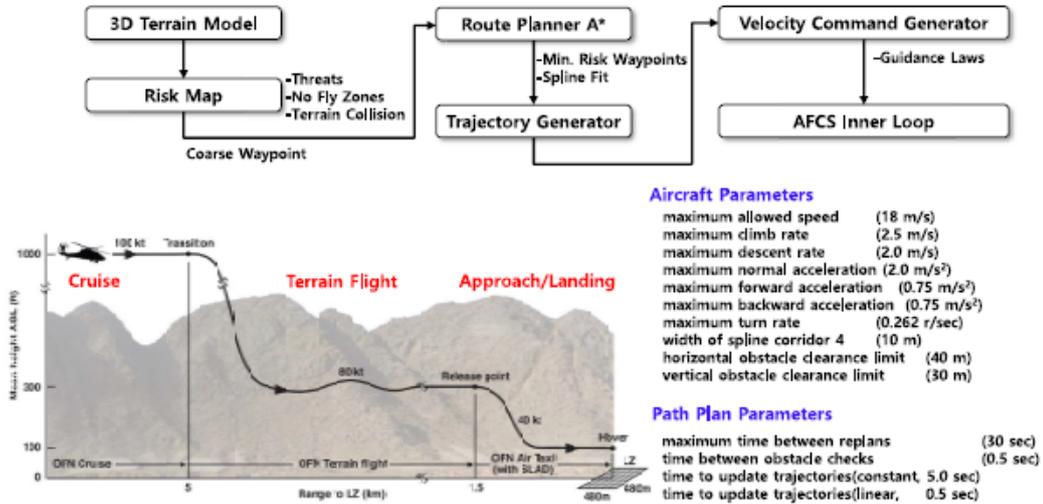
- 내부 루프는 유인 회전익기 조종응답 특성을 구현할 수 있는 구조 채용
- 요구되는 MTEs (Mission Task Elements) 를 구현할 수 있는 다양한 항법모드와 Autopilot을 결합한 외부루프를 통합하여 임무중심 비행제어기 구현
- Cross track/비행경로에 요구되는 상태변수를 임무컴퓨터에서 생성하여 외부루프에 제공

[Ref 2] Takahashi, Marc D., et al. "Autonomous Rotorcraft Flight Control with Multilevel Pilot Interaction in Hover and Forward Flight."

78

## Autonomous FCS Structure of RASCAL JUH-60A Black Hawk (US Army)

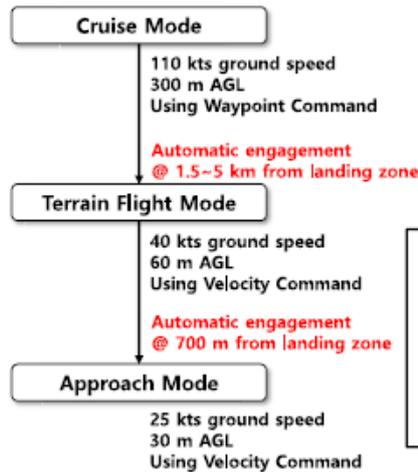
### OFN (Obstacle Field Navigation)



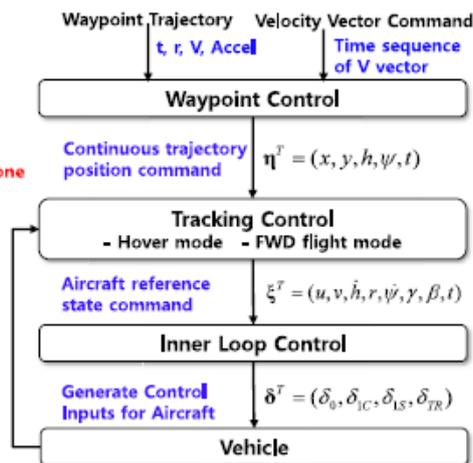
Ref 2: Autonomous Rotorcraft Flight Control with Multilevel Pilot Interaction in Hover and Forward Flight  
 Ref 3: Autonomous Black Hawk in Flight: Obstacle Field Navigation and Landing-site Selection on the RASCAL JUH-60A

## Autonomous FCS Structure of RASCAL JUH-60A Black Hawk (US Army)

### Autonomous Flight Modes

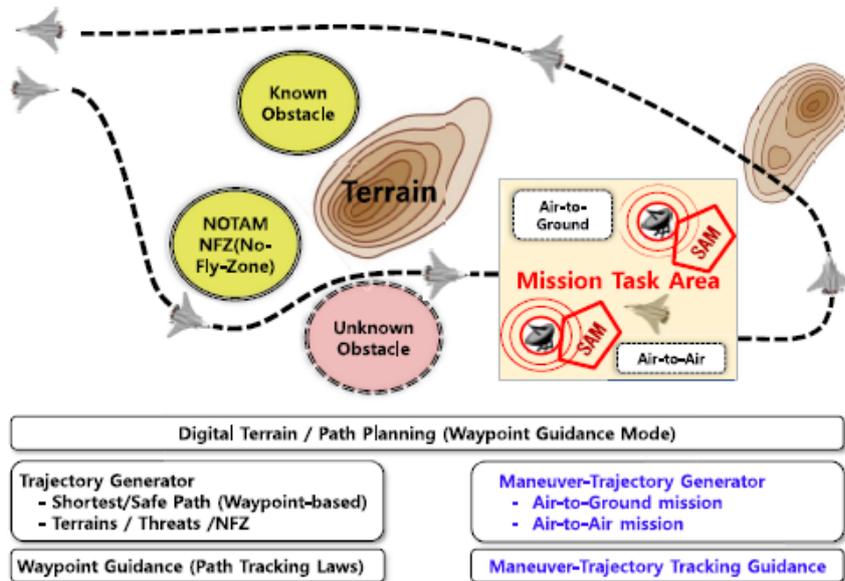


### Autonomous FCS Structure



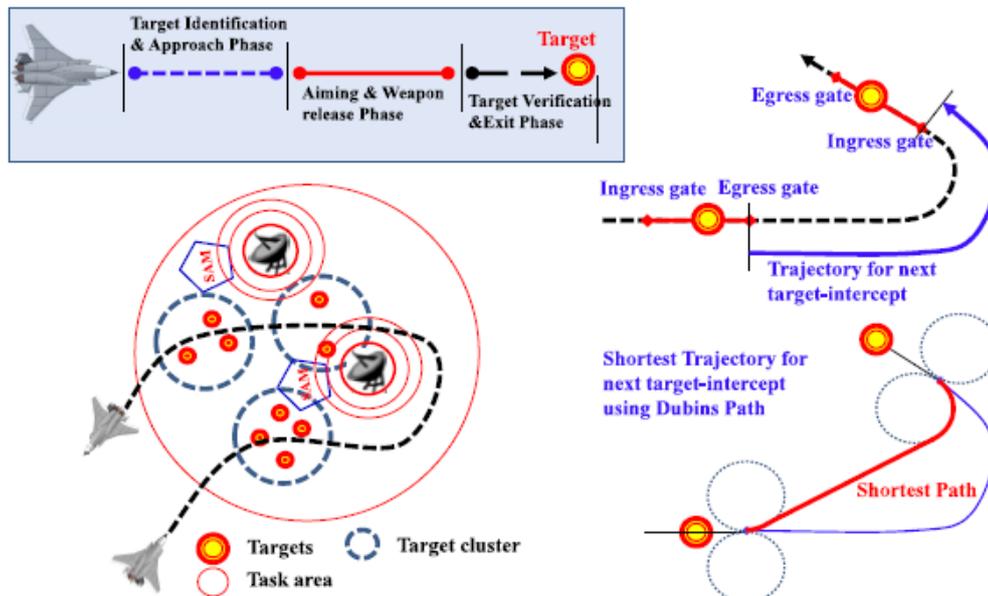
Ref 2: Autonomous Rotorcraft Flight Control with Multilevel Pilot Interaction in Hover and Forward Flight  
 Ref 3: Autonomous Black Hawk in Flight: Obstacle Field Navigation and Landing-site Selection on the RASCAL JUH-60A  
 Ref 4: Development and Flight Testing of a Flight Control Law for Autonomous Operations Research on the RASCAL JUH-60A

## Mission Scenario Analysis for Functional Requirements : UCAV Mission



81

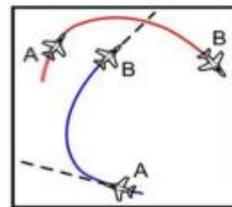
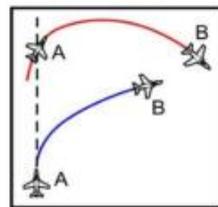
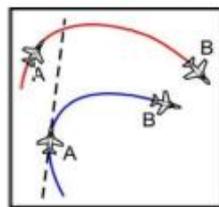
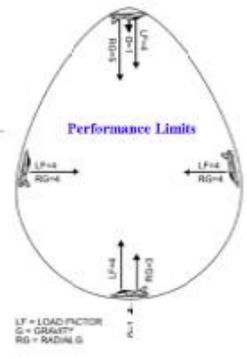
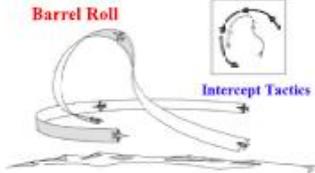
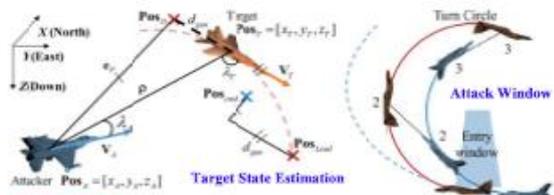
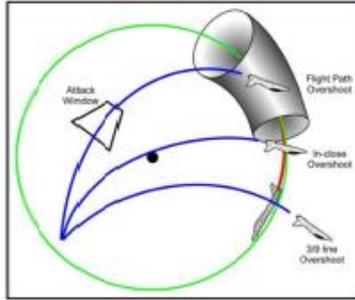
## Mission Scenario Analysis for Functional Requirements : Air-to-Ground



82

Mission Scenario Analysis for Functional Requirements : Air-to-Air

Offensive (Pursuit) Maneuvers



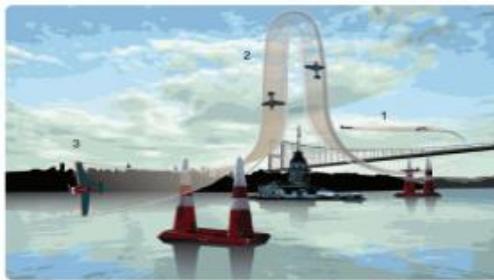
Lead Pursuit

Pure Pursuit

Lag Pursuit

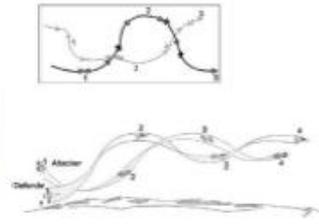
Mission Scenario Analysis for Functional Requirements : Air-to-Air

Defensive (Evasive) Maneuvers



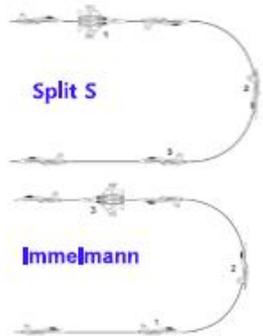
High yo-yo

half Cuban eight



Split S

Immelmann



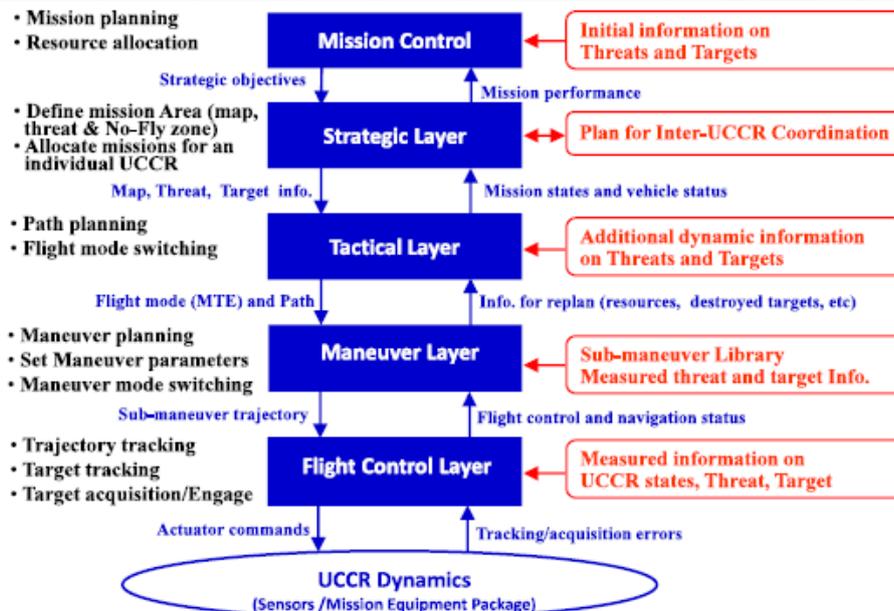
## Mission Scenario Analysis for Functional Requirements : Air-to-Ground

Mission Phases	Threats / Obstacles	Terrain Masking	Trajectory	Path Constraints	Aircraft Modes
(1) Take off / Acceleration			Base	TO procedure	RW→FW
(2) Climb			Waypoint	V, RoC	FW
(3) Approach to target zone	Radar / SAM / Terrain / NFZ		Waypoint	V, RoC	FW
(4) Enter into threat aera	Radar / SAM / Terrain / NFZ	☼	Waypoint	V, nz, RoC	FW
(5) target priority selection	Radar / SAM / Terrain / NFZ	☼	Waypoint	V, nz, RoC	FW
(6) Ingress to target zone	Radar / SAM / Terrain / NFZ	☼	Waypoint	V, nz, RoC	FW
(7) Maneuvers for target intercept (multi-target intercept)	Radar / SAM / Terrain / NFZ	☼	Aggressive MTEs	Corridor for Best intercept V, nz, RoC	FW
(8) Egress from target zone	Radar / SAM / Terrain / NFZ	☼	Waypoint	V, nz, RoC	FW
(9) Escape from threat aera	Radar / SAM / Terrain / NFZ	☼	Waypoint	V, nz, RoC	FW
(10) Repeat (3)-(9) as required	Radar / SAM / Terrain / NFZ		Waypoint	V, nz, RoC	FW
Return to base			Waypoint	V, RoC	FW
Deceleration / Landing approach			Waypoint	V, RoD LD procedure	FW→RW
Landing			Base	LD procedure	RW

RW = Rotary Wing Mode  
FW = Fixed Wing Mode

86

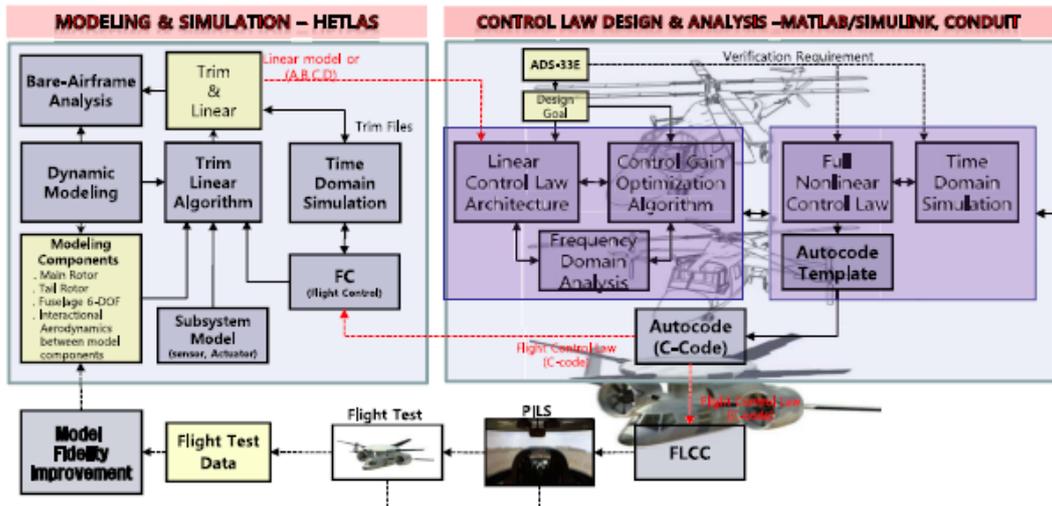
## High-Level Structure and Function Requirements of Autonomous FCS



86

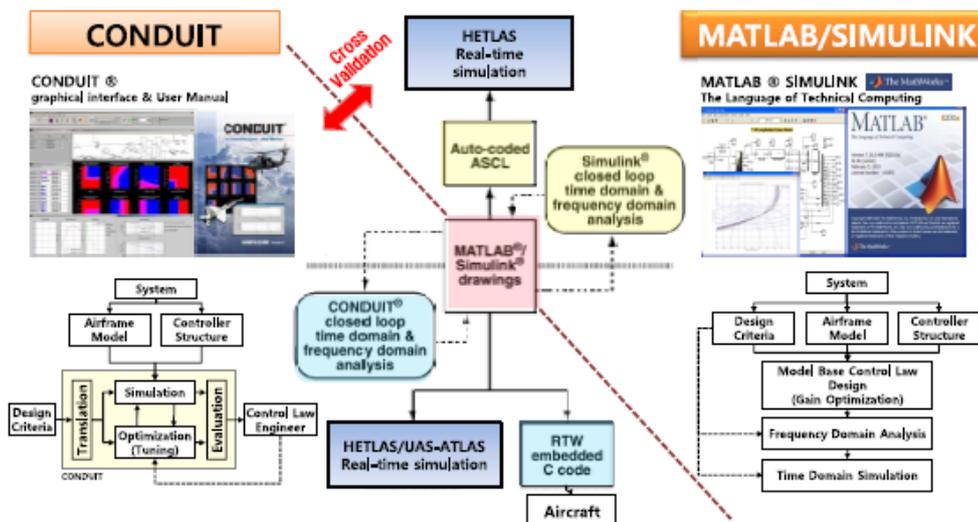
## Research Environments for Autonomous AFCS : What KKU Has

### Integrated Development Environment for Advanced Flight Control System



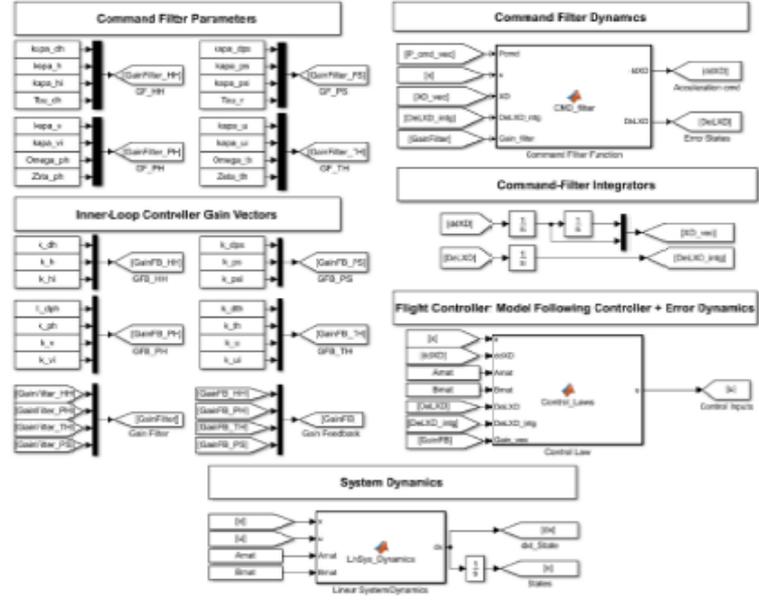
## Research Environments for Autonomous AFCS : What KKU Has

### Integrated Optimal Design of Model-Following Flight Control Laws



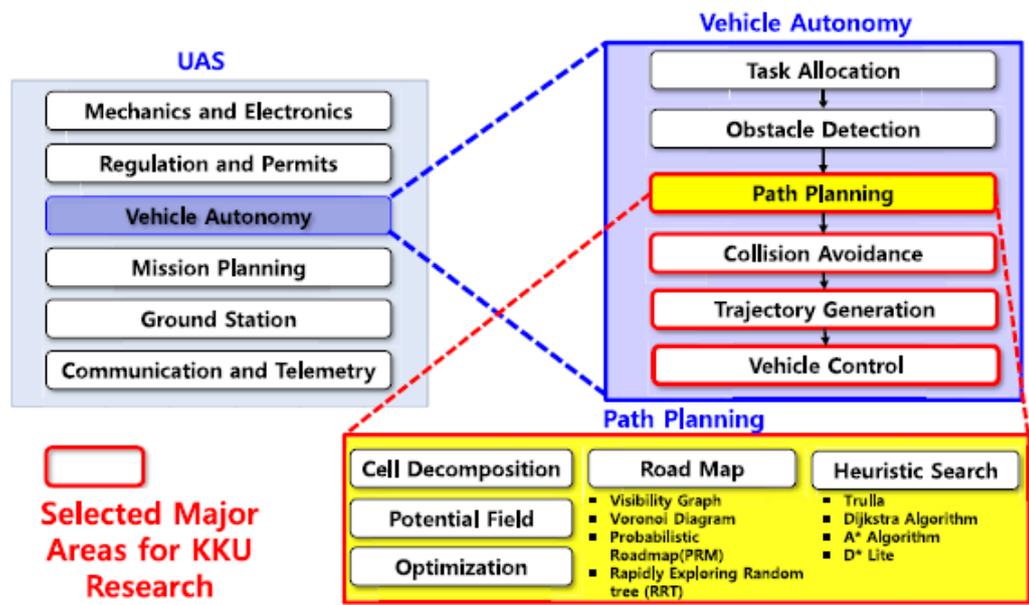
## Research Environments for Autonomous AFCS : What KKU Has

### Integrated Simulink Template for Design and Evaluation of Flight Control Law



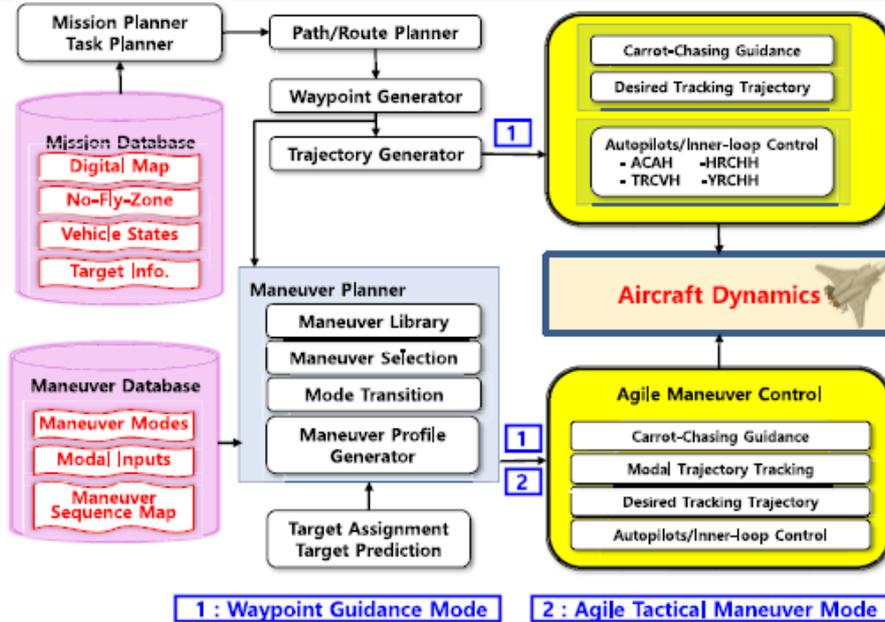
89

## KKU Selection of Major Research Areas for Autonomous FCS



90

## Initial Flight-Control-System Structure for Autonomous FCS

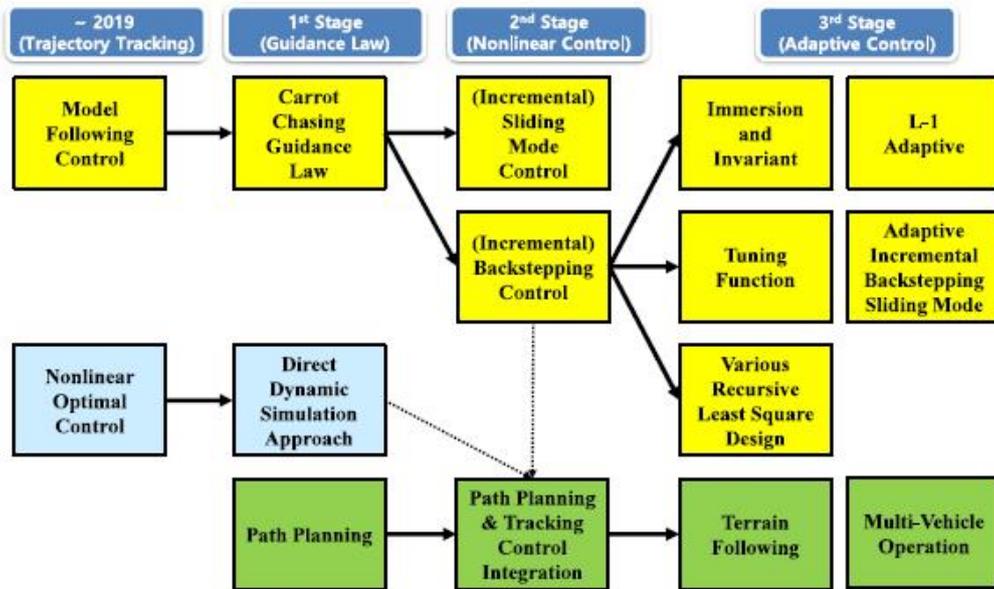


81

- 1 Initial Motivation for Autonomous FCS Research
- 2 **First-Stage Activities in Autonomous FCS Research**
- 3 Recent Progress in Autonomous FCS Research
- Development of IBS Trajectory-Tracking Control
- Integration of Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Trajectory Tracking Control
- 4 Summary of Part 2

82

## Overall History of KKU Research Activities for Autonomous FCS



88

## Digital Terrain Model using Radial Basis Functions

### Generation of Digital Terrain with Randomly Distributed RBF

#### Radial Basis Function

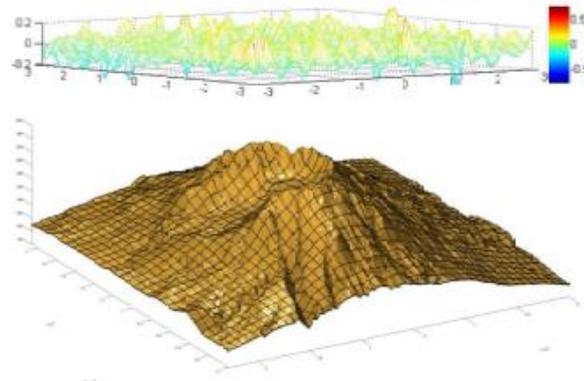
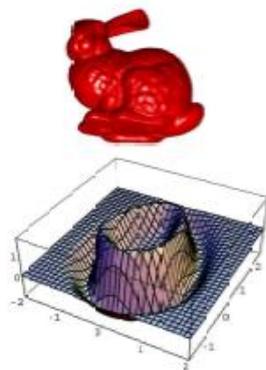
$$\phi = \phi(r) \leftarrow r = \|r - r_0\|, \quad r \in R^n, r_0 \in R^n$$

- Global RBS
- Compactly Supported RBF

#### Curve Fitting Using RBF

$$f(r) = \sum_{j=1}^{j=m} w_j \phi(\|r - r_j\|)$$

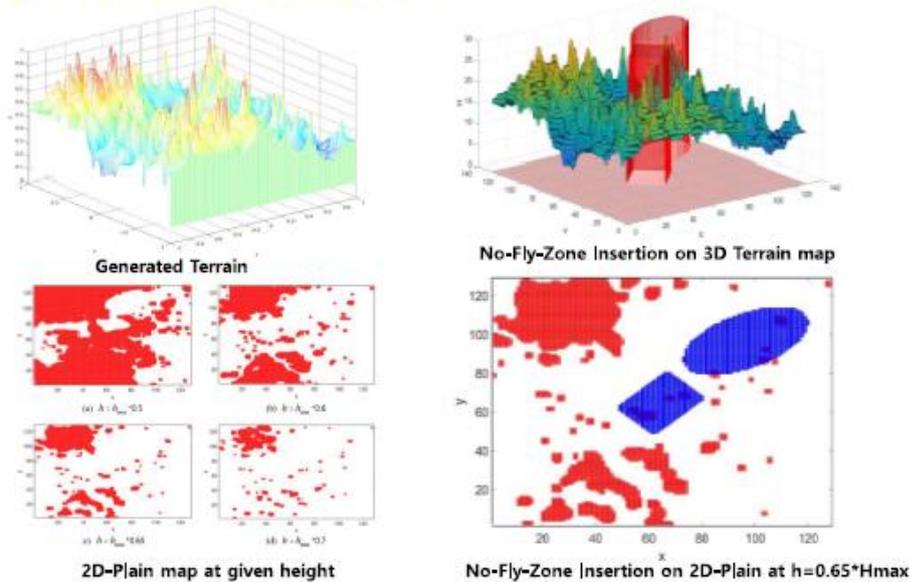
#### Curve Fitting Examples



84

## Digital Terrain Model using Radial Basis Functions

### 3-D Digital Terrain Model with No-Fly-Zone



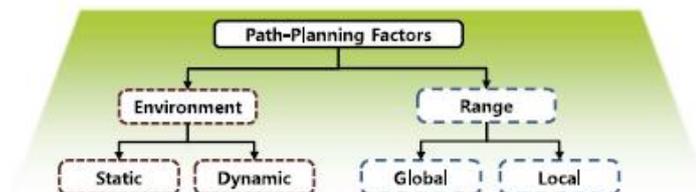
85

## Development of Path Planning Algorithm

**Definition of Path Planning:** Find the path between the initial and final points without collision with terrain and obstacles with due consideration for path cost.

**Factors Affecting to Path Planning Algorithm: Environment and Planning Range**

- **Static Environment** : Time invariant. Used mainly for pre-flight path planning problems
- **Dynamic Environment** : Used mainly for real-time path planning with time-varying moving obstacles
- **Global Planning** : Path planning with the complete knowledge about entire environments  
Used mainly for pre-flight **optimal path planning** problems
- **Local Planning** : Path planning without the complete knowledge about entire environments  
Used mainly for obstacle detection and real-time path replanning

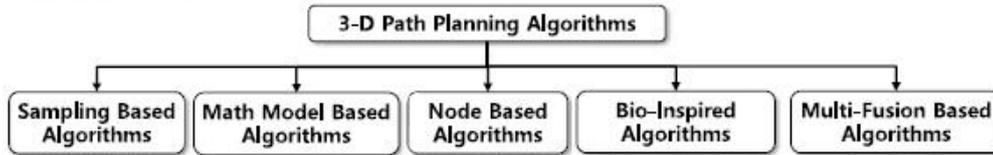


Ref: A. Koubaa et al., "Introduction to mobile robot path planning," Stud. Comput. Intell., vol. 772, no. April, pp. 3–12, 2018.

86

Development of Path Planning Algorithm

Available 3-D Path Planning Algorithms



Algorithms	Time complexity	Applicable environment	Real time applicability
Sampling based algorithms	$O(n \log n) \leq T \leq O(n^2)$	Static and Dynamic(Part)	On-line
Node based algorithms	$O(n \log n) \leq T \leq O(n^2)$	Static and Dynamic(Part)	On-line
Mathematic model-based algorithms	Depending on the polynomial equation	Static and Dynamic	Off-line
Bioinspired algorithms	$O(n^2) \leq T$	Static and Dynamic(Part)	Off-line
Multifusion based algorithms	$O(n \log n) \leq T$	Depending on the algorithms	On-line

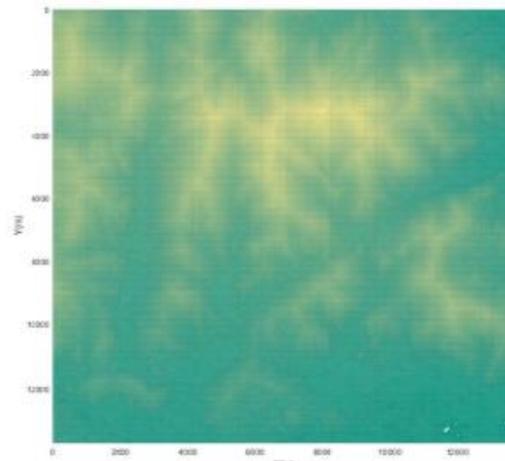
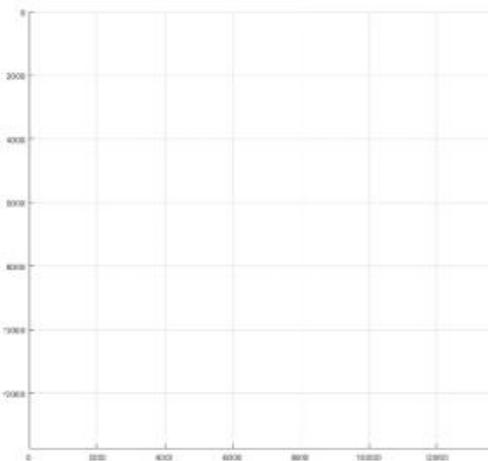
Sampling based algorithms best suit for real-time applications with less limitations

Ref: L. Yang, J. Qi, D. Song, J. Xiao, J. Han, and Y. Xia, "Survey of Robot 3D Path Planning Algorithms," Journal of Control Science and Engineering.

Development of Path Planning Algorithm

3-D Path Planning using RRT (Rapidly-exploring Random Tree) Algorithms

- Seoul (37°25'20.2" N, 127°01'21.9" E.)



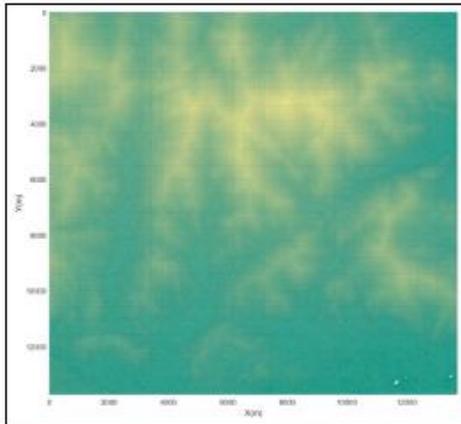
Development of Path Planning Algorithm

3-D Path Planning using RRT (Rapidly-exploring Random Tree) Algorithms

RRT vs RRT\*

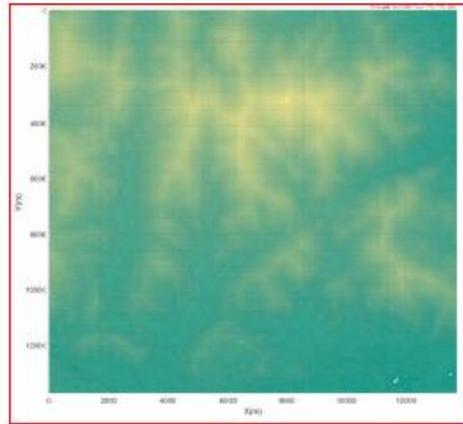
500 nodes sampling  
 3D Digital Terrain using Real data  
 $\rho_{near} = 700m$

● : initial node (2162, 12080, 300)  
 ▲ : goal node (11220, 1071, 300)  
 ● : Tree    ● : Path



▲ RRT

- New Node connected with the Nearest Node
- Path is not changed after the initial path generated



▲ RRT\*

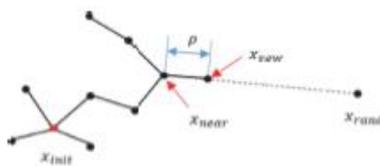
- New Node connected with the Best Node
- Tree connection changed as Node added.

89

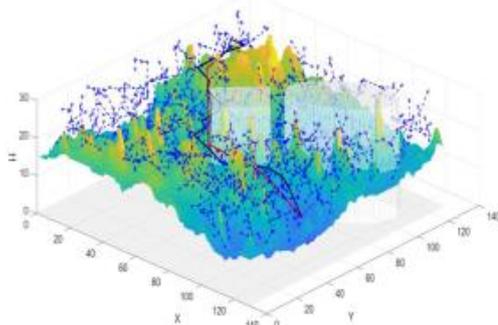
Development of Path Planning Algorithm

3-D Path Planning using RRT (Rapidly-exploring Random Tree) Algorithms

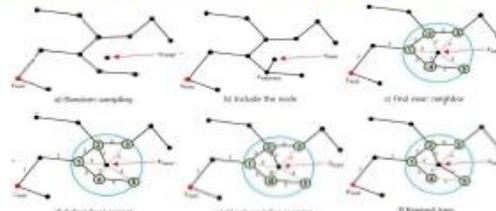
RRT



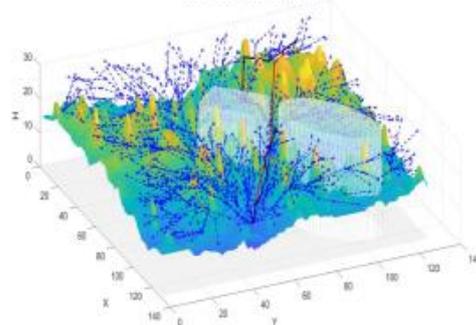
RRT 3D Path & Tree & Opt Path



RRT\*

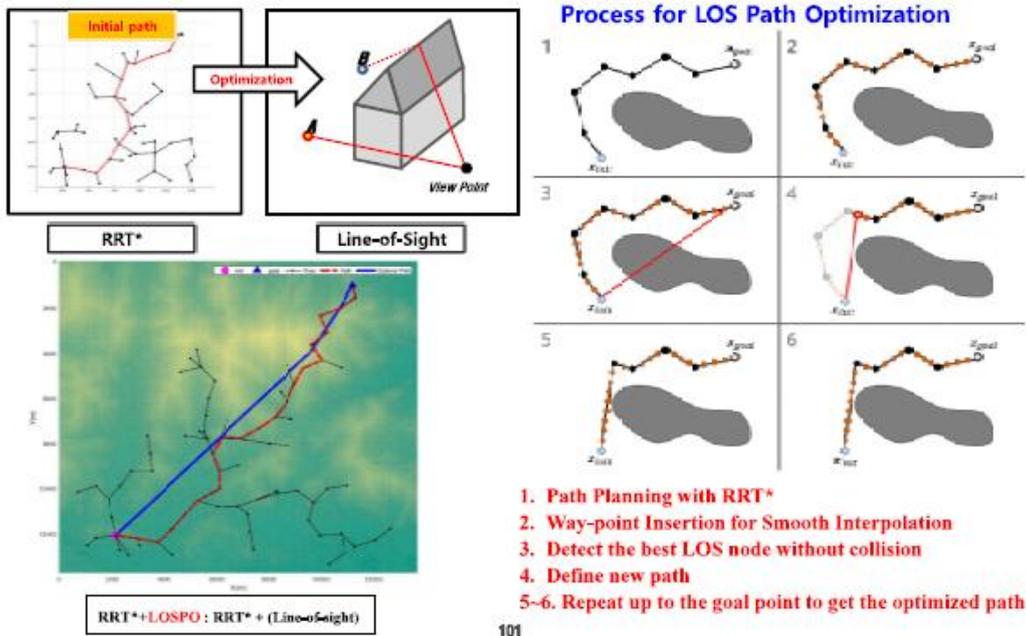


RRT\* 3D Path & Tree & Opt Path



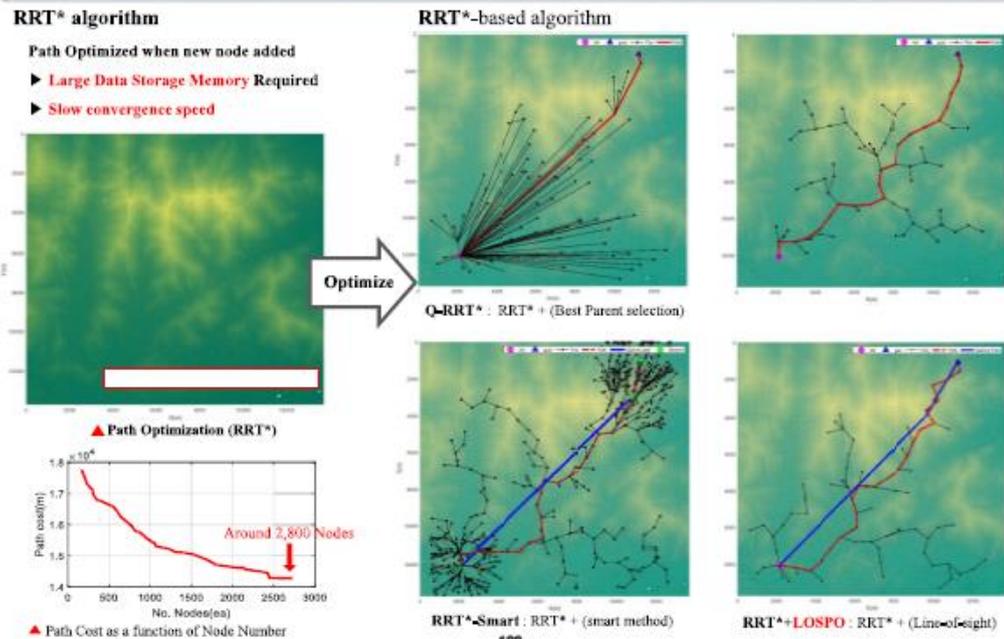
100

Development of LOS (Line-Of-Sight) Path Optimization Algorithm



101

Development of LOS (Line-Of-Sight) Path Optimization Algorithm



102

Flyable Trajectory Generation using Spline Curves

Conditions for Flyable Trajectory and Its Generator

- A flyable trajectory must pass all prescribed way points
- A flyable trajectory must meet the continuity conditions for position, velocity, acceleration, and even jerk vectors at each waypoint.
- A flyable trajectory generator must provide the useful information to check the aircraft fly-ability along the generated trajectory.

Spline Trajectory Generator

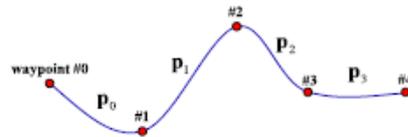
- Waypoint data  $\{t_k, \mathbf{p}_k^v = (x_k^v, y_k^v, h_k^v, \psi_k^v)\}_{k=0}^{k-K}$
- Spline trajectory  $\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{a}_{0k} + \mathbf{a}_{1k}\tau + \mathbf{a}_{2k}\tau^2 + \mathbf{a}_{3k}\tau^3 + \mathbf{a}_{4k}\tau^4 + \mathbf{a}_{5k}\tau^5 + \mathbf{a}_{6k}\tau^6 + \mathbf{a}_{7k}\tau^7 = \sum_{j=0}^{j=7} \mathbf{a}_{jk}\tau^j$

$$\tau = \frac{t-t_k}{\Delta t_k} \in [0,1]$$

$$t \in [t_k, t_{k+1}]$$

$$\Delta t_k = t_{k+1} - t_k$$

$$\frac{d}{dt} = \frac{d\tau}{dt} \frac{d}{d\tau} = \frac{1}{\Delta t_k} \frac{d}{d\tau}$$



Flyable Trajectory Generation using Spline Curves

Spline Trajectory Generator

- Time Integration Formula

$$\mathbf{q}(t) = \mathbf{q}_k + \int_{t_k}^t \mathbf{p}_k(\tau) d\tau = \mathbf{q}_k + \Delta t_k \int_0^1 \mathbf{p}_k(\tau) d\tau = \mathbf{q}_k + \Delta t_k \sum_{j=0}^{j=7} \frac{\mathbf{a}_{jk}}{j+1} \tau^{j+1}$$

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \mathbf{p}_k(\tau(t))$$

$$\mathbf{q}(t_k) = \mathbf{q}_k$$

- Time Derivative Formula

$$\dot{\mathbf{p}}_k = \frac{d\mathbf{p}_k(\tau)}{dt} = \frac{1}{\Delta t_k} \mathbf{p}'_k(\tau) = \frac{1}{\Delta t_k} \sum_{j=0}^{j=7} j \mathbf{a}_{jk} \tau^{j-1} = \frac{1}{\Delta t_k} (\mathbf{a}_{1k} + \mathbf{a}_{2k}\tau + \mathbf{a}_{3k}\tau^2 + \dots) = \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{h} \end{pmatrix}$$

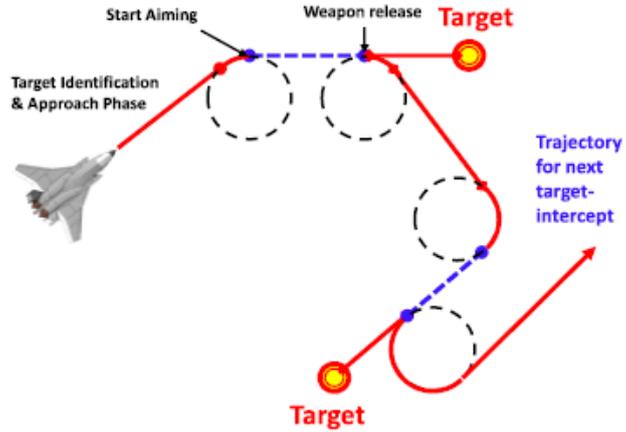
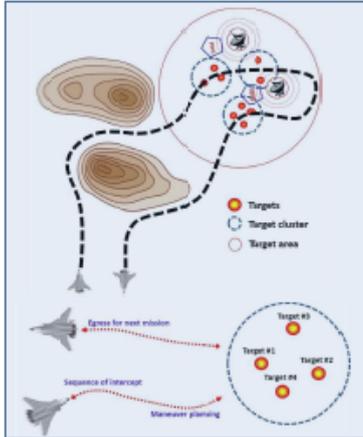
Information for Fly-ability Check

- speed  $v(t) = \|\dot{\mathbf{r}}(t)\| = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{h}^2}$
- Load factor  $n(t) = \frac{1}{g} \left( \frac{v^2}{\rho} \right)$
- Turn radius  $\rho = \frac{(\dot{x}^2 + \dot{y}^2)^{1.5}}{|\dot{x}\ddot{y} - \dot{y}\ddot{x}|}$
- Rate of climb  $v_c = \dot{h}$
- Flight path angle  $\gamma_c = \tan^{-1} \left( \dot{h} / \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2} \right)$

Flyable Trajectory Generation using Dubins Path

Conceptual Use of Dubins Path

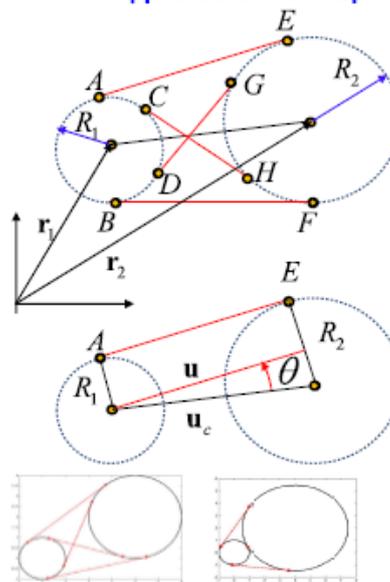
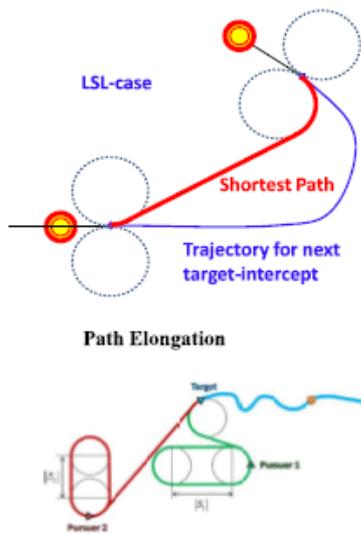
Interception of Clustered Targets



106

Flyable Trajectory Generation using Dubins Path

Kinematical Relations of Dubins Path for Applications in 3-D Space



$$d = \|r_2 - r_1\|$$

$$u_c = \frac{r_2 - r_1}{d}$$

$$d \sin \theta = R_2 - R_1$$

$$u_1 = \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} u_c$$

$$n_1 = k \times u_1$$

$$r_A = r_1 + R_1 n_1$$

$$r_E = r_A + d \cos \theta u_1$$

$$u_2 = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} u_c$$

$$n_2 = -k \times u_2$$

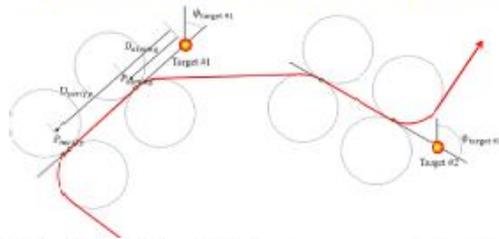
$$r_B = r_1 + R_1 n_2$$

$$r_F = r_B + d \cos \theta u_2$$

108

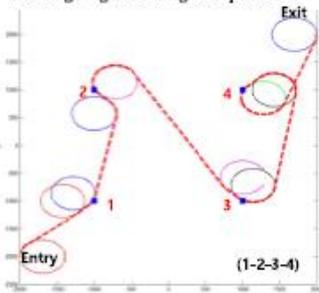
Flyable Trajectory Generation using Dubins Path

Applications to Optimal Trajectory Generation for Multi-Target-Intercept Mission

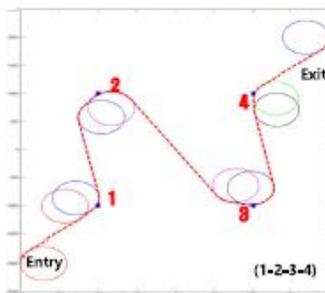


- $P_{verify}$  : The point at which the target is identified, and the aim is stared
- $D_{verify}$  : Distance between Target and  $P_{verify}$
- $P_{aiming}$  : The point at which aiming process is completed and launching the missile
- $D_{aiming}$  : Distance between Target and  $P_{aiming}$
- $\psi_{target \#n}$  : n-th target heading angle

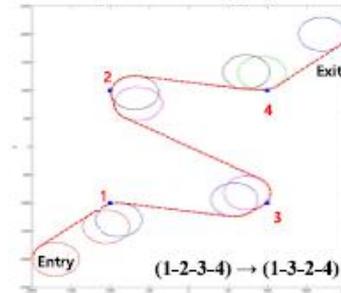
1. Dubins Path with Prescribed Intercept-Heading Angles & Target Sequence



2. Optimized Heading Angles

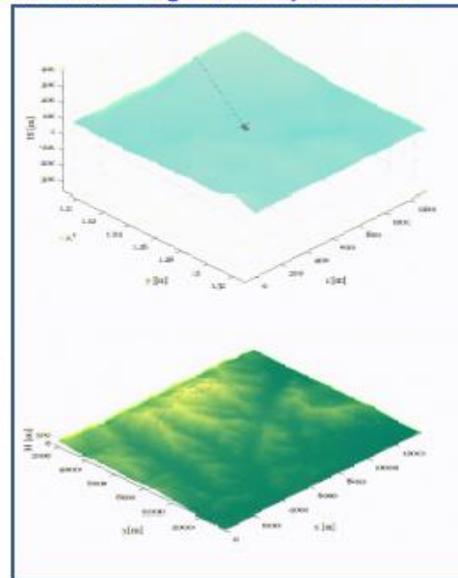
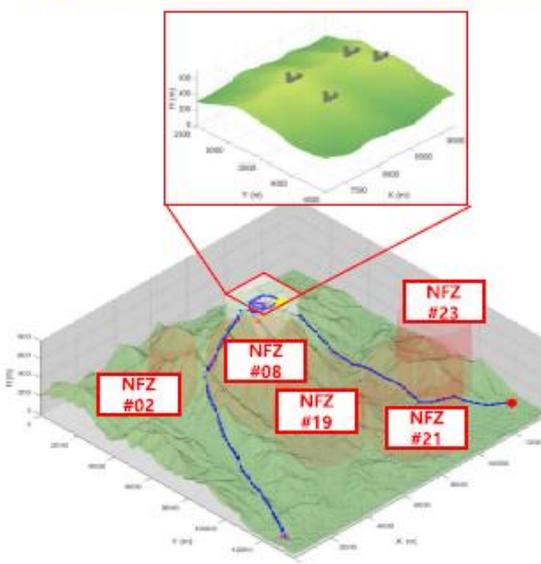


3. Optimized Target Intercept Sequence & Heading Angles



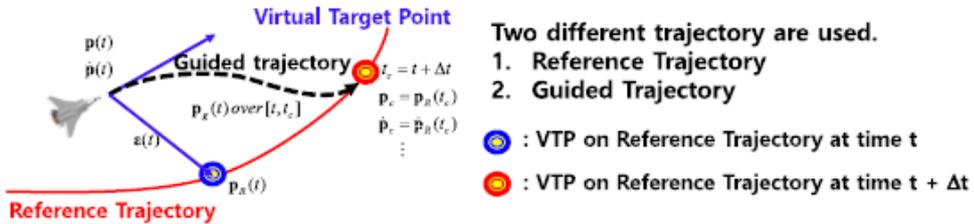
Flyable Trajectory Generation using Dubins Path

Applications to Optimal Trajectory Generation for Multi-Target-Intercept Mission

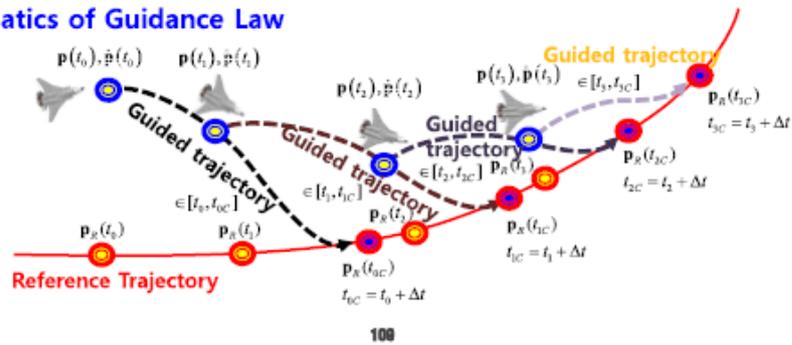


Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Ahead-Time based Carrot-Chasing Algorithm



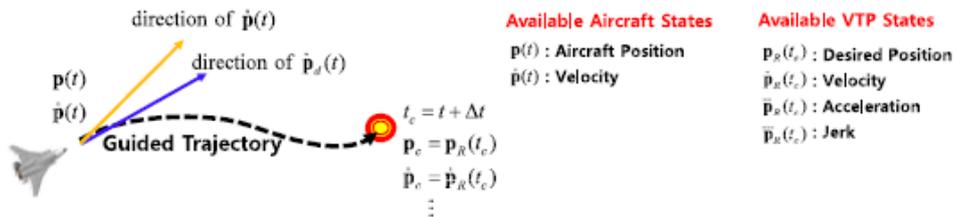
Schematics of Guidance Law



108

Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Generation of Guided Trajectory using Hermit Spline Curve



Using the 1<sup>st</sup>, 2<sup>nd</sup> derivatives for initial (aircraft) and final (carrot) states,  $\{t_0, \dot{f}_0, \ddot{f}_0, \overset{\cdot}{\ddot{f}}_0\}, \{t_f, \dot{f}_f, \ddot{f}_f, \overset{\cdot}{\ddot{f}}_f\}$

$$f(\tau) = \sum_{n=0}^{m-1} a_n \tau^n = a_0 + a_1 \tau + a_2 \tau^2 + a_3 \tau^3 + a_4 \tau^4 + a_5 \tau^5$$

$$\begin{aligned} f(t) &= \alpha_0 f_0 + \alpha_1 \dot{f}_0 \Delta t + \alpha_2 \ddot{f}_0 (\Delta t)^2 + \beta_0 f_0 + \beta_1 \dot{f}_0 \Delta t + \beta_2 \ddot{f}_0 (\Delta t)^2 \\ &= (1 - 10\tau^3 + 15\tau^4 - 6\tau^5) f_0 + (10\tau^3 - 15\tau^4 + 6\tau^5) \dot{f}_0 \\ &\quad + (\tau - 6\tau^3 + 8\tau^4 - 3\tau^5) \ddot{f}_0 \Delta t + (-4\tau^3 + 7\tau^4 - 3\tau^5) \overset{\cdot}{\ddot{f}}_0 \Delta t + \frac{1}{2}(\tau^3 - 3\tau^5 + 3\tau^4 - \tau^5) \overset{\cdot}{\ddot{f}}_0 (\Delta t)^2 + \frac{1}{2}(\tau^3 - 2\tau^4 + \tau^5) \overset{\cdot}{\ddot{f}}_0 (\Delta t)^2 \end{aligned}$$

110

## Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

### Comparison of Acceleration Command for MFC (Model-Following-Control)

Ahead-Time based CCGL

(PID + Feedforward Control)

$$\ddot{\mathbf{p}}_{cmd}(t) = k_p(\mathbf{p}_d - \mathbf{p}) + k_v(\dot{\mathbf{p}}_d - \dot{\mathbf{p}}) + k_f \int (\mathbf{p}_d - \mathbf{p}) dt + k_{ff} \ddot{\mathbf{p}}_d$$

Traditional (Ahead-distance based) CCGL

$$\begin{aligned} a_{cmd}^{lat} &= k_v \Delta \psi + k_d d \\ a_{cmd}^{ver} &= k_\theta (\theta_{cmd} - \theta_a) + k_h (h_t - h_a) \end{aligned}$$

### Various Options for Ahead-Time based CCGL: 8 different Guidance Laws

	Aircraft states	Target states		Aircraft states	Target states
GL1	$\mathbf{p}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c)$	GL5	$\mathbf{p}(t), \dot{\mathbf{p}}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c)$
GL2	$\mathbf{p}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c), \dot{\mathbf{p}}_R(t_c)$	GL6	$\mathbf{p}(t), \dot{\mathbf{p}}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c), \dot{\mathbf{p}}_R(t_c)$
GL3	$\mathbf{p}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c), \dot{\mathbf{p}}_R(t_c), \ddot{\mathbf{p}}_R(t_c)$	GL7	$\mathbf{p}(t), \dot{\mathbf{p}}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c), \dot{\mathbf{p}}_R(t_c), \ddot{\mathbf{p}}_R(t_c)$
GL4	$\mathbf{p}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c), \dot{\mathbf{p}}_R(t_c), \ddot{\mathbf{p}}_R(t_c), \ddot{\mathbf{p}}_R(t_c)$	GL8	$\mathbf{p}(t), \dot{\mathbf{p}}(t)$	$\mathbf{p}_R(t_c), \dot{\mathbf{p}}_R(t_c), \ddot{\mathbf{p}}_R(t_c), \ddot{\mathbf{p}}_R(t_c)$

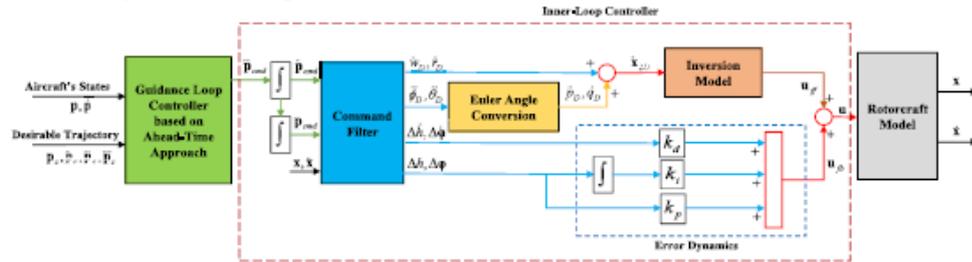
For Detailed Comparative Study on 8 Guidance Laws, you can refer to [Ref 1]

[Ref 1] Seong Han Lee, SungWook Hur, Yi Young Kwak, Yong Hyeon Nam, and Chang-Joo Kim, "Ahead-time Approach to Carrot-chasing Guidance Law for an Accurate Trajectory-tracking Control," International Journal of Control, Automation and Systems 19(8) (2021) 2634-2651

## Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

### Model-Following-Control Structure for CCGL Implementation

- Outer Loop : Carrot-Chasing Guidance Law (GL1, GL3)
- Inner Loop : Model Following Controller (MFC)



#### Command Filter

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_{cmd} &= \kappa_v \Delta v + \kappa_\psi \int \Delta v dt & \Delta v &= v_{cmd} - v \\ \dot{\theta}_{cmd} &= -\kappa_\theta \Delta u - \kappa_\psi \int \Delta u dt & \Delta u &= u_{cmd} - u \\ r_{cmd} &= \kappa_\psi \Delta \psi + \kappa_\psi \dot{\Delta \psi} + \kappa_\psi \int \Delta \psi dt & \Delta \psi &= \psi_{cmd} - \psi \\ \dot{h}_{cmd} &= \dot{h}_{des} + \kappa_h \Delta \dot{h} + \kappa_h \Delta h + \kappa_h \int \Delta h dt & \Delta h &= h_{cmd} - h \end{aligned}$$

where  $\Delta \psi = \psi_{cmd} - \psi$ ,  $\Delta h = h_{cmd} - h$

$$\begin{aligned} \ddot{\phi}_D + 2\zeta_{\phi_D} \omega_{\phi_D} \dot{\phi}_D + \omega_{\phi_D}^2 \phi_D &= \omega_{\phi_D}^2 \phi_{cmd} & \tau_{\phi_D} \ddot{\phi}_D + \dot{\phi}_D &= r_{cmd} \\ \ddot{\theta}_D + 2\zeta_{\theta_D} \omega_{\theta_D} \dot{\theta}_D + \omega_{\theta_D}^2 \theta_D &= \omega_{\theta_D}^2 \theta_{cmd} & \tau_{\theta_D} \ddot{\theta}_D + \dot{\theta}_D &= \dot{h}_{cmd} \end{aligned}$$

#### Inversion Model

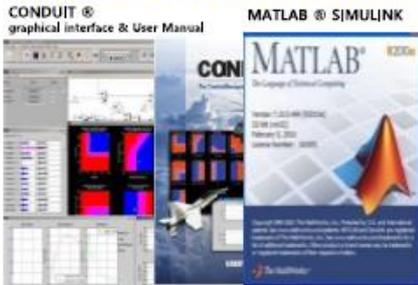
$$\mathbf{u}_p = \mathbf{B}_2^{-1}(\dot{\mathbf{x}}_{des} - \mathbf{A}_{22} \mathbf{x}_1 - \mathbf{A}_{21} \mathbf{x}_2)$$

#### Error Dynamics

$$\mathbf{u}_p = \begin{pmatrix} -k_{\psi} \Delta \dot{\psi} - k_{\psi} \Delta \psi + k_{\psi} \int \Delta \psi dt \\ k_{\psi} \Delta \dot{\psi} + k_{\psi} \Delta \psi + k_{\psi} \int \Delta \psi dt \\ k_{\theta} \Delta \dot{\theta} + k_{\theta} \Delta \theta - k_{\theta} \Delta u - k_{\theta} \int \Delta u dt \\ k_{\psi} \Delta \dot{\psi} + k_{\psi} \Delta \psi + k_{\psi} \int \Delta \psi dt \end{pmatrix} \quad \text{where } \begin{aligned} \Delta \phi &= \phi_D - \phi \\ \Delta \theta &= \theta_D - \theta \end{aligned}$$

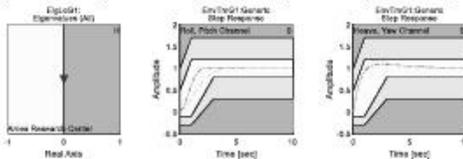
## Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

### Optimization of Controller Gains and Parameters



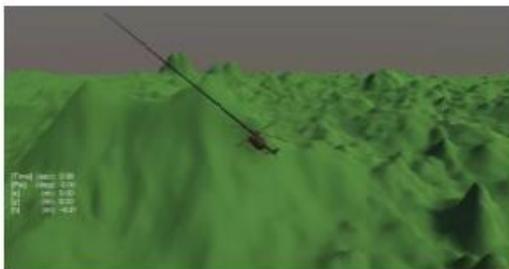
Parameters	Location	Hover	30 knots	60 knots	90 knots	120 knots
$K_{\phi}$	Filter (Heave)	1.26E+00	2.53E+00	1.94E+00	7.35E-01	2.80E+00
$K_{\psi}$	Filter (Heave)	5.88E-01	8.07E-01	6.29E-01	3.88E-01	4.68E-01
$K_{\phi\psi}$	Filter (Heave)	9.90E-04	9.32E-04	2.02E-02	2.32E-03	8.80E-04
$K_{\psi\phi}$	Filter (Yaw)	9.18E-01	5.67E-01	2.54E-01	1.27E-01	5.17E-01
$K_{\phi\psi}$	Filter (Yaw)	5.17E-01	7.75E-01	1.31E-01	4.20E-02	5.22E-02
$K_{\psi\phi}$	Filter (Yaw)	8.58E-04	1.11E-03	9.36E-04	7.36E-04	9.90E-04
$K_{\psi}$	Filter (Pitch)	1.21E-02	1.14E-02	5.18E-02	9.28E-02	1.14E-02
$K_{\phi}$	Filter (Pitch)	1.16E-03	9.70E-04	9.50E-04	9.10E-04	9.90E-04
$K_{\psi}$	Filter (Roll)	9.03E-03	1.02E-02	6.93E-02	6.20E-02	1.02E-02
$K_{\phi}$	Filter (Roll)	8.97E-04	1.00E-03	1.86E-03	5.26E-03	8.49E-04
$K_{\psi}$	Filter (Roll)	3.10E+00	4.50E+00	7.12E+00	8.12E+00	5.11E+00
$K_{\phi}$	Filter (Roll)	5.45E+00	3.70E+00	9.36E+00	7.14E+00	5.57E+00
$K_{\psi}$	Filter (Yaw)	1.51E+00	1.77E+00	1.17E+00	9.12E-01	1.19E+00
$K_{\phi}$	Filter (Heave)	1.64E+00	1.69E+00	1.70E+00	1.43E+00	1.64E+00
$K_{\psi}$	Filter (Roll)	9.00E-01	9.00E-01	9.00E-01	9.00E-01	9.00E-01
$K_{\phi}$	Filter (Pitch)	9.00E-01	9.00E-01	9.00E-01	9.00E-01	9.00E-01
$K_{\psi}$	Feedback (Roll)	2.90E-01	2.50E-01	1.40E-01	3.75E-01	2.00E-01
$K_{\phi}$	Feedback (Roll)	3.49E-01	9.84E-01	5.95E-01	5.28E-01	3.62E-01
$K_{\psi}$	Feedback (Roll)	1.19E-02	2.38E-02	9.87E-02	3.72E-02	9.74E-02
$K_{\phi}$	Feedback (Pitch)	9.50E-05	1.17E-04	5.76E-05	4.13E-04	2.73E-05
$K_{\psi}$	Feedback (Pitch)	2.10E-01	2.22E-01	1.50E-01	1.36E-01	5.98E-01
$K_{\phi}$	Feedback (Pitch)	4.83E-01	6.07E-01	6.88E-01	7.28E-01	5.37E-01
$K_{\psi}$	Feedback (Pitch)	6.86E-02	6.89E-02	1.24E-02	6.14E-03	1.57E-02
$K_{\phi}$	Feedback (Yaw)	1.10E-04	1.09E-04	9.90E-05	4.88E-03	1.88E-03
$K_{\psi}$	Feedback (Yaw)	7.52E-01	6.94E-01	9.29E-01	1.14E+00	8.07E-01
$K_{\phi}$	Feedback (Yaw)	1.88E-01	5.08E-01	7.39E-01	9.12E-01	4.11E-01
$K_{\psi}$	Feedback (Yaw)	1.10E-04	1.03E-04	1.96E-04	1.30E-04	1.29E-03
$K_{\phi}$	Feedback (Heave)	4.47E-04	8.38E-05	7.52E-02	4.57E-02	2.77E-02
$K_{\psi}$	Feedback (Heave)	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	1.18E-03	4.44E-03
$K_{\phi}$	Feedback (Heave)	6.00E-01	9.74E-01	6.92E-01	1.20E+00	8.17E-01

Specification	Description	Source	Channel	Constraint Type
EqLoGI	Eigenvalue (Stability)	AMES Research Center	All	Hard
EqYawGI	Step Response	General	X,Y,Z,v	Soft

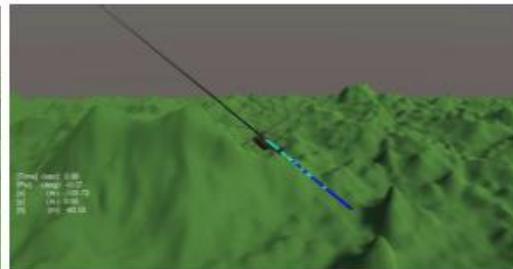


## Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

### Applications of CCGL to Acceleration and Deceleration Maneuvers



Acceleration Maneuver



Deceleration Maneuver

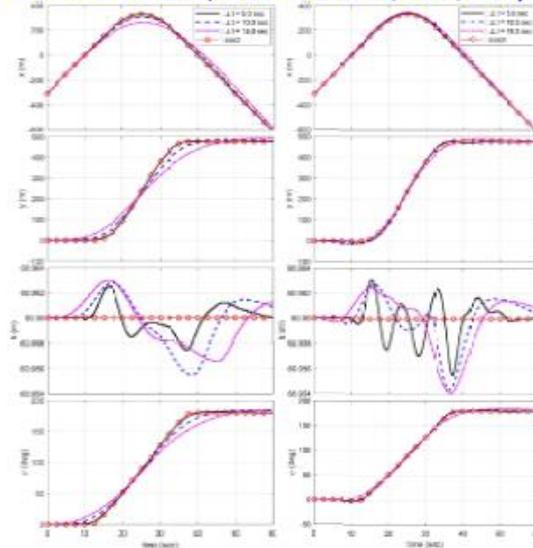
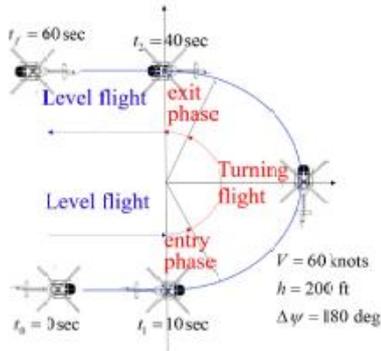
**GL1 : Yellow**  
**GL3 : Blue**  
**GL5 : Cyan**  
**GL6 : Red**

**GL1 = GL5**  
**GL3 = GL6**



Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Applications of CCGL to Transient Turn Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)

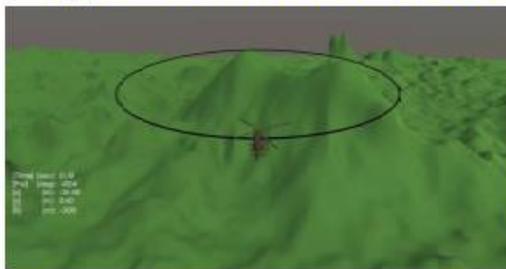


Position and Heading angle (Left:GL1, Right:GL3)

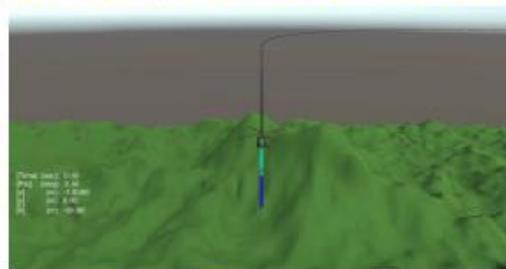
117

Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Applications of CCGL to Pirouette, Transient Turn, and Helical Turn Maneuvers



Pirouette



Transient Turn

GL1 : Yellow  
 GL3 : Blue  
 GL5 : Cyan  
 GL6 : Red

GL1 = GL5  
 GL3 = GL6



Helical Turn

118

Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

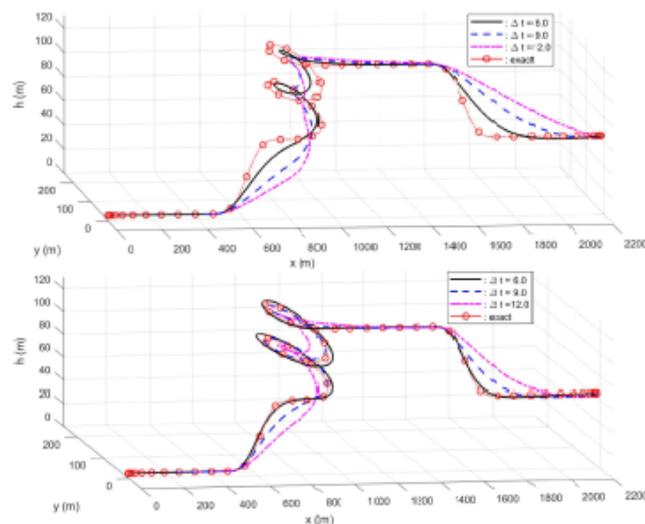
Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)

No.	Maneuvers	Duration	State changes during maneuver
1	Hover	15sec	Hover station-keeping at 15ft
2	Acceleration	30sec	Level acceleration from 0 knots to 60knots
3	Pop-up	10sec	Climb from 15 ft up to 215ft and recover the level flight condition
4	Helical Turn	60sec	After 720 deg heading and 200 ft altitude changes, return to level flight
5	Pop-down	10sec	Descent from 415 ft to 215ft and recover the level flight condition
6	Deceleration	30sec	Level deceleration from 60 knots to hover

118

Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)

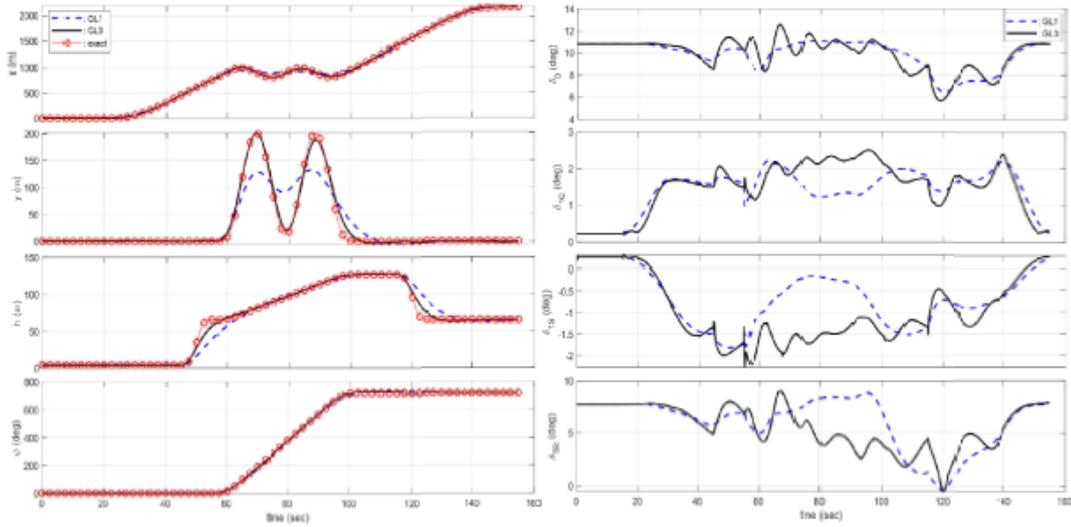


Effect of ahead time on trajectory-tracking accuracy (Upper:GL1, Lower:GL3)

120

Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)

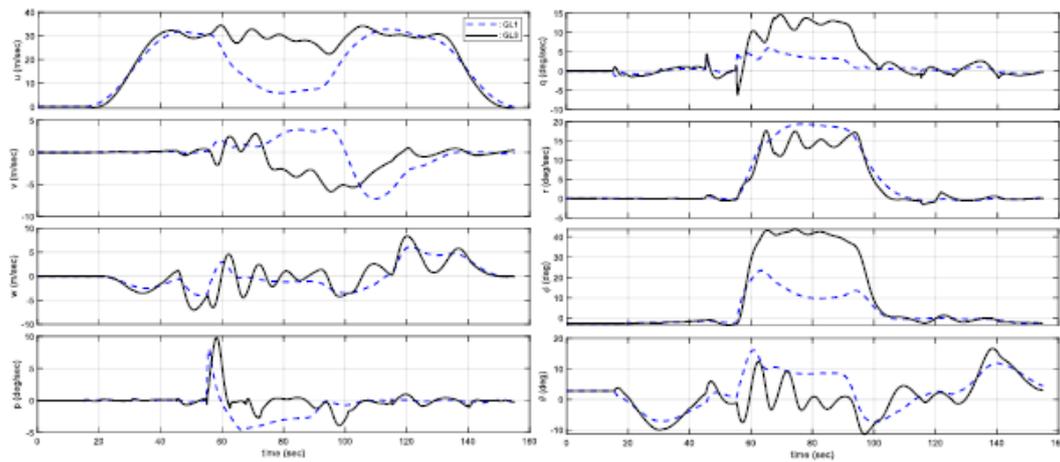


Comparison of trajectory tracking accuracy

Time history of control inputs with  $\Delta t = 9.0(\text{sec})$

Development of Ahead-Time Based Carrot Chasing Guidance Law (CCGL)

Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)



Aircraft states computed with  $\Delta t = 9.0(\text{sec})$

1	Initial Motivation for Autonomous FCS Research
2	First-Stage Activities in Autonomous FCS Research
3	Recent Progress in Autonomous FCS Research
	Development of IBS Trajectory-Tracking Control
	Integration of Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Trajectory Tracking Control
4	Summary of Part 2

## Recent Publications

### Development of Lyapunov-based Nonlinear Trajectory-Tracking Controller (Back-Stepping / Sliding-Mode Control Design)

- Chang-Joo Kim, et al., "Adaptive Trajectory Tracking Control for Rotorcraft Using Incremental Backstepping Sliding Mode Control Strategy," *International Journal of Aerospace Engineering* 2021:1-15, July 2021.
- Chang-Joo Kim, et al., "Efficient Gain Parameter Selection Approach for Sliding Mode Control with Application to Rotorcraft Trajectory Tracking Control Design," *The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021)*, Volume 2, September 2022
- Chang-Joo Kim, et al., "Robust Trajectory-Tracking Control of a Rotorcraft Using Immersion-and-Invariance-Based Adaptive Backstepping Control," *International Journal of Aerospace Engineering* 2022(3):1-16, July 2022.

### Development of Nonlinear Trajectory-Tracking Controller using Incremental Dynamics (Incremental Back-Stepping / Sliding-Mode Control Design)

- Chang-Joo Kim, et al., "Guidance and control for autonomous emergency landing of the rotorcraft using the incremental backstepping controller in 3-dimensional terrain environments," *Aerospace Science and Technology* 132:108051, 2022.
- Chang-Joo Kim, et al., "Robust Prediction of Angular Acceleration for Practical Realization of Incremental Nonlinear Trajectory-tracking Control for Aircrafts," *International Journal of Control Automation and Systems* 20(4):1250-1265, April 2022.
- Chang-Joo Kim, et al., "A Trajectory-Tracking Controller Design of Rotorcraft Using an Adaptive Incremental-Backstepping Approach," *Aerospace* 8(9):248, September 2021.

## Recent Publications

### Integration of Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Trajectory-Tracking Control for Mission Autonomy

- Chang-Joo Kim, et al., "A Study on Path Planning Using Bi-Directional PQ-RRT\* Algorithm and Trajectory Tracking Technique Using Incremental Backstepping Control," The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021), Volume 2, September 2022
- Chang-Joo Kim, et al., "A Study on Integration of Guidance System Using Real-Time PQ-RRT\* Algorithm and a Trajectory Tracking Controller," Journal of Institute of Control Robotics and Systems 28(1):75-85, January 2022.
- Chang-Joo Kim, et al., "An Approach to Air-to-Surface Mission Planner on 3D Environments for an Unmanned Combat Aerial Vehicle," Drones 6(1):20, January 2022
- Chang-Joo Kim, et al., "Integration of path planning, trajectory generation and trajectory tracking control for aircraft mission autonomy," Aerospace Science and Technology 118(1):107014, August 2021

The Presentation will mainly focus on Incremental Back-Stepping Control (IBSC) design for brevity.

126

## Some of Claims based on Experiences

- Mission Autonomy can be effectively achieved using Trajectory-Tracking Control.

Trajectory-following control : control in 3-D space (time independent)

$$\mathbf{p} = (x, y, z)^T$$

Trajectory-tracking control : control in 4-D space (exact timing is critical)

$$\mathbf{p} = (x, y, z, t)^T$$

- Flight Dynamic Model represented in the Inertial Frame is more convenient than the traditional form of Euler Equations, since desirable trajectories for Mission Autonomy are typically prescribed by the position and heading angle.

Euler Equations

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{v}} &= \mathbf{f} / m - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \mathbf{J}^{-1} \{ \mathbf{m} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}) \} \end{aligned} \quad \mathbf{v} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\phi} = \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}, \quad \mathbf{r} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$$

Motion Equations using inertial states

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}} &= \mathbf{C}^{-1} \{ \mathbf{f} / m - (\mathbf{T}\dot{\boldsymbol{\phi}}) \times (\mathbf{C}\dot{\mathbf{r}}) - \dot{\mathbf{C}}\dot{\mathbf{r}} \} \\ \ddot{\boldsymbol{\phi}} &= \mathbf{T}^{-1} \left[ \mathbf{J}^{-1} \{ \mathbf{m} - (\mathbf{T}\dot{\boldsymbol{\phi}}) \times (\mathbf{J}\mathbf{T}\dot{\boldsymbol{\phi}}) \} - \dot{\mathbf{T}}\dot{\boldsymbol{\phi}} \right] \end{aligned} \quad \text{Using} \quad \begin{aligned} \boldsymbol{\omega} &= \mathbf{T}\dot{\boldsymbol{\phi}} & \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \dot{\mathbf{T}}\dot{\boldsymbol{\phi}} + \mathbf{T}\ddot{\boldsymbol{\phi}} \\ \mathbf{v} &= \mathbf{C}\dot{\mathbf{r}} & \dot{\mathbf{v}} &= \dot{\mathbf{C}}\dot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}\ddot{\mathbf{r}} \end{aligned}$$

128

### Some of Claims based on Experiences

- **Incremental Flight Dynamics are much more effective for real applications than Full Nonlinear Dynamics.**

- It allows controller scheduling only with the control effectiveness matrix
- The mismatched uncertainty can be removed
- Adaptive control elements can be straightforwardly adopted

#### Nonlinear Dynamics

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{G}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})\mathbf{u} + \mathbf{d}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u})$$

#### Nonlinear Dynamics at to

$$\ddot{\mathbf{x}}_0 = \mathbf{f}(\mathbf{x}_0, \dot{\mathbf{x}}_0) + \mathbf{G}(\mathbf{x}_0, \dot{\mathbf{x}}_0)\mathbf{u}_0 + \mathbf{d}_0(\mathbf{x}_0, \dot{\mathbf{x}}_0, \mathbf{u}_0)$$

#### Nonlinear Dynamics at to+Δt

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{x}} &\approx (\mathbf{f}_0 + \mathbf{G}_0\mathbf{u}_0 + \mathbf{d}_0) + \mathbf{G}_0\Delta\mathbf{u} + \frac{\partial\mathbf{d}}{\partial\mathbf{u}}\Delta\mathbf{u} \\ &+ \left( \frac{\partial\mathbf{f}_0}{\partial\mathbf{x}}\Delta\mathbf{x} + \frac{\partial\mathbf{f}_0}{\partial\dot{\mathbf{x}}}\Delta\dot{\mathbf{x}} + \frac{\partial\mathbf{d}_0}{\partial\mathbf{x}}\Delta\mathbf{x} + \frac{\partial\mathbf{d}_0}{\partial\dot{\mathbf{x}}}\Delta\dot{\mathbf{x}} \right) \\ &\approx \ddot{\mathbf{x}}_0 + \left( \mathbf{G}_0 + \frac{\partial\mathbf{d}}{\partial\mathbf{u}} \right) \Delta\mathbf{u} \end{aligned}$$

#### Incremental Dynamics at to+Δt

$$\ddot{\mathbf{x}} \approx \ddot{\mathbf{x}}_0 + \left( \mathbf{G}_0 + \frac{\partial\mathbf{d}}{\partial\mathbf{u}} \right) \Delta\mathbf{u}$$

Measured or Estimated linear and angular acceleration data are used (You can refer to [Ref 1])

[Ref 1] Chang-Joo Kim, et al., "Robust Prediction of Angular Acceleration for Practical Realization of Incremental Nonlinear Trajectory-tracking Control for Aircrafts," International Journal of Control Automation and Systems 20(4):1250-1265, April 2022.

127

### Some of Claims based on Experiences

- **Lyapunov-Based Control Design coupled with Incremental Dynamics is easily Certifiable by using Deterministic control effective matrices.**  $\mathbf{G}_0$

$$\ddot{\mathbf{x}} \approx \ddot{\mathbf{x}}_0 + \left( \mathbf{G}_0 + \frac{\partial\mathbf{d}}{\partial\mathbf{u}} \right) \Delta\mathbf{u}$$

- **Slack Variables Approach to System Dynamics is extremely effective to get the non-singular square control effective matrices required for the model inversion.**  $\mathbf{G}$

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}_p) + \mathbf{G}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})\mathbf{u} + \xi + \mathbf{d} \quad \text{Disturbance} \\ \mathbf{G} &= \begin{pmatrix} \bar{\mathbf{G}} & \mathbf{G}_s \end{pmatrix}, \quad \xi = -\mathbf{G}_s \mathbf{u}_s \quad \text{Slack variable} \end{aligned}$$

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ \psi \\ \phi \\ \theta \end{pmatrix}, \quad \mathbf{u}_p = \begin{pmatrix} \delta_0 \\ \delta_{1c} \\ \delta_{1s} \\ \delta_{TR} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{G}_s = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{u} = \begin{pmatrix} \mathbf{u}_p \\ \mathbf{u}_s \end{pmatrix}$$

Thus, the fully actuated system dynamics are easily obtained using slack variables.

- **SAS-type functions are working well for the trajectory-tracking IBSC**

$$\begin{aligned} \phi_d &= \phi_{trim}, & \dot{\phi}_d &= \dot{\phi}_d = 0 \\ \theta_d &= \theta_{trim}, & \dot{\theta}_d &= \dot{\theta}_d = 0 \end{aligned}$$

Thus, the prescription of trajectories for pitch and bank angles are not mandatory.

128

## Design of IBS Trajectory-Tracking Controller

### Incremental Dynamics

$$\ddot{\mathbf{x}} = \ddot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{G}\Delta\mathbf{u} + \Delta\xi$$

### Tracking Error Dynamics

$$\mathbf{z}_1 = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d$$

$$\mathbf{z}_2 = \dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{a}} \quad \text{Virtual Control}$$

$$\dot{\mathbf{z}}_1 = \mathbf{z}_2 + \mathbf{a} - \dot{\mathbf{x}}_d$$

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = \ddot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{G}\Delta\mathbf{u} + \Delta\xi - \ddot{\mathbf{a}}$$

### Control Lyapunov Function CLF

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{z}_1^T \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{z}_1 + \frac{1}{2} \mathbf{z}_2^T \mathbf{z}_2 + \frac{1}{2} \Delta\xi^T \Lambda_\xi^{-1} \Delta\xi$$

$$\left( \begin{array}{l} \mathbf{Q} = \text{diag}(q_j)_{j=1}^{j=6} > 0 \\ \Lambda_\xi = \text{diag}(\lambda_{\xi_j})_{j=1}^{j=6} > 0 \end{array} \right)$$

Weight Matrices for CLF

### Lyapunov Stability Conditions

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \mathbf{z}_1^T \mathbf{Q}^{-1} \dot{\mathbf{z}}_1 + \mathbf{z}_2^T \dot{\mathbf{z}}_2 + \Delta\xi^T \Lambda_\xi^{-1} \dot{\Delta\xi} \\ &= \mathbf{z}_1^T \mathbf{Q}^{-1} (\mathbf{a} - \dot{\mathbf{x}}_d) + \mathbf{z}_2^T (\mathbf{Q}^T \mathbf{z}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{G}\Delta\mathbf{u} - \ddot{\mathbf{a}}) \\ &\quad + \Delta\xi^T (\Lambda_\xi^{-1} \Delta\xi + \mathbf{z}_2) \leq 0 \end{aligned}$$

### Control Laws and Update Laws

$$-\mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 = \mathbf{Q}^{-1} (\mathbf{a} - \dot{\mathbf{x}}_d) \rightarrow \mathbf{a} = -\mathbf{Q} \mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 + \dot{\mathbf{x}}_d$$

$$-\mathbf{K}_2 \mathbf{z}_2 = \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{z}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{G}\Delta\mathbf{u} - \ddot{\mathbf{a}}$$

$$= \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{z}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{G}\Delta\mathbf{u} + \mathbf{Q} \mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 - \ddot{\mathbf{x}}_d$$

$$\begin{aligned} \Delta\mathbf{u} &= -\mathbf{G}^{-1} \{ (\mathbf{K}_2 + \mathbf{Q} \mathbf{K}_1) \dot{\mathbf{z}}_1 + (\mathbf{Q}^{-1} + \mathbf{K}_2 \mathbf{Q} \mathbf{K}_1) \mathbf{z}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_0 - \ddot{\mathbf{x}}_d \} \\ \mathbf{u} &= \mathbf{u}_0 + \Delta\mathbf{u} \end{aligned}$$

$$\Delta\xi_j = -\Lambda_{\xi_j} z_{2j}$$

$$\mathbf{a} = -\mathbf{Q} \mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 + \dot{\mathbf{x}}_d$$

$$\left( \begin{array}{l} \mathbf{K}_1 = \text{diag}(k_{1j})_{j=1}^{j=6} > 0 \\ \mathbf{K}_2 = \text{diag}(k_{2j})_{j=1}^{j=6} > 0 \end{array} \right)$$

Gain Matrices IBSC

120

## Design of IBS Trajectory-Tracking Controller

### Error Dynamics with IBS Trajectory-Tracking Control

$$\ddot{\mathbf{z}}_1 = \ddot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{G}\Delta\mathbf{u} + \Delta\xi - \ddot{\mathbf{x}}_d = -(\mathbf{K}_2 + \mathbf{Q} \mathbf{K}_1) \dot{\mathbf{z}}_1 - (\mathbf{Q}^{-1} + \mathbf{K}_2 \mathbf{Q} \mathbf{K}_1) \mathbf{z}_1 + \Delta\xi$$

$$\ddot{\mathbf{z}}_1 + (\mathbf{K}_2 + \mathbf{Q} \mathbf{K}_1) \dot{\mathbf{z}}_1 + (\mathbf{Q}^{-1} + \mathbf{K}_2 \mathbf{Q} \mathbf{K}_1) \mathbf{z}_1 = \Delta\xi$$

$$\ddot{z}_{1,j} + (k_{2,j} + q_j k_{1,j}) \dot{z}_{1,j} + \left( k_{2,j} q_j k_{1,j} + \frac{1}{q_j} \right) z_{1,j} = \Delta\xi_j, \quad (j=1, 2, \dots, 6)$$

### Desirable Error Dynamics and Gain Selections by specifying desirable Damping Ratio and Natural Frequency for each axis

$$k_{2,j} + q_j k_{1,j} = 2\zeta_j \omega_j$$

$$k_{2,j} q_j k_{1,j} + \frac{1}{q_j} = \omega_j^2$$

$$\frac{1}{\omega_j^2} \leq q_j \leq \frac{1}{(1-\zeta_j^2)\omega_j^2}$$

$$k_{1,j} = \frac{1}{q_j} \left( \zeta_j \omega_j \pm \sqrt{\frac{1}{q_j} - (1-\zeta_j^2)\omega_j^2} \right)$$

$$k_{2,j} = \zeta_j \omega_j \mp \sqrt{\frac{1}{q_j} - (1-\zeta_j^2)\omega_j^2}$$

$$\zeta_j \in (0, 1]$$

$$k_{1,j} = \frac{\zeta_j \omega_j}{q_j}$$

$$k_{2,j} = \zeta_j \omega_j$$

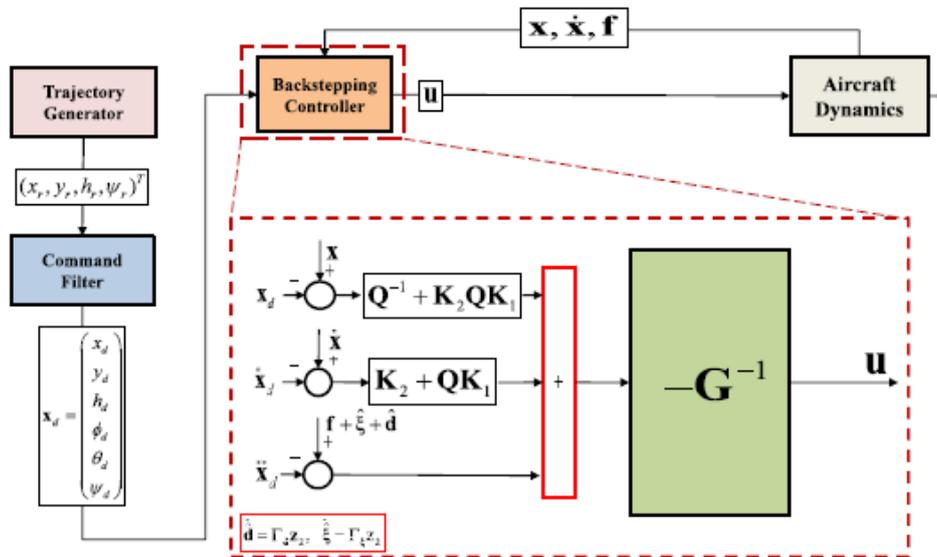
$$q_j = \frac{1}{(1-\zeta_j^2)\omega_j^2}$$

As a result, rigorous design works for Gain Optimization can be removed.

120

Design of IBS Trajectory-Tracking Controller

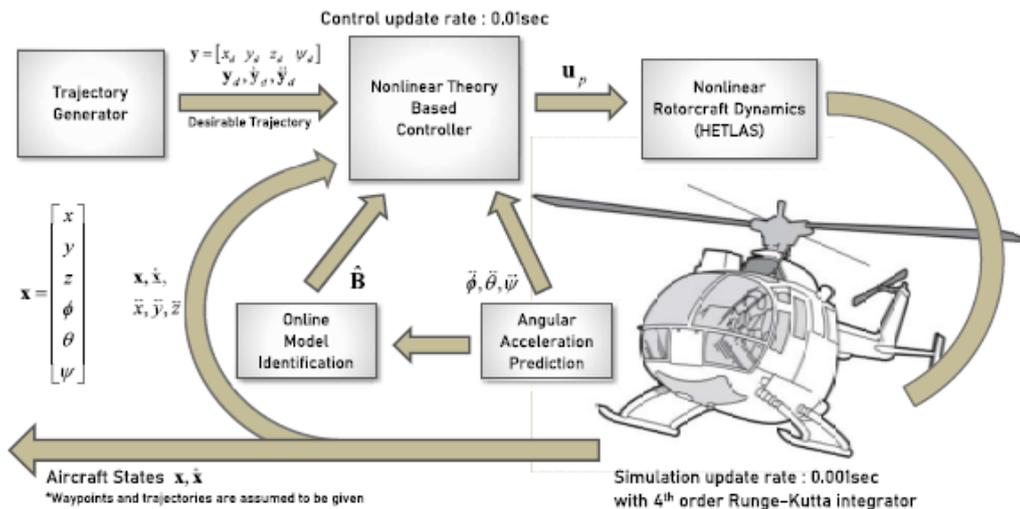
Schematics of Back-Stepping Controller with Command Filter



181

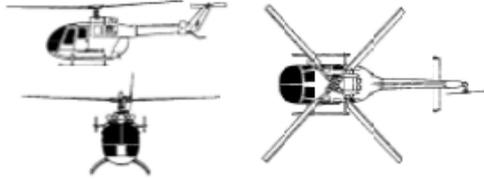
Design of IBS Trajectory-Tracking Controller

Simulation Environment for Flight-Control-Law Validation



## Validation of IBS Trajectory-Tracking Controller using Bo-105 Model

### Bo-105 Helicopter



- **Model Reference**  
: Padfield, Gareth D, Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modelling. John Wiley & Sons, 2008

**Mass Properties**

Helicopter Mass : 2200kg			
FIXX	1433.0 kg m <sup>2</sup>	FIXY	0.0 kg m <sup>2</sup>
FIYY	4973.0 kg m <sup>2</sup>	FIYZ	0.0 kg m <sup>2</sup>
FIZZ	4099.0 kg m <sup>2</sup>	FIZX	660.0 kg m <sup>2</sup>

**Main Rotor Parameters**

Number of Blades	4	Twist	-6.2deg
RPM	424 RPM	Lock number	5.087
Chord	0.27 m	Tilt angle	3.0deg
Radius	4.91 m	Flap hinge offset	0.746 m
lift curve slope	6.113	drag coefficient	0.0074
1st Flap moment of inertia	51.1 kg m	2nd Flap moment of inertia	231.7 kg m <sup>2</sup>

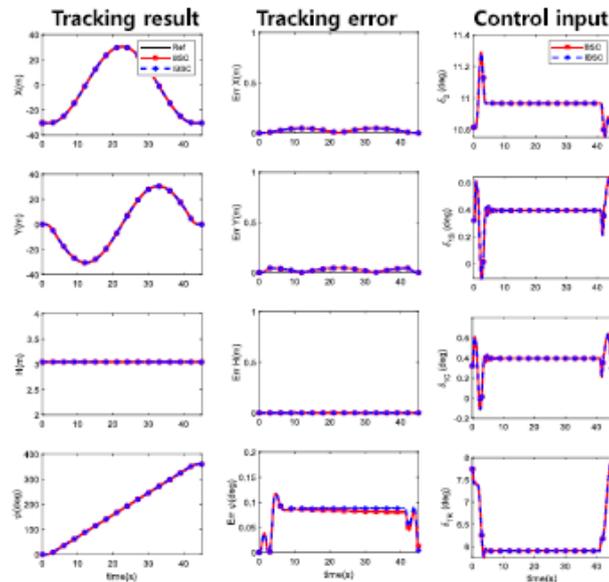
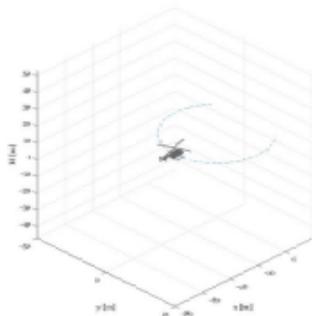
**Tail Rotor Parameters**

Number of Blades	2	mast height	1.72 m
RPM	233rad/sec	station	5.961m
Chord	0.179 m	Radius	0.95m
lift curve slope	4.91 m	drag coefficient	6.113
2nd Flap moment of inertia	1.06 kg m <sup>2</sup>	1st Flap moment of inertia	0.64 kg m

133

## Validation of IBS Trajectory-Tracking Controller using Bo-105 Model

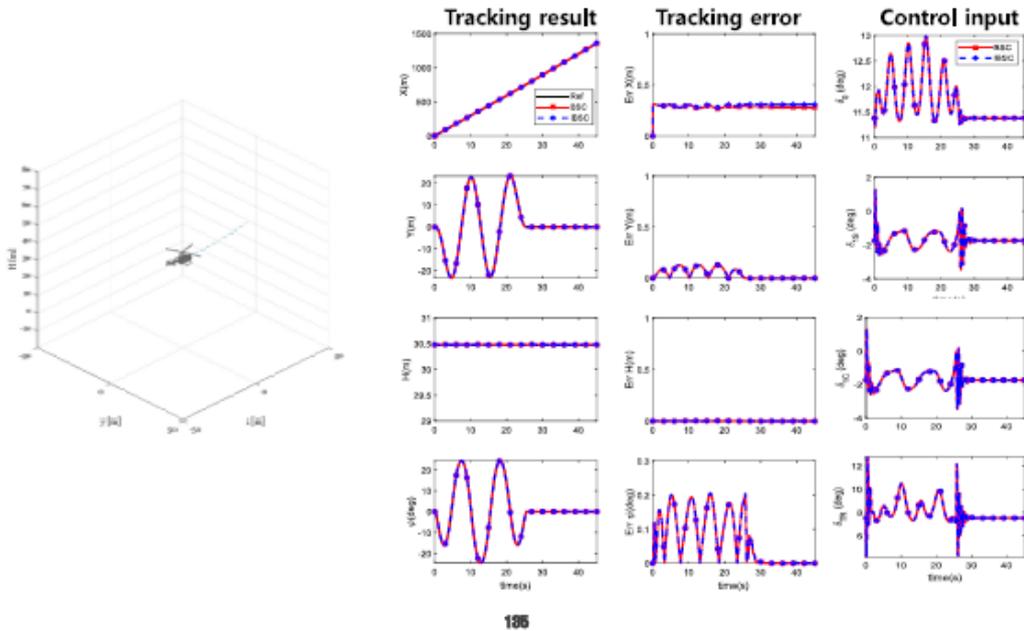
### Trajectory-Tracking Control for Pirouette-Maneuver Course



134

## Validation of IBS Trajectory-Tracking Controller using Bo-105 Model

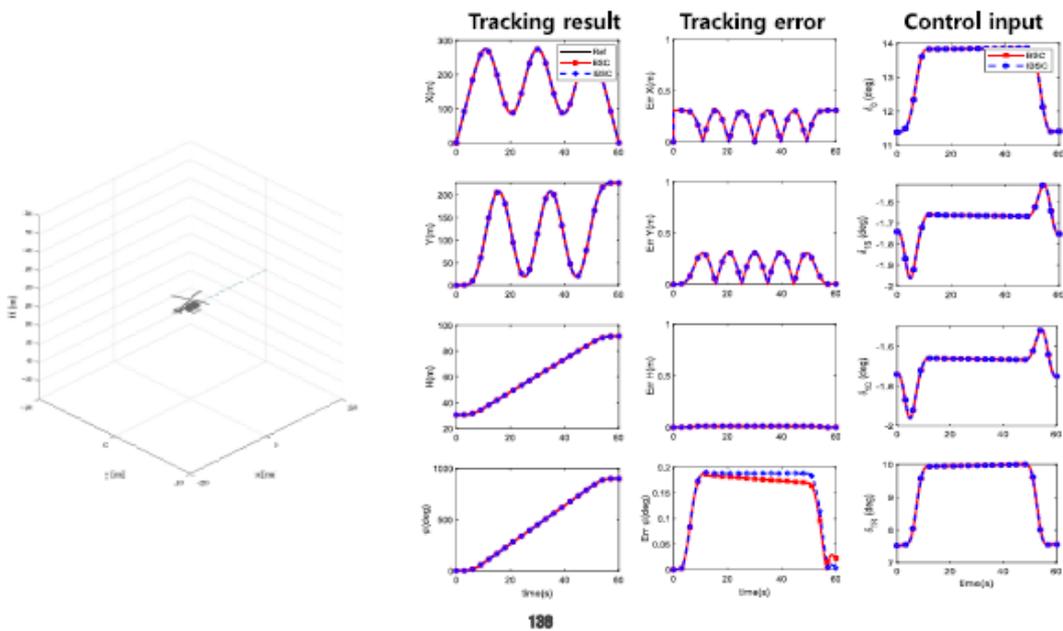
### Trajectory-Tracking Control for Slalom-Maneuver Course



136

## Validation of IBS Trajectory-Tracking Controller using Bo-105 Model

### Trajectory-Tracking Control for Transient-Turn-Maneuver Course



138

- 1 Initial Motivation for Autonomous FCS Research
- 2 First-Stage Activities in Autonomous FCS Research
- 3 Recent Progress in Autonomous FCS Research
- Development of IBS Trajectory-Tracking Control
- Integration of Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Trajectory Tracking Control
- 4 Summary of Part 2

187

Combined Maneuver Case

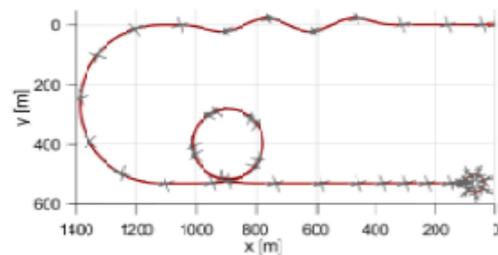
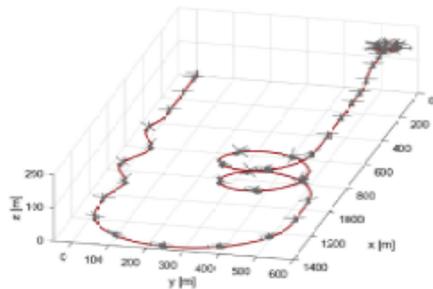
Sequence of Maneuvers

Maneuvers	Length (sec)	Velocity range (kts)	Notes
Initial Condition	0	Hover	Initial Height: 100 ft
Acceleration	0 - 20	0 to 60	/
Slalom	20 - 45	60	/
Transient Turn	45 - 75	60	180 deg turn
Helical Turn	75 - 135	60	720 deg turn
Deceleration	135 - 150	60 - 30	/
Pop up	150 - 160	30	100ft ascent
Deceleration	160 - 175	30 - 0	/
Pirouette	175 - 220	0	Radius: 100 ft

Adaptive IBSC with Least-Squares parameter estimation with direction forgetting

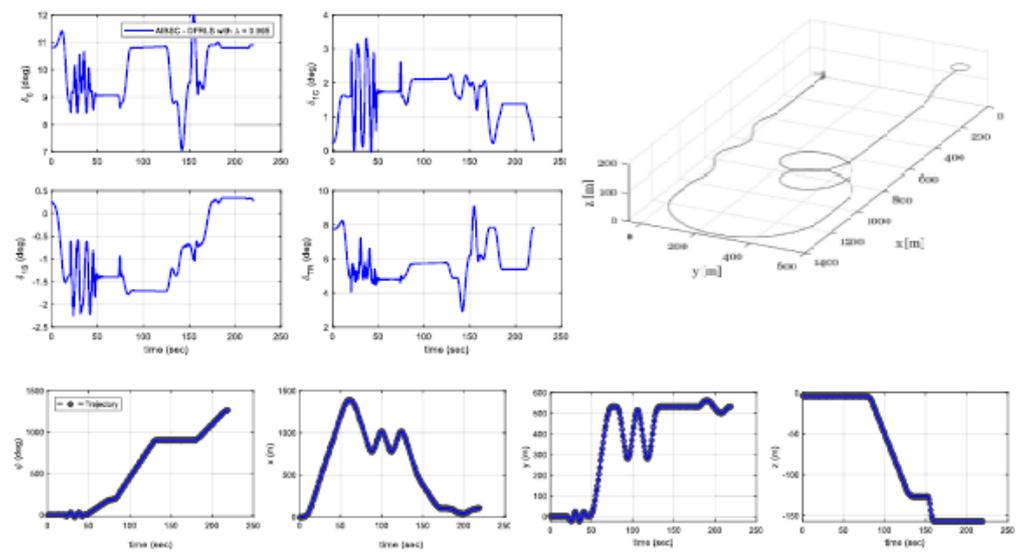
Simulation time step : 0.001sec

Control update rate : 0.01sec



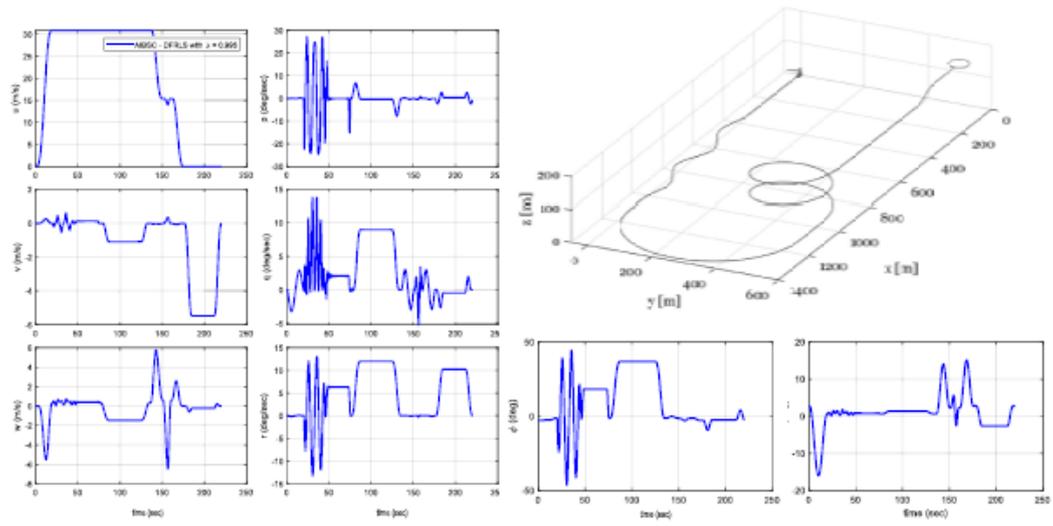
188

Combined Maneuver Case: Control inputs and Trajectory States



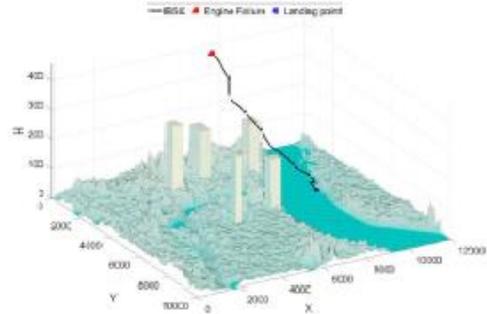
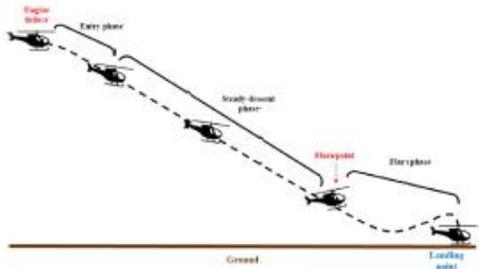
139

Combined Maneuver Case: Rigid-body States



140

Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition

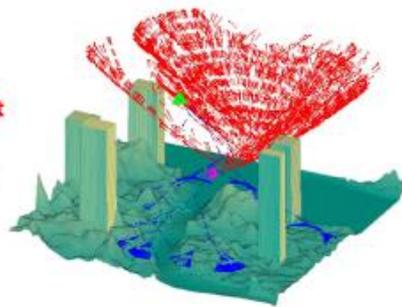


Path Planning

- Entry/Exit Phase: using NOCP solution
- Steady Decent Phase: Bi-directional RRT  
(from Entry final point to Flare initiation point)

Trajectory Generation using Spline Interpolation

Trajectory-Tracking using IBSC

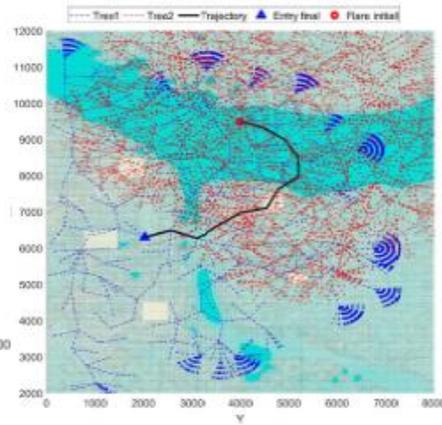
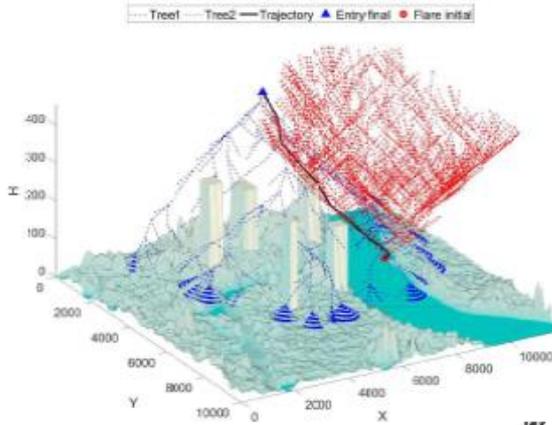


Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition

Path Planning Conditions

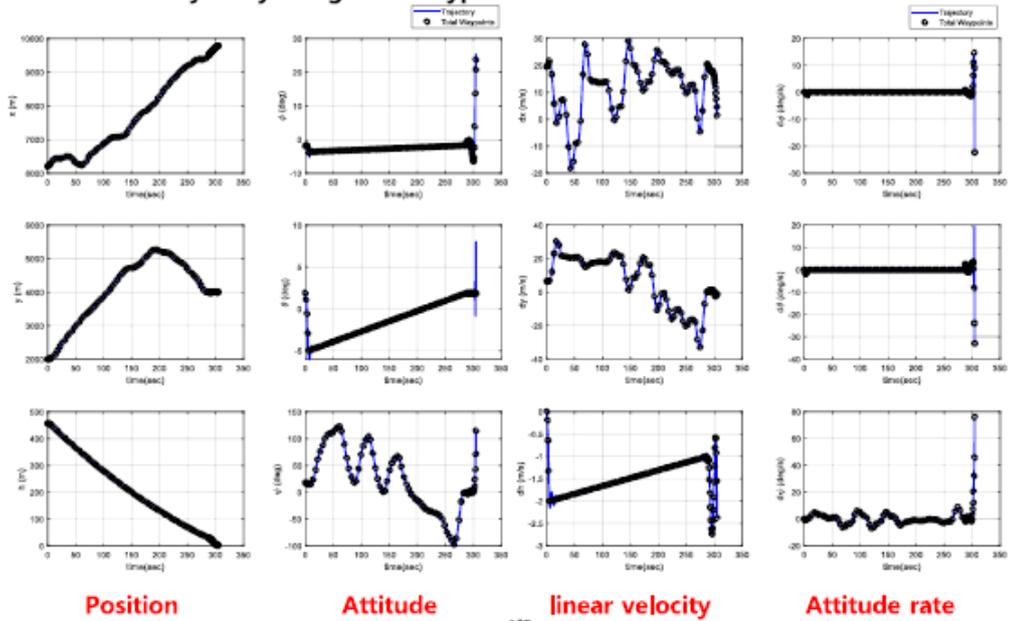
Conditions	Conditions
Engine failure location	$x = 6200m, y = 2000m, z = 1500ft$
Flare initial point	$x = 9500m, y = 4000m, z = 100ft$
Entry trajectory	$h_{e,0} = 1500ft, V_{e,0} = 40knot, \dot{z}_{e,0} = 2m/s$
Flare trajectory	$h_{f,0} = 100ft, V_{f,0} = 40knot$
Steady=Descent trajectory	Node Generation(n) = 11

Path Planning for Steady Descent Phase : Bi-directional RRT with steady descent rate



Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition

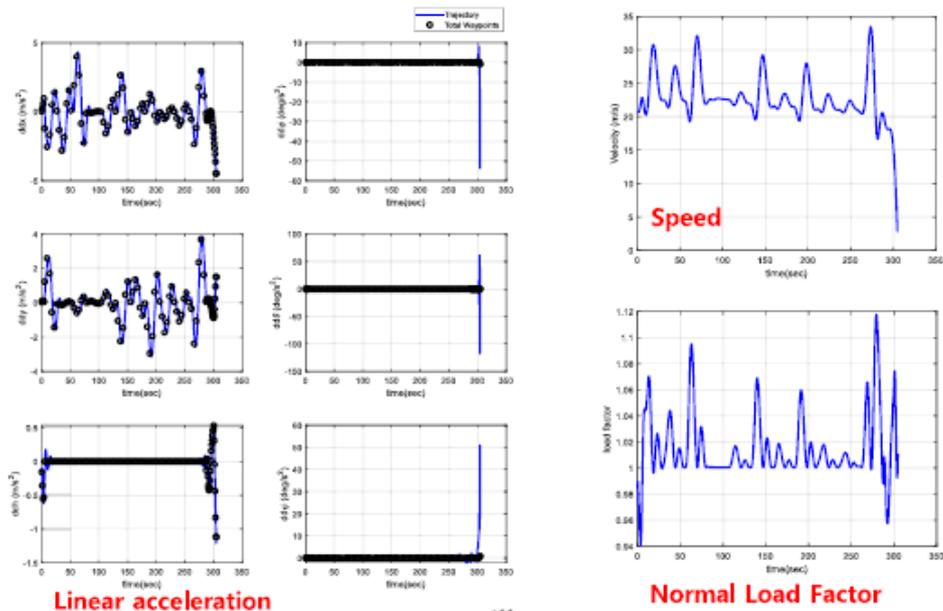
Generated Trajectory using total waypoint data



143

Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition

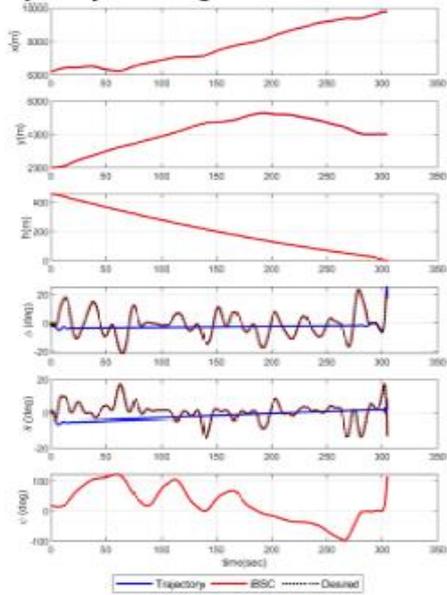
Generated Trajectory using total waypoint data



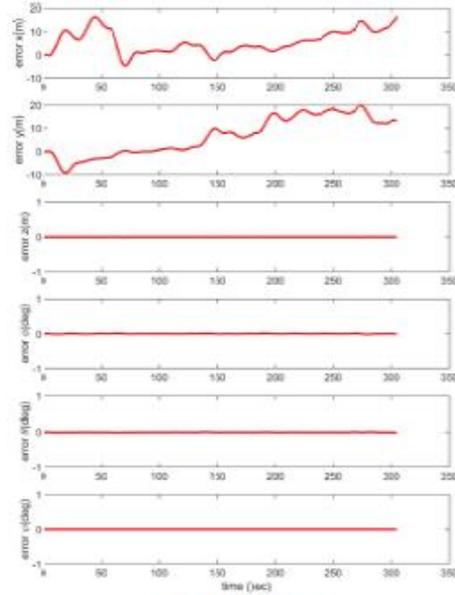
144

Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition

Trajectory-Tracking Control



[Position and Attitude]

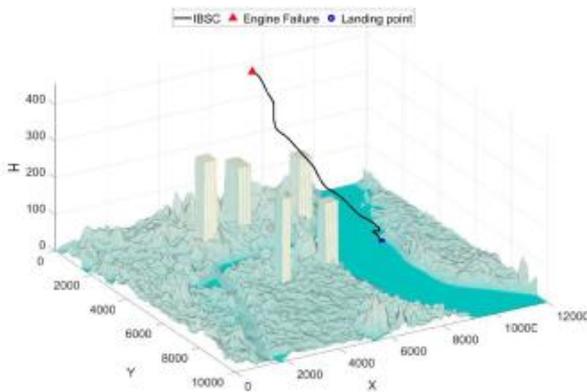


[Tracking Error]

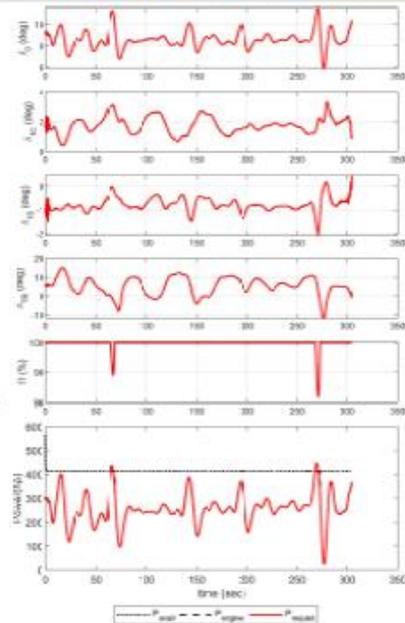
148

Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition

Trajectory-Tracking Control



[Tracking result with Geometric information]



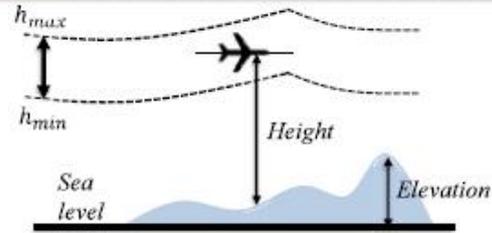
[Control, RPM, and Power]

148

Autonomous Terrain-Following Flight Control

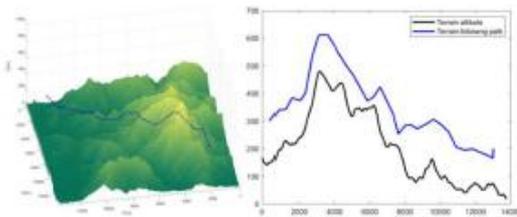
Path Planning Strategy

- RRT algorithm under Height clearance limits
- Real-time planning with unknown terrain information
- Re-planning when detailed terrain information becomes available
- Threat (Radar popup) cost considered

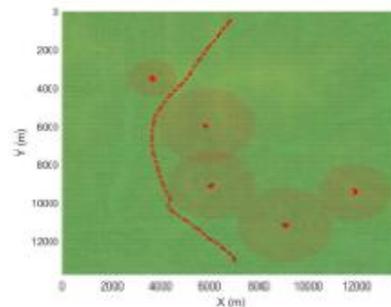


$h_{max}$  = Maximum clearance

$h_{min}$  = Minimum clearance

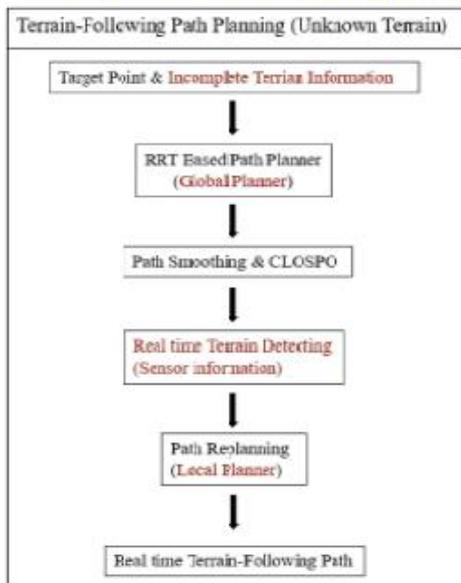


Minimum Clearance distance = 100.0m  
Maximum Clearance distance = 200.0m

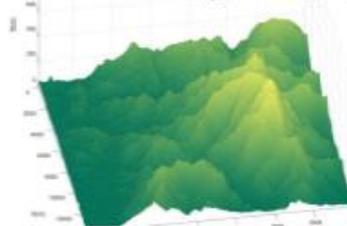


Autonomous Terrain-Following Flight Control

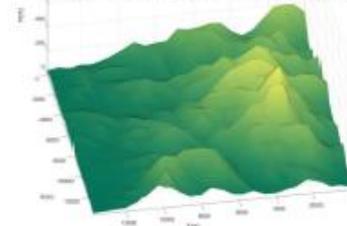
Primary Path-Planning using Low/High Resolution Terrain Information



High Resolution: Model for Re-Planning (Terrain Sensor information)



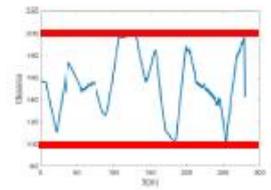
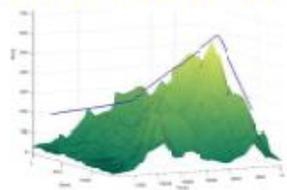
Low Resolution : used for Initial Planning



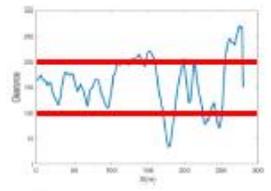
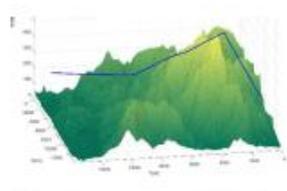
Autonomous Terrain-Following Flight Control

Effect of Map Resolution on Ground Clearance

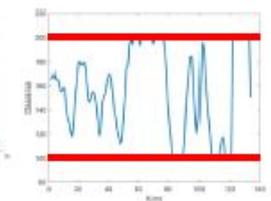
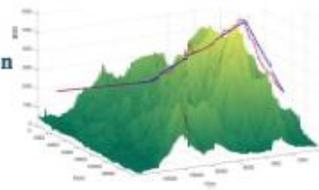
Low Resolution Terrain Map



High Resolution Terrain Map

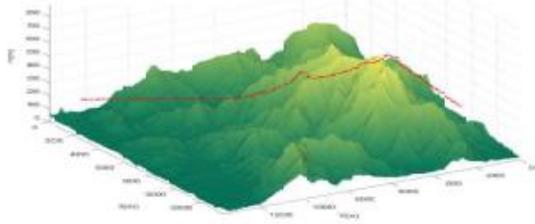
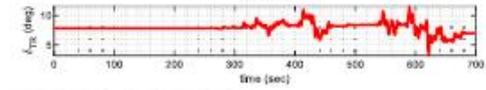
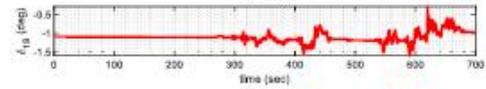
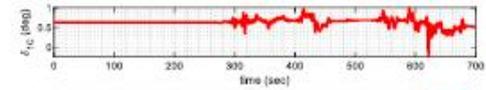
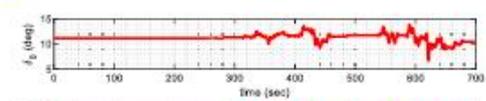
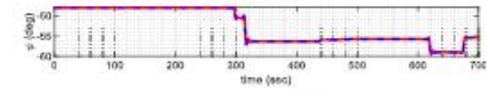
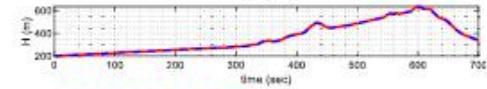
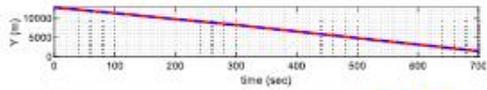
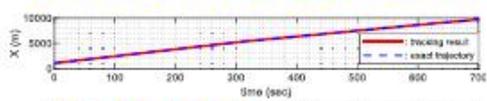


Real-Time Re-Planning with Measured Terrain Information



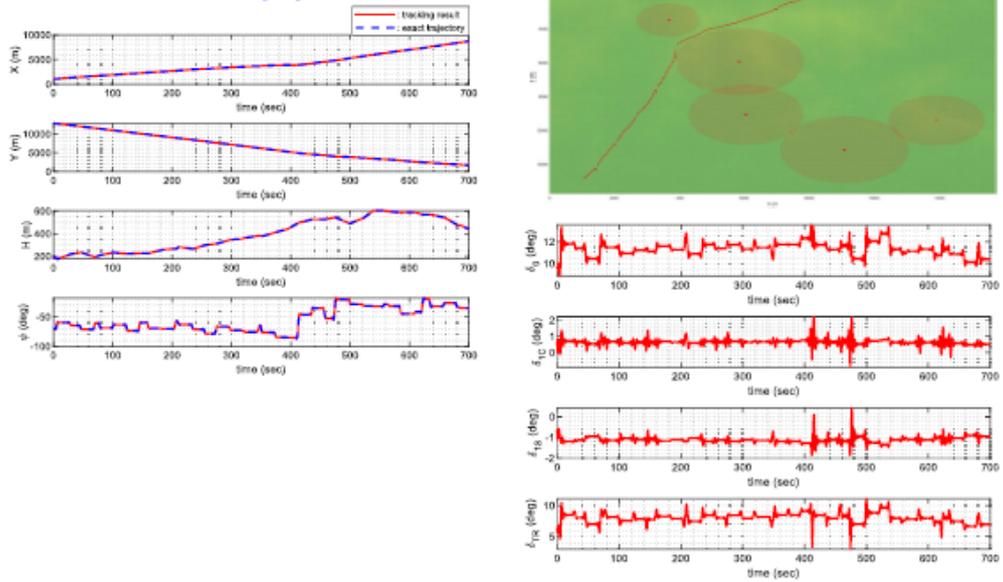
Autonomous Terrain-Following Flight Control

Simulation with Obstacle-free Terrain



Autonomous Terrain-Following Flight Control

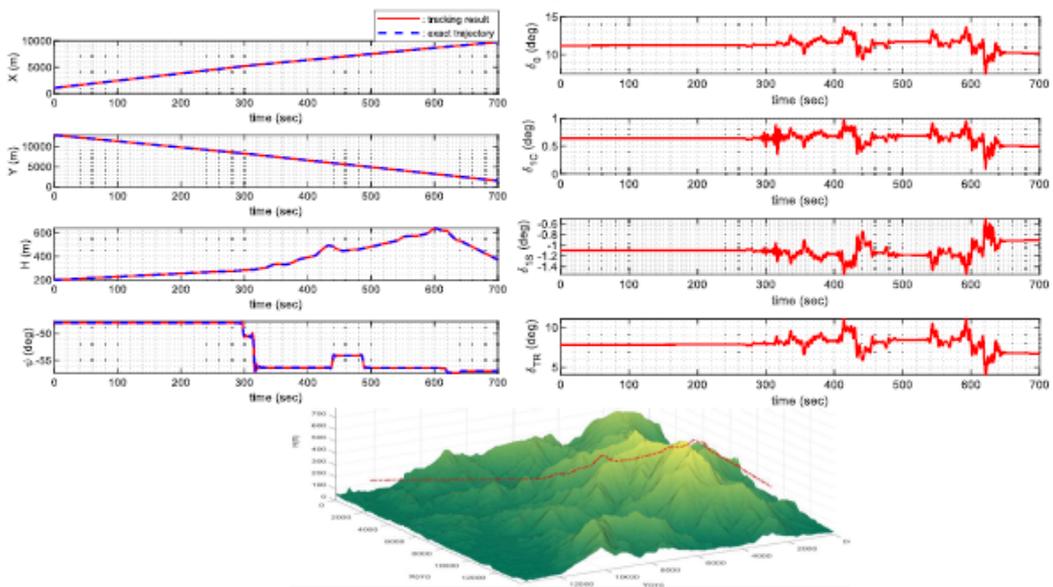
Simulation with Popup Radar



161

Autonomous Terrain-Following Flight Control

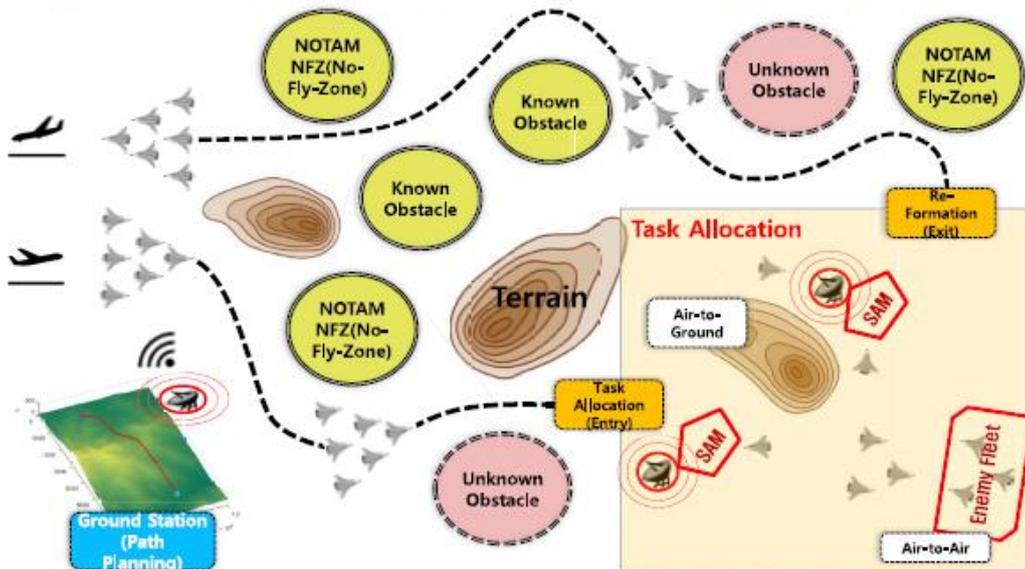
Simulation with Real-time Path-Planning Strategy



162

On-Going: Autonomous Multiple-RUAS Operations

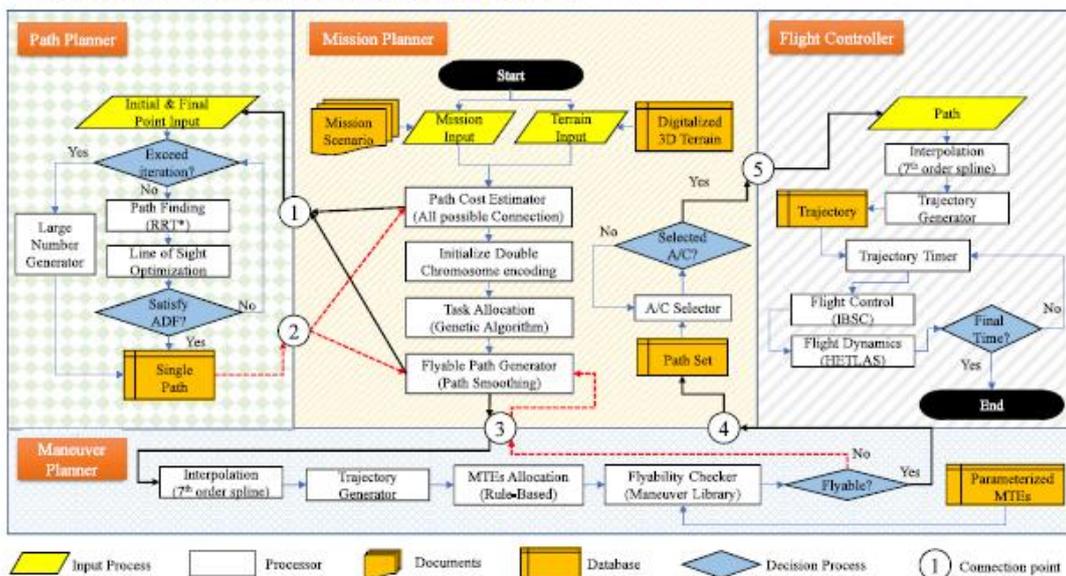
Complex and Uncertainty in Mission Environment and Scenarios for Multi-Vehicle Operation



153

On-Going: Autonomous Multiple-RUAS Operations

Framework for Autonomous Multi-Vehicle Operation



154

On-Going: Autonomous Multiple-RUAS Operations

Major Mission Planner Functions

Path-Cost Estimation

- All possible connection path between the targets are planned
- Unreachable case will be neglected using geometric approach
- Only cost values (ex. distance) are used for GA optimization.

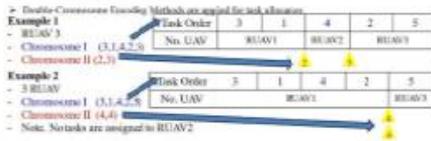


Task Allocation

GA based algorithms are known for their robustness, fastness and others.

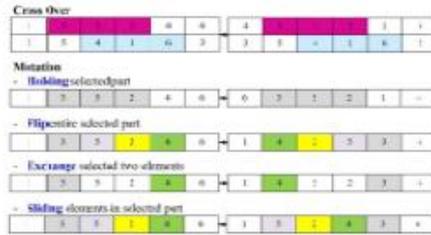
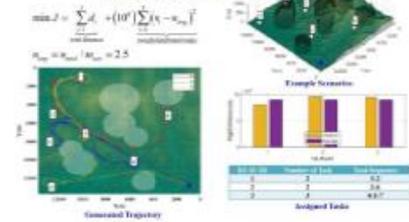
Table 1. Comparison of conventional task allocation algorithms.

Algorithm	Iteration	Sub-optimality	Scalability	Robustness	Computational Cost	Task
GA	100	100	100	100	100	1
SA	100	100	100	100	100	1
PSO	100	100	100	100	100	1
ACO	100	100	100	100	100	1
Ant Colony	100	100	100	100	100	1



Task Assignment/Trajectory Generation

- Task allocation for: 1) Minimize the total distance
- 2) Evenly distributed targets

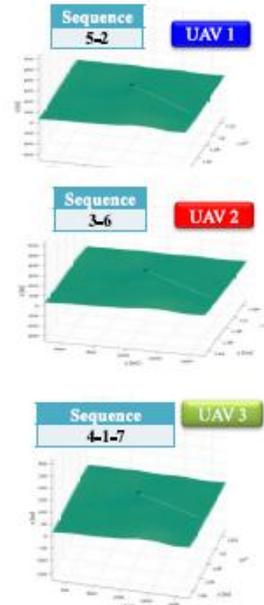
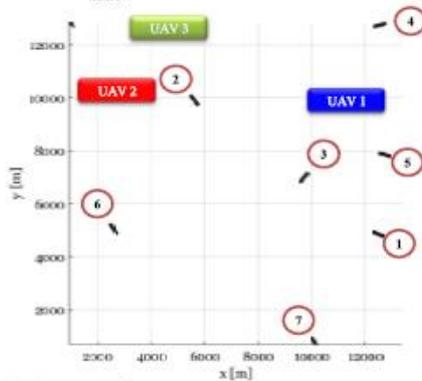
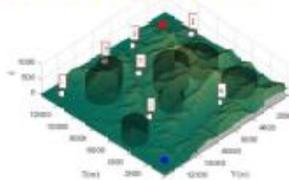
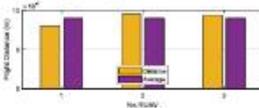


On-Going: Autonomous Multiple-RUAS Operations

Simulation Evaluation with Trajectory-Tracking Control

$$\min J = \sum_{i=1}^3 d_i + (10^6) \sum_{i=1}^3 (n_i - n_{avg})^2$$

$$n_{avg} = n_{total} / m_{total} = 2.5$$



- 1 Initial Motivation for Autonomous FCS Research
- 2 First-Stage Activities in Autonomous FCS Research
- 3 Recent Progress in Autonomous FCS Research
  - Development of IBS Trajectory-Tracking Control
  - Integration of Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Tracking Control
- 4 **Summary of Part 2**

## Recent Research Progresses in Rotorcraft Flight Dynamics and Autonomous Flight Control at KKU

### Part 2: Rotorcraft Autonomous Flight Control Systems

## Summary

KKU Researches have been initially motivated by

- Kendou's definition of Autonomy Level and Functional Requirements
- NASA's researches on RASCAL JUH-60A Black Hawk program
- KKU's Mission Scenario Analysis



- **Rotorcraft Unmanned Aerial Vehicle (RUAV)**  
A powered aircraft that does not require an onboard crew and operates with some degree of autonomy, and can be expendable or reusable.
- **Rotorcraft Unmanned Aerial or Aircraft System (RUAS)**  
A RUAS is a physical system that includes a RUAV, communication architecture, and a ground control station without human element aboard any component.
- **Navigation System (NS): Perception & State Estimation**  
The process of monitoring and controlling the movement of a craft or vehicle from one place to another.
- **Guidance System (GS)**  
The system of a RUAS that executes **Mission/Path planning and decision-making functions** to achieve assigned missions or goals.
- **Autonomous Flight Control System (AFCS)**  
The process of manipulating the inputs to a dynamic system to obtain a desired effect on its subjects without a human in the control loop.

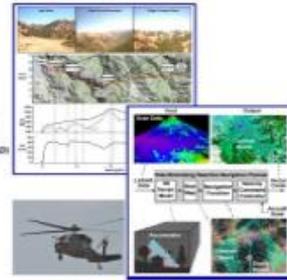
Mission Scenario Analysis for functional Requirements : Air-to-Ground

Mission Phase	Threat / Obstacle	Sensors	Proprietary	PAK Controller	Aircraft Mode
(1) Take off / Acceleration			None	TD generation	RTW-RTW
(2) Climb			Waypoint	V, BatC	FW
(3) Approach to target area	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
(4) Enter into target area	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
(5) Target priority selection	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
(6) Engage to target area	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
(7) Maximize the target damage (multi-target intercept)	Radar / NEM / Serrate / NEM		Aggressive NEM	Controller for Real-time target V, BatC	FW
(8) Engage from target area	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
(9) Engage from threat area	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
(10) Request (to) as required	Radar / NEM / Serrate / NEM		Waypoint	V, BatC	FW
Return to base			Waypoint	V, BatC	FW
Disengagement / Landing approach			Waypoint	V, BatC	FW-RTW
Landing			None	TD generation	RTW

RTW : Rotary Wing Mode  
FW : Fixed Wing Mode

Autonomous FCS Structure of RASCAL JUH-60A Black Hawk (US Army)

- **Multi-Level Autonomy**
  - Fully Coupled Autonomous Mode
  - Adaptive Control Mode
  - Degraded ACFT Mode
  - Risk Interaction with Man
- **Control System Design with Mode Transitions**
- **Mission S/W**
  - Mission Manager/Operator Interface
  - Obstacle Field Navigation (OFN)
  - Safe Landing Area Determination (SLAD)
  - Path Generation
  - Vector Command
- **Autonomous Flight Control S/W (AFCS)**
  - Waypoint Control
  - Tracking Control
  - Inner-Loop Control

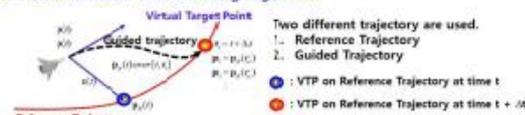


At the initial stage of Studies, KKU mainly focused on

- Path planning based on RRT combined with Line-Of-Sight Path Optimization (LOSPO)
- Flyable trajectory generation avoiding ground collision
- Autonomous flight control laws based on the Model Following Control (MFC) framework
- Ahead-time based Carrot-Chasing Guidance Laws (CCGL)

Development of Ahead-Time Based Carrot-Chasing Guidance Law (CCGL)

Ahead-Time based Carrot-Chasing Algorithm



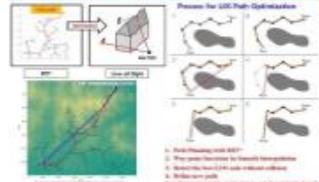
Schematics of Guidance Law



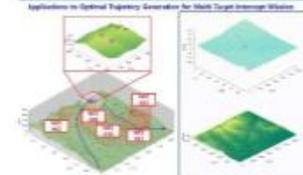
KKU Selection of Major Research Areas for Autonomous FCS



Development of LOS-Line-Of-Sight Path Optimization Algorithm



3D Path Trajectory Generation using Octree Path

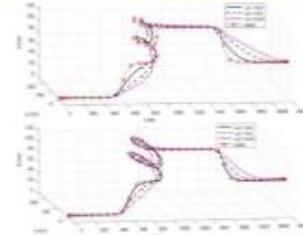


Effectiveness of Ahead-Time based CCGL (Carrot-Chasing Guidance Law) has been validated through its application to Autonomous guidance along the composite maneuver course.

Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)

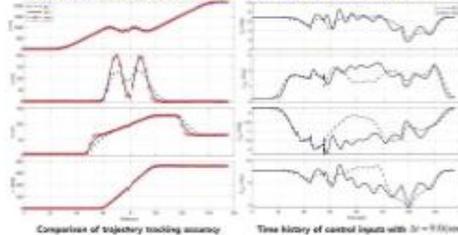
No.	Maneuvers	Duration	State changes during maneuver
1	Steady	15sec	Steady state (keeping at 150)
2	Acceleration	30sec	Level acceleration from 0 to 2000 ft/sec
3	Pop-up	10sec	Climb from 150 up to 2100 and recover the level flight condition.
4	Rollout Turn	40sec	After 720 deg heading and 200 ft altitude changes, return to level flight.
5	Pop-down	10sec	Descend from 417 ft to 1500 and recover the level flight condition.
6	Deceleration	30sec	Level deceleration from 400 back to 1500

Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)



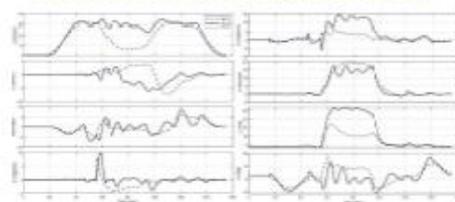
Effect of ahead time on trajectory-tracking accuracy (Upper-GL1, Lower-GL3)

Applications of CCGL to Composite Maneuver (MFC structure, GL1/GL3)



Comparison of trajectory tracking accuracy Time history of control inputs with 30=900(m/s)

Applications of CCGL to Composite Maneuvers (MFC structure, GL1/GL3)

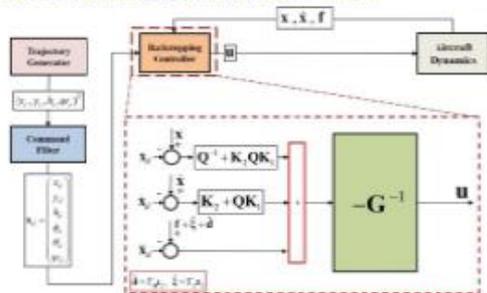


Aircraft rates compared with 1/30 Hz

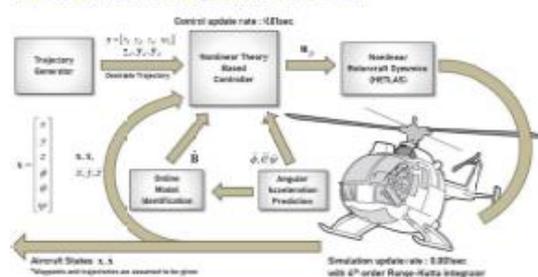
The trajectory-tracking control design, based on IBSC (Incremental Back-Stepping Control) theory, has been developed under the following Know-Hows.

- Flight Dynamic Model represented in the Inertial Frame is more convenient.
- Incremental Dynamics are much more effective for real applications.
- Slack-Variable Approach to System Dynamics is extremely effective.
- SAS-type functions are working well for the trajectory-tracking IBSC.
- Rigorous design works for Gain Optimization can be removed.

Schematics of Back-Stepping Controller with Command Filter



Simulation Environment for Flight-Control-Law Validation

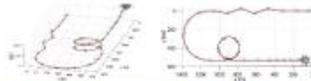


Path-Planning, Flyable Trajectory Generation, and Trajectory-Tracking Control Law has been successfully integrated and validated through a series of Applications.

**Conditioned Maneuver Case**

Parameter	Initial Value	Final Value	Unit
Altitude	100	100	ft
Roll	0	0	deg
Yaw	0	0	deg
Heading	0	0	deg
Roll rate	0	0	deg/s
Yaw rate	0	0	deg/s
Heading rate	0	0	deg/s
Roll angle	0	0	deg
Yaw angle	0	0	deg
Heading angle	0	0	deg
Roll rate	0	0	deg/s
Yaw rate	0	0	deg/s
Heading rate	0	0	deg/s
Roll angle	0	0	deg
Yaw angle	0	0	deg
Heading angle	0	0	deg

Adaptive RBC with learn  
Square parameter estimation  
with direction forgetting  
Recursive least squares - RLS  
Kalman filter - KF



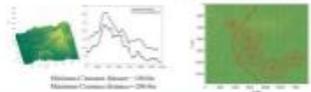
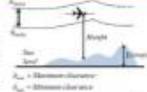
**Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition**



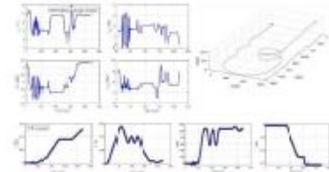
**Path Planning**  
- Entry/Exit Phase using NCP solution  
- Steady State Phase: RBC algorithm  
- Close to final point to low iteration count  
**Trajectory Generation using spline interpolation**  
**Trajectory-Tracking using RBC**

**Autonomous Terrain-Following Flight Control**

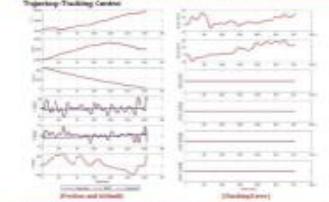
**Path Planning Strategy**  
- RBC algorithm under height clearance  
- Spline  
- Real-time planning with unknown terrain information  
- No planning when detailed terrain information becomes available  
- Closest radar range not considered



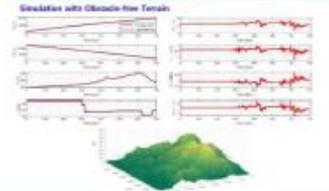
**Conditioned Maneuver Case: Control inputs and Trajectory States**



**Autonomous Landing after One Engine Inoperative (OEI) Condition**



**Autonomous Terrain-Following Flight Control**



End of Part 2

Thank You !!

## 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-2022-001	岩倉 徹	神戸市消防局警防部航空機動隊 兵庫県消防防災航空隊（併任）	消防ヘリのホイスト救助時の隊員の回転に関する課題と取組の紹介
JHS-TM-2022-002	有田 俊作	防衛大学校	有翼ヘリコプタの主翼取付位置に関する研究の続報
JHS-TM-2022-004	斉藤 光祐	東京農工大学	マルチロータ間空力干渉の数値シミュレーション
JHS-TM-2022-005	佐藤 彰	静岡理科大学	eVTOL機におけるリフトロータと主翼の空力干渉について
JHS-TM-2022-006	鈴木 恵太	横浜国立大学	FaSTAR-Moveを用いたeVTOLの空力干渉の数値解析
JHS-TM-2022-007	篠塚 温志	東京大学大学院	タンデムティルトウイングeVTOL機の遷移飛行における空力特性解析
JHS-TM-2022-008	大塚 光	金沢大学	地面効果解析を中心としたrFlow3Dの活用事例紹介
JHS-TM-2022-009	赤坂 剛史	金沢工業大学	rFlow3Dを用いた卒業研究の事例紹介：高速二重反転ロータ・ブレード翼端形状における騒音特性
JHS-TM-2022-010	中新井田 馨希	工学院大学	PPB型eVTOLおよび静粛ロータ「Loopprop」に関する数値解析
JHS-TM-2022-011	大西 龍汰郎	東京大学大学院	火星ヘリコプタロータの空力特性

## 消防ヘリのホイスト救助時の 隊員の回転に関する課題と取組の紹介



協力先  
防衛大学校  
兵庫県消防学校  
株式会社 赤尾

兵庫県消防防災航空隊  
神戸市消防局航空機動隊  
消防司令補 岩倉徹

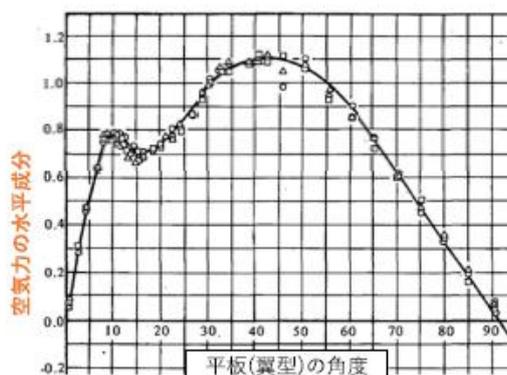
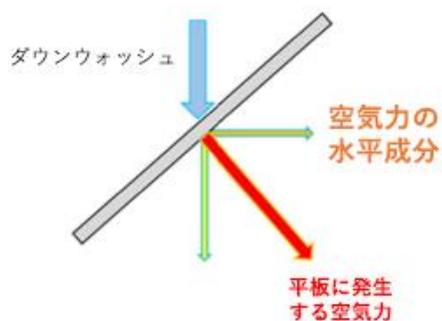
## 回転による活動障害

- ・ 安全確認の欠如（樹木、電線、柵、降下点）
- ・ 平衡感覚の欠如（隊員の転倒負傷）
- ・ 要救助者の負担（症状悪化：頭蓋内圧上昇）
- ・ 飛散物の発生（重大事故・航空機事故）



# 回転制御手技の確立に向けて

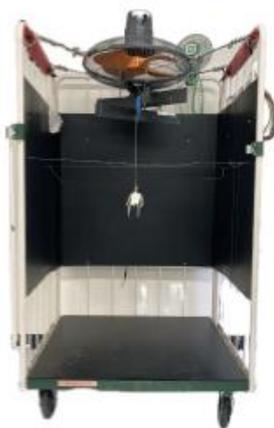
効率的な手の角度 (協力先：防衛大学校)



Sheldahl and Kilmas, 1981

# 回転制御手技の確立に向けて

各種模型実験



ワイヤー人形



腕型模型



デッサン人形

\* 詳細は後ほど  
協力先：防衛大学校



# 回転制御手技の確立に向けて

隊員による回転実験（協力先：兵庫県消防学校・(株)赤尾）



## 手技の確立（暫定）

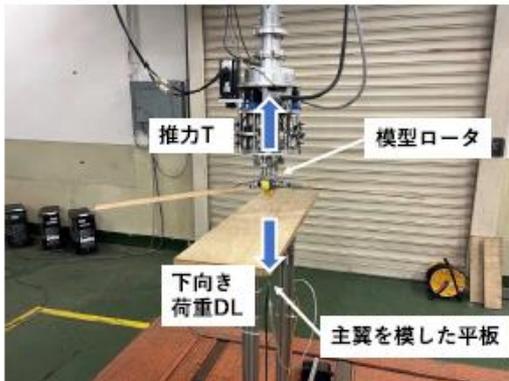


# 全ての航空救助隊の 安全運行のために





## 実験装置と方法



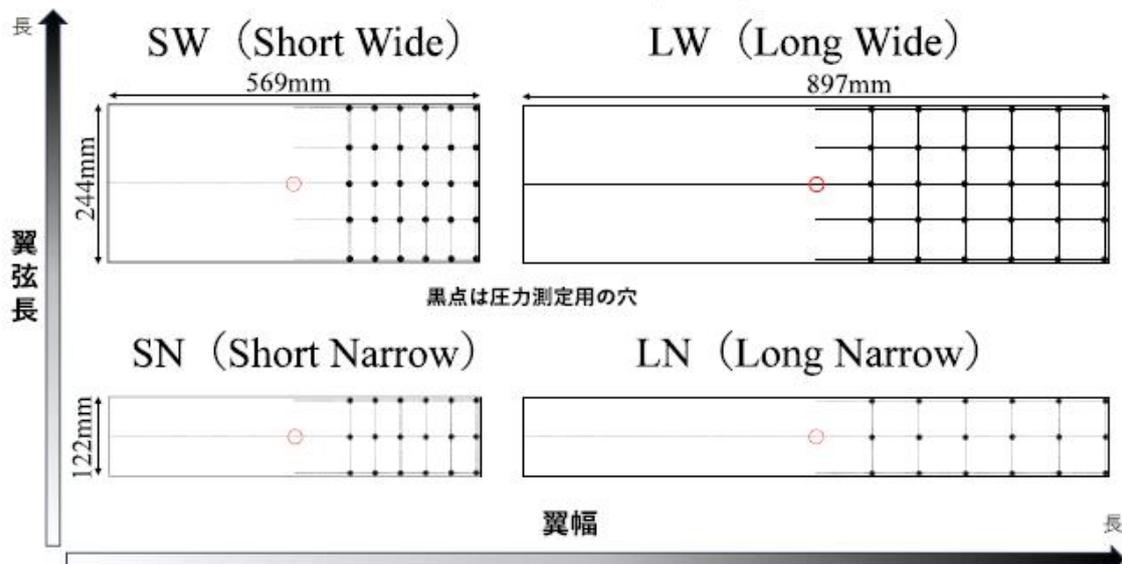
DL/T: 単位推力あたりのDL

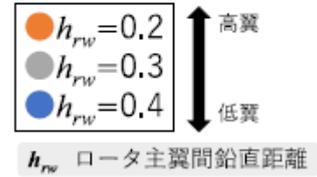
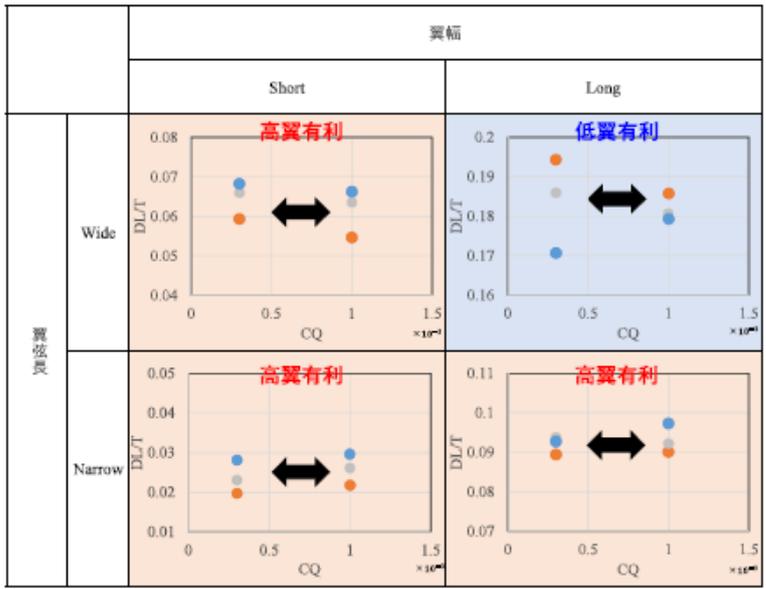
ロータ諸元	
ロータ半径R	569mm
翼弦長	60mm
翼型	NACA0015
平面形	矩形
ねじり下げ	なし
フラッピングヒンジオフセット	17mm
ルートカットアウト	113mm

トルク係数 CQ	
CQ	$3 \times 10^{-4}$
CQ	$10 \times 10^{-4}$

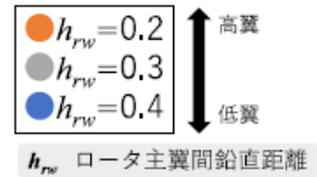
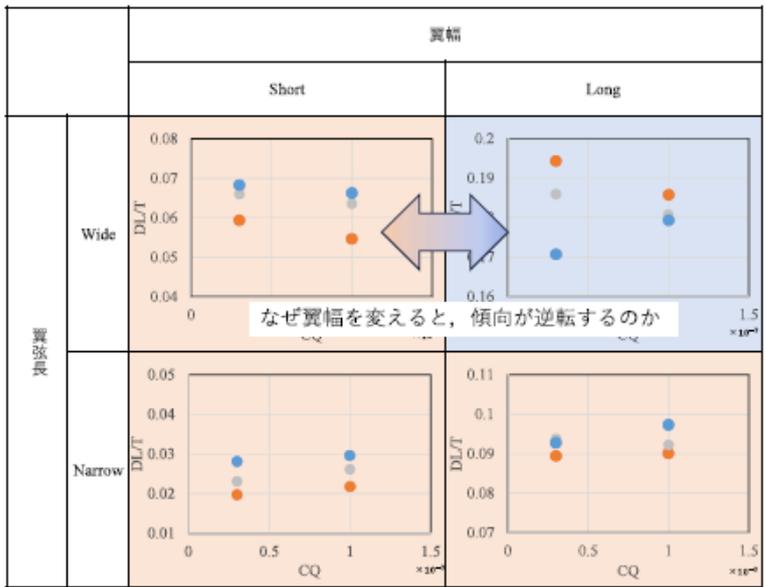
異なるCQ、異なる翼でDL/Tを測定して、比較する（小さい方が有利）

### 実験に使用する主翼（4種類）





- LWは低翼有利, 其他は高翼有利
- 傾向は先行研究の予想通り
- 傾向はロータ作動条件 CQ(CT)の影響を受けない



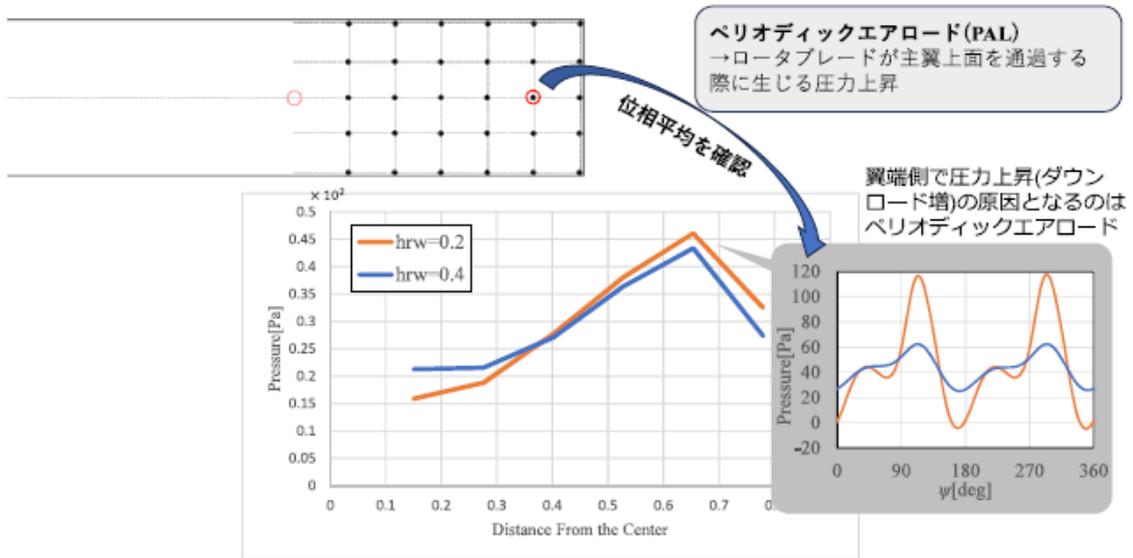
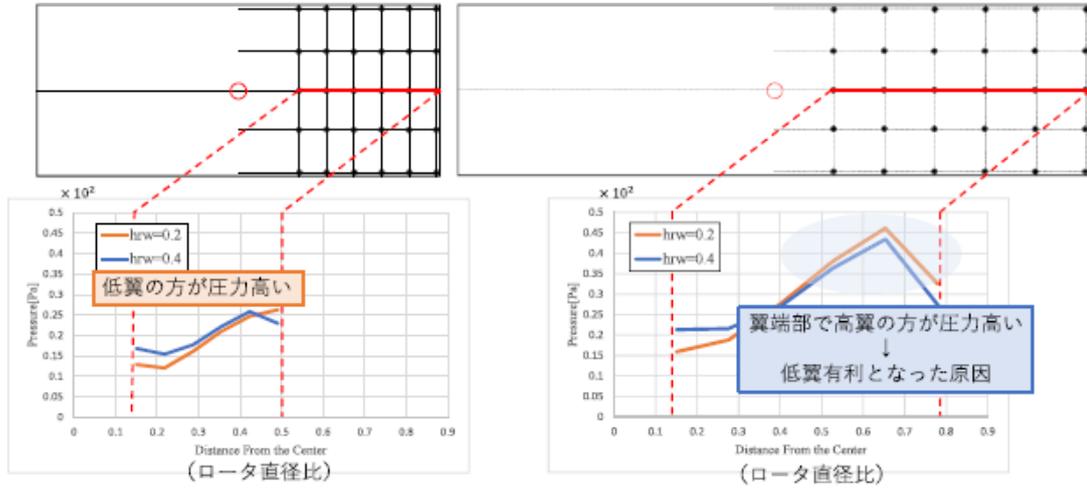
- LWは低翼有利, 其他は高翼有利
- 傾向は先行研究の予想通り
- 傾向はロータ作動条件 CQ(CT)の影響を受けない

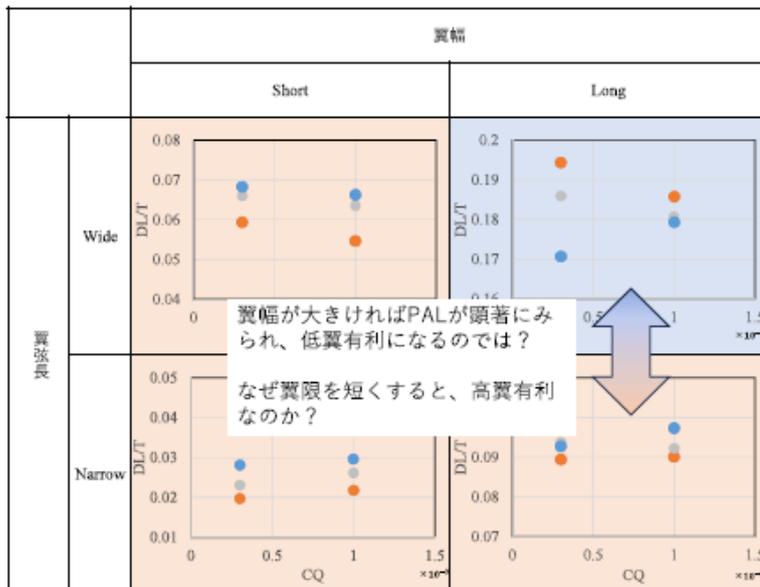
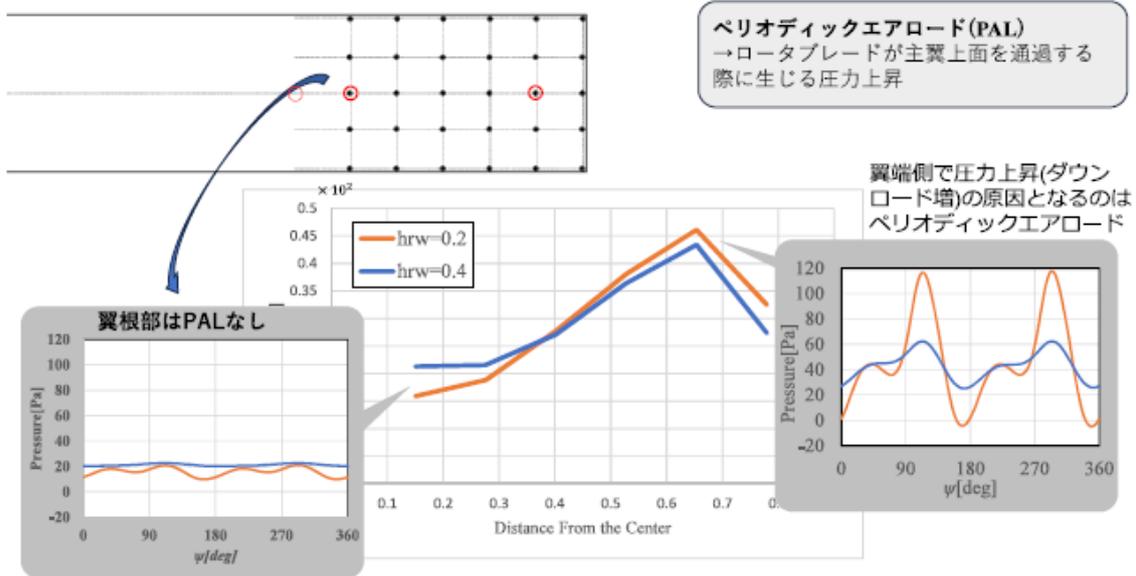
なぜ翼幅を変えると、傾向が逆転するのか

赤線部分の主翼上面の平均圧力を比較

SW 高翼有利

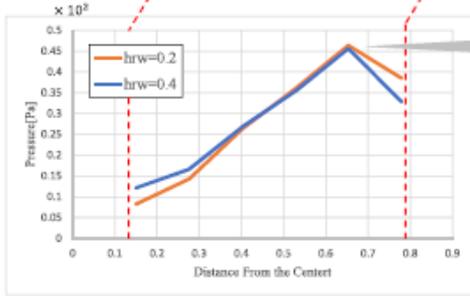
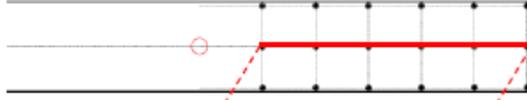
LW 低翼有利



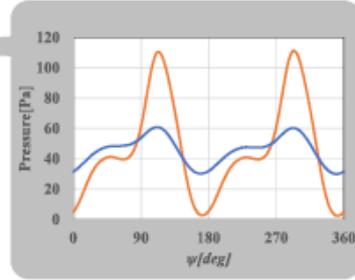


- ・ LWは低翼有利, その他は高翼有利
- ・ 傾向は先行研究の予想通り
- ・ 傾向はロータ作動条件 CQ(CT)の影響を受けない

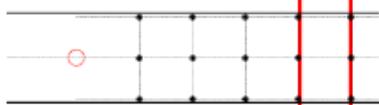
高翼有利  
LN



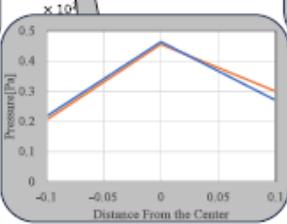
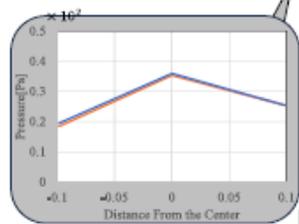
翼端部のPALは確認できるが、それが平均圧力の上昇に結び付いていない



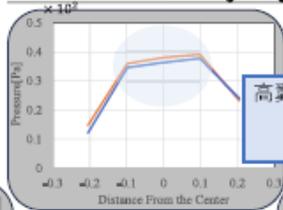
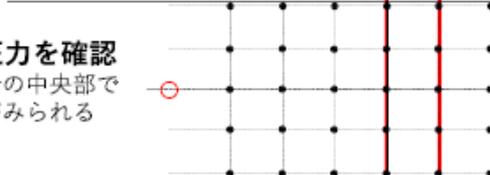
高翼有利  
LN



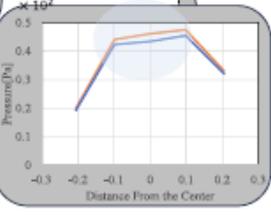
違う断面で圧力を確認  
翼幅が大きい場合の中央部でのみ、圧力上昇がみられる

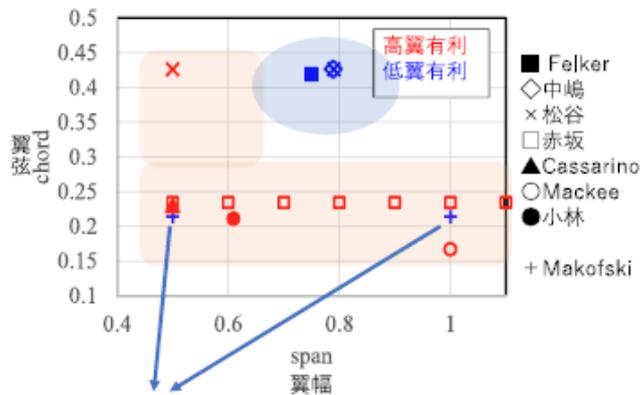
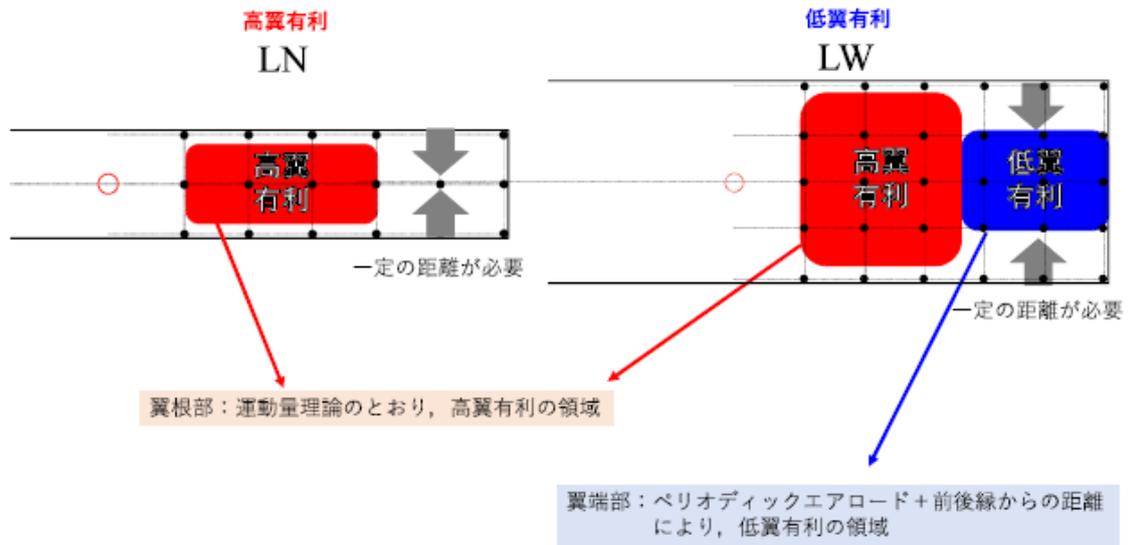


低翼有利  
LW



高翼の方が圧力高い  
↓  
低翼有利





低翼有利 = 翼幅・翼弦ともに長

高翼有利 = それ以外

- Makofskiの実験のみ例外
- 翼弦短だが実機スケールの実験
- 実マッハ数, 実レイノルズ数においては傾向が変化する境界が異なる可能性がある

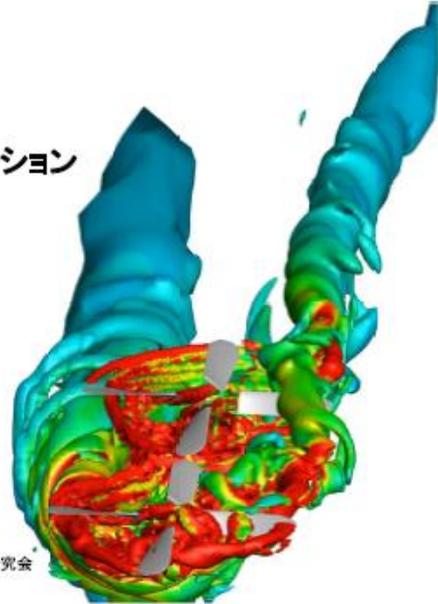
## 結論

- ・ LWのみ低翼有利で他は高翼有利である。
- ・ 翼幅が長い場合に、低翼有利となるのは、翼端部でペリオディックエアロードによる圧力上昇があるためである。
- ・ ペリオディックエアロードによる圧力上昇は、ある程度の翼幅があり、前後縁から距離がある場合にのみ起こる。
- ・ Makofski（実物大）の実験結果を踏まえると、実機スケールでは傾向が変化する境界が異なる可能性がある。

## マルチロータ間の空力干渉の数値シミュレーション Numerical simulation of the aerodynamic interference between multiple rotors

○齊藤光祐 Kosuke Saito<sup>1</sup>, 弓野拓海 Takumi Yumino<sup>1</sup>  
菅原瑛明 Hideaki Sugawara<sup>2</sup>, 田辺安忠 Yasutada Tanabe<sup>2</sup>  
亀田正治 Masaharu Kameda<sup>1</sup>

<sup>1</sup> 東京農工大学 Tokyo University of Agriculture and Technology  
<sup>2</sup> 宇宙航空研究開発機構 Japan Aerospace Exploration Agency



2024/03/22 2023年度将来回転翼機研究会  
/回転翼解析技術交流会

## 電動垂直離着陸機 (eVTOL)



左上: Joby Aviation "Joby S-4", 右上: Volocopter "VoloCity"  
左下: Vertical Aerospace "VX4", 右下: SkyDrive "SD-05" (<https://evoLuswa>)

滑走路が不要  
ホバリングが可能



市街地での人や物の輸送  
災害救援

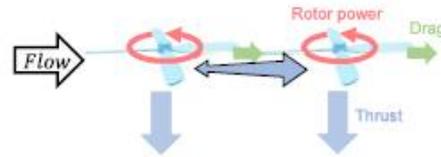
ロータを複数搭載している形態  
が多くみられる

◆ロータ間空力干渉

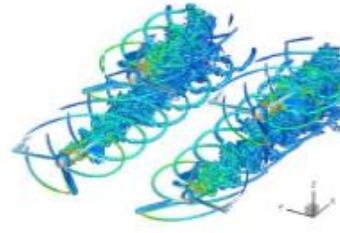
- 流れ場が複雑化
- ロータ性能が変化
- 特に後方ロータ付近では前方ロータで生じた後流の影響が大きい

■ 干渉現象がロータ性能に与える影響の把握が不可欠

- Russellらはマルチロータの性能変化を測定するためにテストベッドを開発
- Diazらは前傾飛行条件で数値解析を実施. **妥当性の確認はできていない.**



Russell et al., 76<sup>th</sup> VFS, 2020.

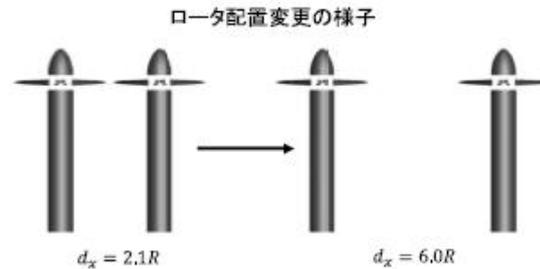
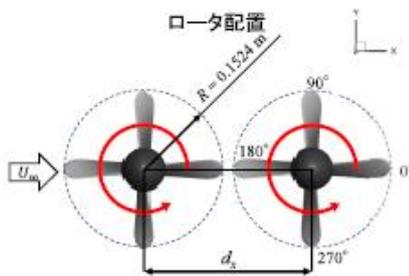


Diaz et al., AIAA SciTech, 2020.

マルチロータにおけるロータ間干渉の影響を把握し、高性能化を実現することを目的とする

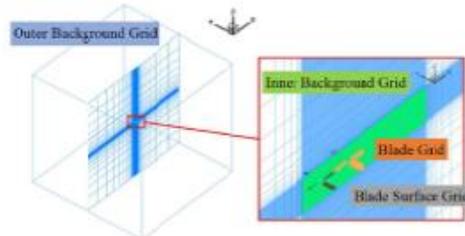
本発表の目的

マルチロータにおける数値解析手法の妥当性検証



◆rFlow3D

- 回転翼CFDツール
- 3次元圧縮性流体ソルバ
- 移動重合格子法



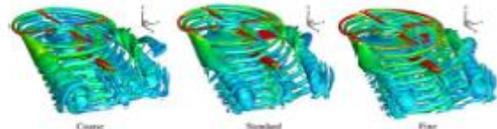
背景格子	ブレード格子
支配方程式	3次元圧縮性Navier-Stokes方程式
空間離散化	セル節点 FVM / セル中心 FVM
時間積分	4次Runge-Kutta陽解法 / DTS / LU-SGS 陰解法
数値流束関数	mSLAU (Modified SLAU)
空間高次精度化	FCMT (Fourth Order Compact MUSCL TVD)
粘性流束	2次中心差分
乱流モデル	Menter k- $\omega$ SST model from 2003 (SST-2003)

4

rFlow3Dの妥当性検証

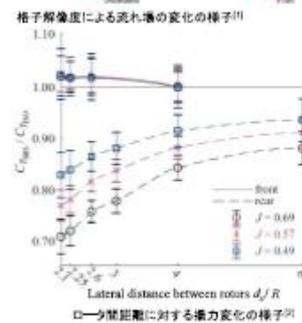
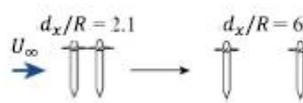
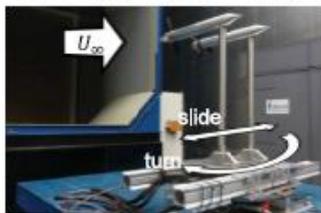
菅原ら<sup>[1]</sup>

- ロータと固定翼の空力干渉流れ場を  
実験結果と比較することで妥当性を検証
- 前進飛行時のマルチロータの検証は不十分  
⇒ rFlow3Dを前進飛行時のマルチロータに  
適用した際の妥当性を検証



Stokkermansら<sup>[2]</sup>

- ロータ間干渉によるロータ性能の変化に着目
- 様々な構成と前進率で風洞試験を実施 ⇒ 妥当性評価の指標とした



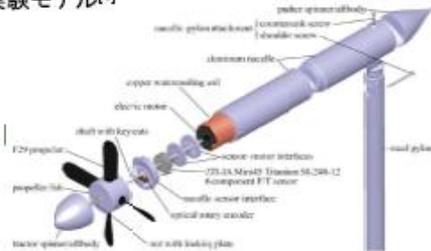
[1] Sugawara et al., "Effect of Lift-Share Ratio on Aerodynamic Performance of Winged Compound Helicopter," 2021.  
 [2] Stokkermans et al., "Aerodynamic Interaction Effects Between Propellers in Typical eVTOL Vehicle Configurations," 2021.

5

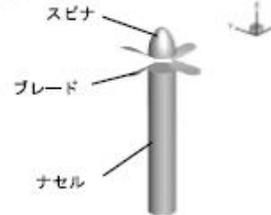
## 計算モデル



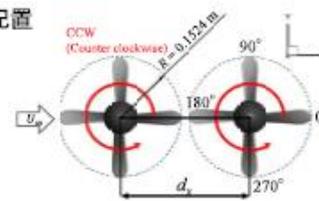
### 実験モデル<sup>[1]</sup>



### 計算モデル



### モデル配置



ロータ概要	
ロータ半径	0.1524 m
ロータ枚数	4枚
ブレードねじり下げ	-27 deg.
ブレードアスペクト比	3.25
ブレードテーパ比	0.48

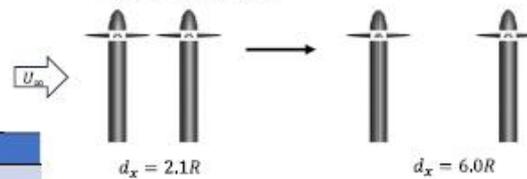
[1]Stokkermans et al., 2021. 6

## 計算条件



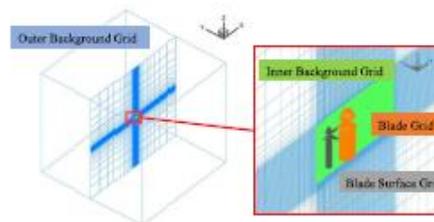
- ・ 前進飛行条件
- ・ 前進速度一定
- ・ ロータ間距離とロータ回転数を変更

### ロータ間距離変更の様子

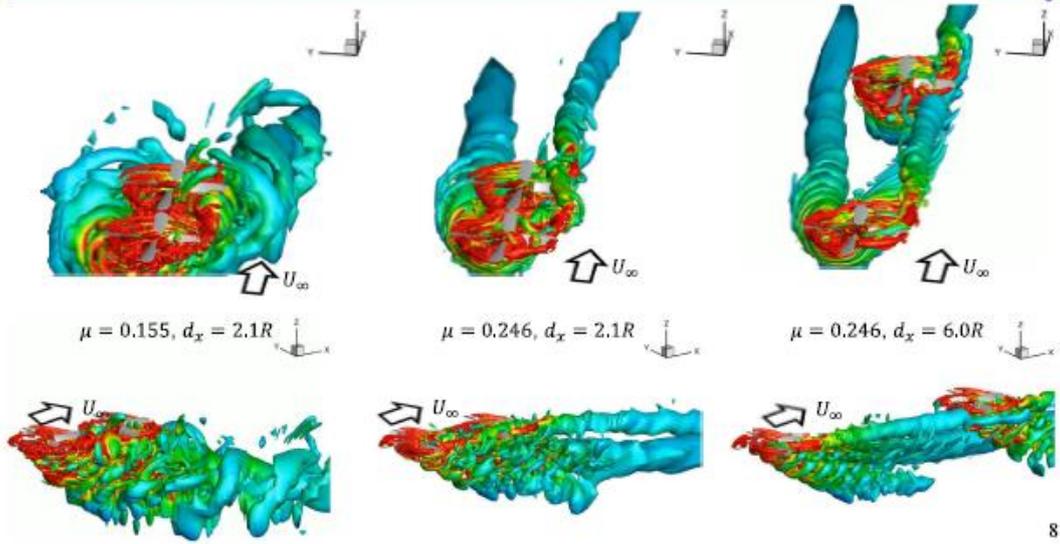


計算条件	
飛行条件	前進飛行
一様流速度(飛行速度) $V_\infty$	20 m/s
ロータ配置	シングル (ISO) 前後に2つ (tandem)
一様流入角	0 deg.
ロータ間距離 $d_x/R$	2.1, 2.6, 4.0, 6.0
ロータ回転数 (前進率 $\mu$ )	8100, 5100 RPM (0.155, 0.246)

※前進率  $\mu = V_\infty \cos i / \Omega R$  ;  $V_\infty$ : 一様流速度,  $i$ : 一様流入速度  
 $\Omega$ : ロータ角速度,  $R$ : ロータ半径



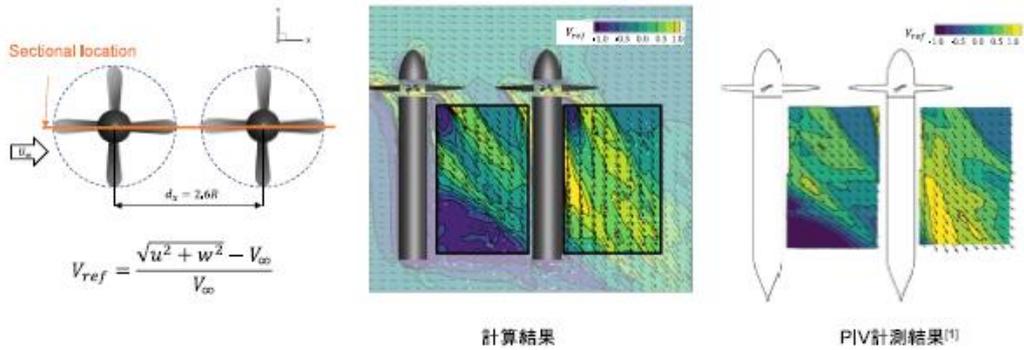
7



8

妥当性検証(1)

PIV計測結果との比較



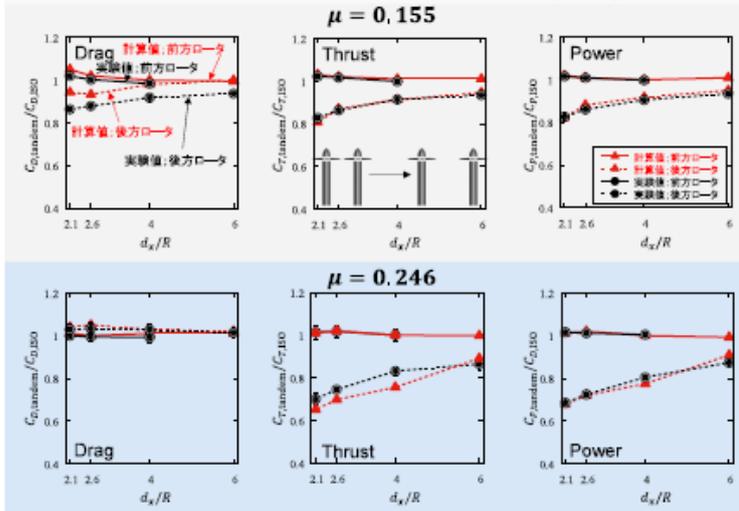
速度分布・ベクトルの向きはおおよそ一致

[1] Slokkermans et al., 2021. 9

## 妥当性検証(2)



### ◆抵抗係数, 推力係数, パワー係数の比較(ISO)



$$C_D = D / \rho \pi R^2 (\Omega R)^2$$

$$C_T = T / \rho \pi R^2 (\Omega R)^2$$

$$C_P = P / \rho \pi R^2 (\Omega R)^3$$

$$C_{D,w/spinner} = C_{D,Rotor} + C_{D,Spinner} + C_{D,Hub}$$

$$C_{T,w/spinner} = C_{T,Rotor} + C_{T,Spinner}$$

$$C_{P,w/spinner} = C_{P,Rotor} + C_{P,Spinner}$$

#### 実験&数値計算

- ロータ間距離が小さいほど前後の性能差が大きい
- 前進率が高いほど前後差が大きい

➢ 本計算はロータ間干渉によるロータ性能変化の様子を捉えられている

➢ **本計算の妥当性を確認**

10

## まとめ・今後の展望



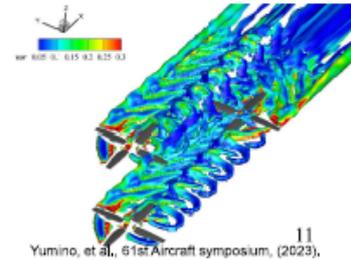
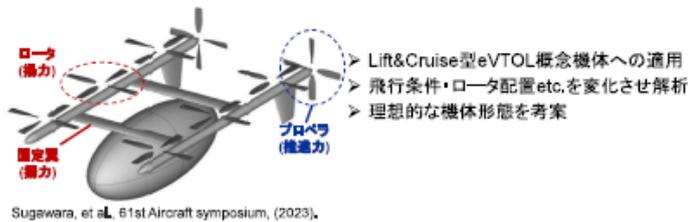
### 目的

- ロータ間干渉によるロータの性能変化の把握
- 前進飛行時のマルチロータにおけるrFlow3Dの妥当性検証

### 結論

1. **計算結果と実験結果はおおむね一致**. 計算の妥当性が確認できた.
  - ロータ間干渉現象を捉えられていることを確認
2. **前進率が高く, ロータ間が近いほど前後ロータの性能差が大きくなる**様子を確認した.
  - 後方ロータへの吹き下ろし量が増加し, 有効迎角が減少すること起因

### 今後の展望



# eVTOL機における リフトロータと主翼の空力干渉について

静岡理科大学大学院  
理工学研究科 システム工学専攻

池本拓生(佐藤 彰)



## 目次

---



1. はじめに
2. CFD解析による空力干渉の解明
3. 検証実験による妥当性の検討
4. おわりに

# 目次



## 1. はじめに

2. CFD解析による空力干渉の解明

3. 検証実験による妥当性の検討

4. おわりに

## 1. 背景と目的



### eVTOL機

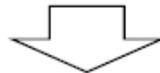
(Electric Vertical Takeoff and Landing Aircraft)

→ 電動垂直離着陸機



#### 特徴

- 垂直離着陸 (回転翼機) + 高速かつ長距離飛行 (固定翼機)
- 電力 → 運航時のゼロエミッション、運用コストの削減、騒音の低減



人や物おける空の移動革命

# 1. 背景と目的



## eVTOL機の主な駆動方式

### Vectored Thrust



機体イメージ: S4 2.0

・翼やロータを可変とし、巡航時は水平飛行に、離着陸時は垂直方向に偏向することで、巡航性能と離着陸性能を両立する。

### Lift + Cruise



機体イメージ: ALIA 250

・巡航用、離着陸用それぞれのロータを持ち、それらを使い分けることで、巡航性能と離着陸性能を両立する。

### Wingless



機体イメージ: EHang 216

・垂直方向を向いた固定のロータを持ち、ロータの回転数を制御することで、巡航性能と離着陸性能を両立する。

# 1. 背景と目的



## 問題点

主翼に対してロータ配置が近い

空力干渉し、機体性能に影響



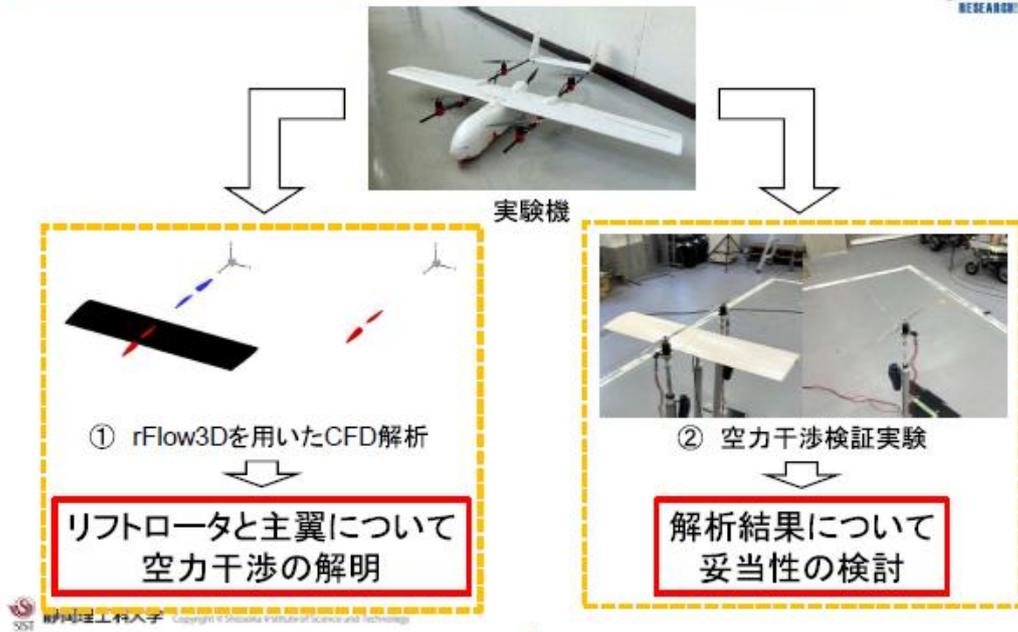
Lift + Cruise (ALIA 250)



## 目的

・ホバリング時におけるLift + Cruise型 eVTOL機の主翼とリフトロータについて空力干渉を明らかにする。  
→CFD解析と検証実験の両面から調査する。

# 1. 本研究の流れ



4

# 1. 研究対象となる実験機



5

# 目次



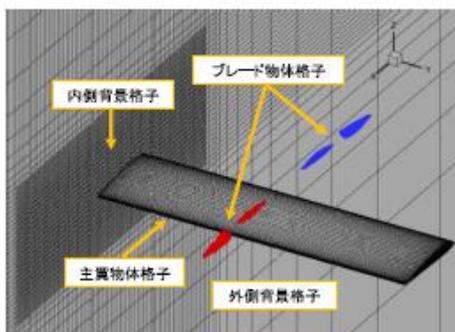
1. はじめに
2. CFD解析による空力干渉の解明
3. 検証実験による妥当性の検討
4. おわりに

## 2. rFlow3Dの概要

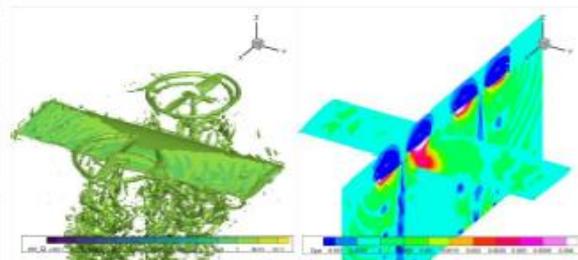


### 数値計算:rFlow3D

・背景格子と物体格子を重合させて、回転しているロータ周りの流れを解析するJAXAが開発した回転翼機用CFD解析ツールである。



解析格子の外観



可視化例

## 2. rFlow3D解析の条件



### 解析概要

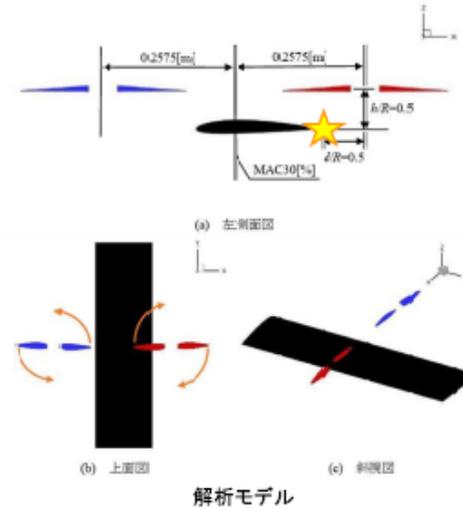
- 主翼後縁を基準としてリフトロータの中心を上下前後に変化させた8つのケースを解析する。

#### 解析条件

飛行条件	ホバリング
一様流速: $U_\infty$ [m/s]	0
回転角速度: $\Omega$ [rad/s]	741.4
翼端マッハ数: $M_{tip}$	0.359
最大レイノルズ数: $Re$	$1.2 \times 10^6$
シャフト角: $\alpha$ [deg]	0
前ロータ回転方向	CCW
後ロータ回転方向	CW

#### 主な諸元

主翼(右翼のみ)諸元	
右翼面積: $S$ [m <sup>2</sup> ]	0.225
スパン: $b$ [m]	0.90
コード長: $c$ [m]	0.25
主翼翼型	NACA2411
ロータ諸元	
ロータ半径: $R$ [m]	0.165
ロータピッチ: $F$ [m]	0.101
ブレード翼型	NACA4412



解析モデル

## 2. rFlow3D解析の条件



### ケース表

- 上下距離 $h$ 、前後距離 $d$ とする。無次元化距離 $h/R$ 、 $d/R$ を用いて、 $h/R = -0.5, 0, 0.5$ 、 $d/R = 0.5, 1.0, 1.5$ と変化させて解析する。

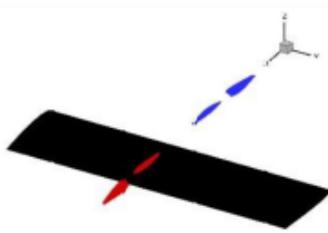
		$d/R$		
		0.5	1.0	1.5
$h/R$	0.5	Case 1	Case 2	Case 3
	0	Case 4	Case 5	Case 6
	-0.5	Case 7	Case 8	Case 9

## 2. rFlow3D解析の条件

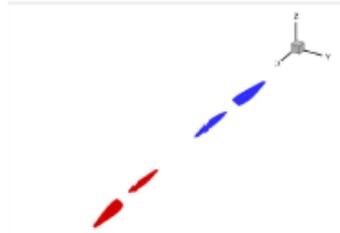


### 解析モデルの形態

- Rotor/wing case、Twin rotor case、Isolated rotor caseの3つとする。



Rotor/wing case  
(リフトロータ2つと主翼の  
空力干渉形態の全8ケース)



Twin rotor case  
(主翼なしのリフトロータ2つのケース)



Isolated rotor case  
(主翼なしのリフトロータ単体のケース)

## 2. rFlow3D解析の条件



### リフトロータの空力特性

$$\text{推力係数: } C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 (R\Omega)^2}$$

$$\text{トルク係数: } C_Q = \frac{Q}{\rho \pi R^2 (R\Omega)^2 R}$$

$$\text{フィギュアオブメリット: } FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} C_Q}$$

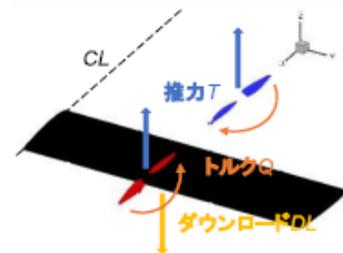
→ FMとは、ロータのホバリング性能を表す値で、必要な誘導パワーと実際の必要パワーとの割合を示し、1に近づくほど良いロータ効率である。

$\rho$ : 空気密度 [kg/m<sup>3</sup>]  
 $\Omega$ : 回転角速度 [rad/s]  
 $T$ : 推力 [N]  
 $Q$ : トルク [N]  
 $DL$ : ダウンロード [N]

### 主翼の空力特性

$$\text{ダウンロード係数: } C_{DL} = \frac{DL}{\rho \pi R^2 (R\Omega)^2}$$

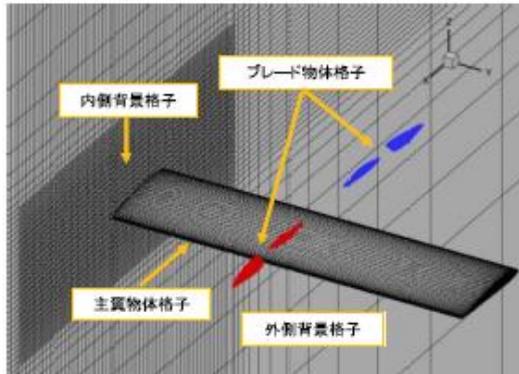
→ DLとは、主翼に対して下向きに作用する力である。



## 2. rFlow3D解析の条件



### 解析格子



解析格子の外観 (Case 1)

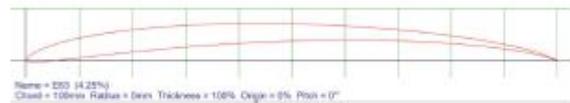
格子点数	
外側背景格子	261 × 223 × 159 = 9254277
内側背景格子	359 × 285 × 155 = 15858825
主翼物体格子	213 × 121 × 31 = 798963
ブレード物体格子	101 × 121 × 61 = 745481
格子総数	26657546

### ブレード物体格子の翼型

- ・実物の翼型 (E63 → NACA4412)



NACA4412の翼型



E63の翼型

- ・解析モデルの翼型 (NACA4412)



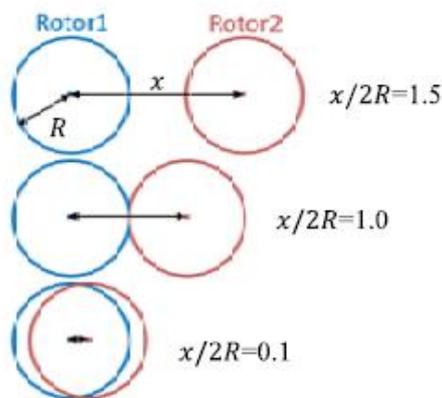
自動格子生成ツールで生成できなかったE63の2次元格子

## 2. Twin rotor caseによる証明

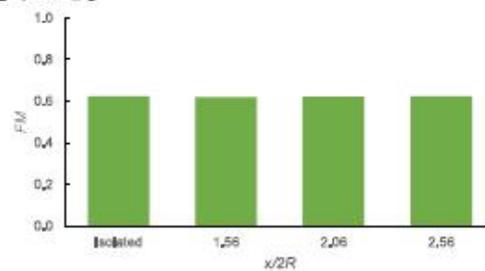


### 解析結果

- ・本研究におけるリフトロータの軸間距離によって、リフトロータ自体に空力干渉が起こらないことが証明された。



ロータ2つによる軸間距離の例  
( $d/R=0.5, 1.0, 1.5 \rightarrow x/2R=1.56, 2.06, 2.56$ )



Isolated rotor caseとTwin rotor caseの  
フィギュアオブメリットFM

Twin rotor caseと関連論文における空力干渉の有無

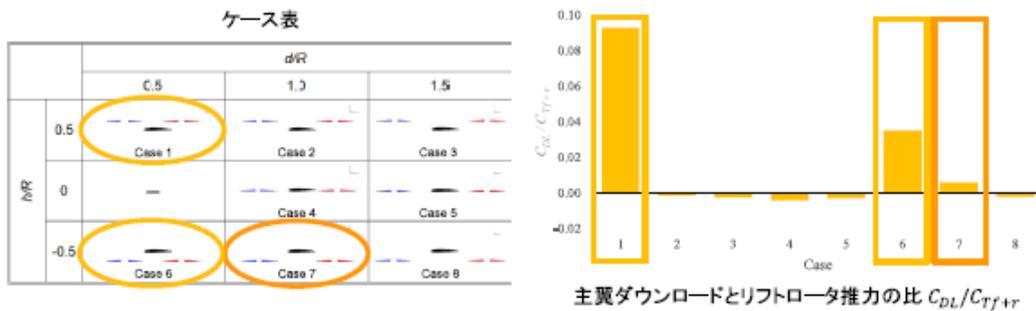
研究者	軸間距離	空力干渉の有無
池本(本解析)	$x/2R=1.56, 2.06, 2.56$	なし
光崎ら	$x/2R=1.12, 1.25$	なし
西尾ら	$x/2R=1.1, 1.5, 2.0$	なし
大西ら	$x/2R=0.8$ 前後	あり

## 2. Rotor/wing caseの解析結果



### 主翼の空力特性

- Case 1、Case 6、Case 7の強さ順に、主翼にダウンロードが発生
- Case 1では、後ロータのダウンウォッシュが平均的、Periodic Airloadが瞬間的に空力干渉し、主翼上面が正圧となり、主翼にダウンロードを与えている。
- Case 6、Case 7では、後ロータの吸い込み風が瞬間的に空力干渉し、主翼下面が負圧となり、主翼にダウンロードを与えている。

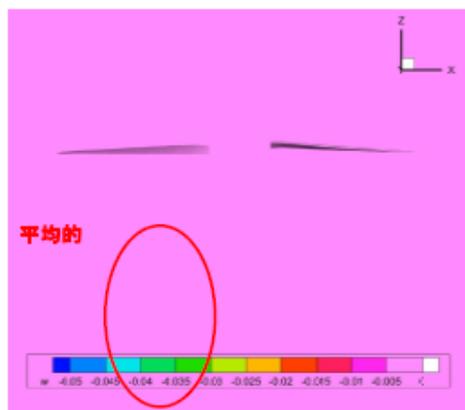


## 2. Rotor/wing caseの解析結果



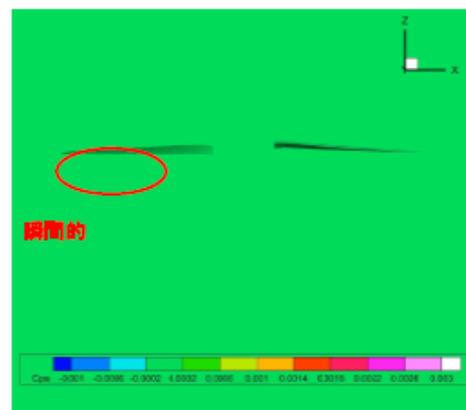
### ダウンウォッシュ

- メインローターを通過しベンチュリー効果によって加速された空気のこと。



### Periodic Airload

- ロータ面に近い位置でロータブレードが主翼上部を通過する際に生じる空力荷重のこと。

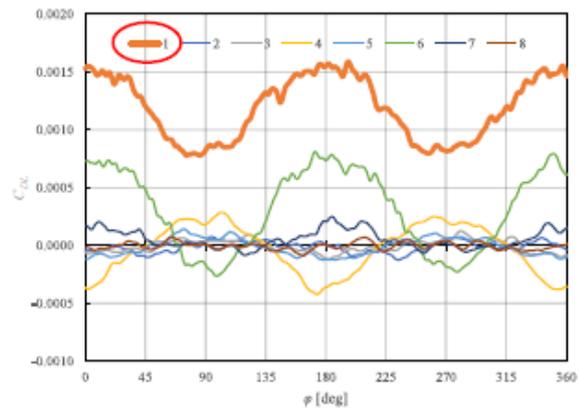
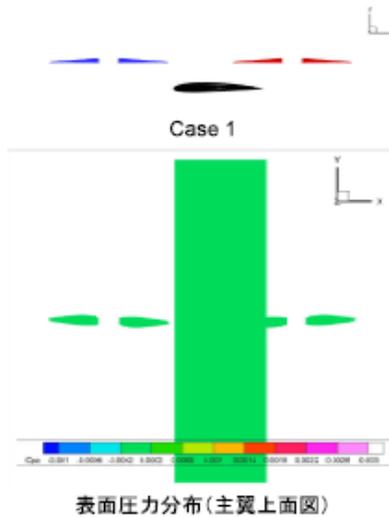


## 2. Rotor/wing caseの解析結果



### 主翼の空力特性

▪ Case 1では、後ロータのダウンウォッシュが平均的、Periodic Airloadが瞬間的に空力干渉し、主翼上面が正圧となり、主翼にダウンロードを与えている。



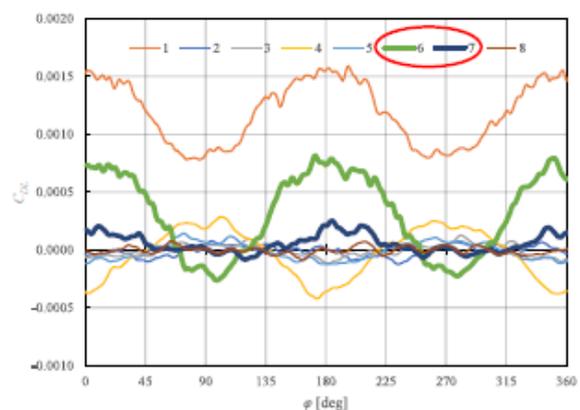
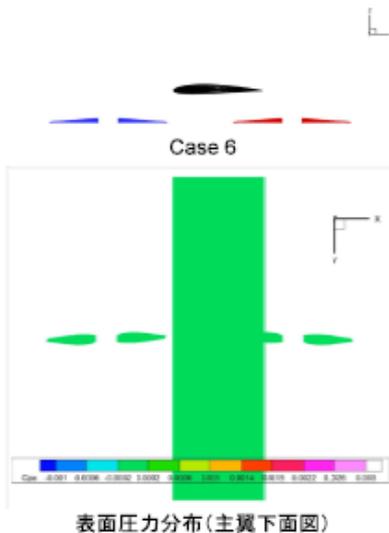
15 位相角  $\varphi$  におけるダウンロード係数  $C_{DL}$   
( $\varphi=0,180,360\text{deg}$ のときにロータと主翼が重なる)

## 2. Rotor/wing caseの解析結果



### 主翼の空力特性

▪ Case 6, Case 7では、後ロータの吸い込み風が瞬間的に空力干渉し、主翼下面が負圧となり、主翼にダウンロードを与えている。



16 位相角  $\varphi$  におけるダウンロード係数  $C_{DL}$   
( $\varphi=0,180,360\text{deg}$ のときにロータと主翼が重なる)

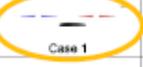
## 2. Rotor/wing caseの解析結果

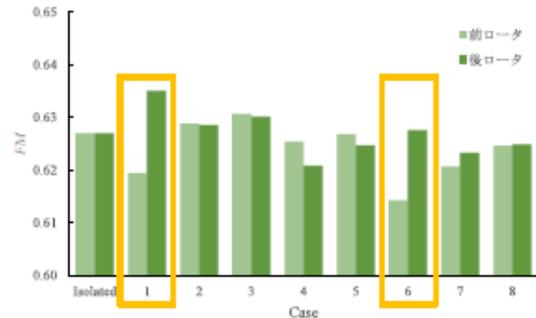


### リフトロータの空力特性

- Case 1の後ロータにおけるFMが上昇  
→後ロータのダウンウォッシュが主翼上面に干渉し、地面効果が発生したため。
- Case 6の前後ロータにおけるFMの差が大きい  
→後ロータの吸い込み風が主翼下面に干渉し、主翼を吸い寄せているため。

ケース表

		d/R		
		0.5	1.0	1.5
h/R	0.5	 Case 1	 Case 2	 Case 3
	0	 Case 4	 Case 5	 Case 6
	-0.5	 Case 7	 Case 8	 Case 8



フィギュアオブメリットFM

## 2. Rotor/wing caseの解析結果

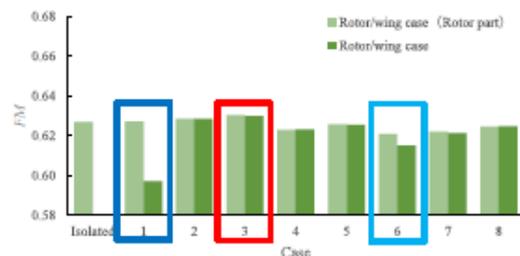


### 全体の空力特性

- Case 1、Case 6では、主翼にダウンロードが発生しているためFMが低下している。  
→機体性能に**悪影響を与える配置**であることが明らかになった。
- Case 3が、**ホバリング性能が最も良い**結果となった。  
→他のケースを比較したときの差は微小であるため、有意性はないと考えられる。

ケース表

		d/R		
		0.5	1.0	1.5
h/R	0.5	 Case 1	 Case 2	 Case 3
	0	 Case 4	 Case 5	 Case 6
	-0.5	 Case 7	 Case 8	 Case 8



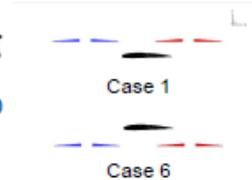
フィギュアオブメリットFM

## 2. 解析結果のまとめ



・本研究におけるリフトロータの軸間距離によって、リフトロータ自体に空力干渉が起こらないことが証明された。

・ Case 1、Case 6では、主翼にダウンロードが発生しているため、機体性能に**悪影響を与える配置**であることが明らかになった。



・Case 3が、**ホバリング性能が最も良い結果**となった。しかし、他のケースを比較したときの差は微小であるため、有意性はないと考えられる。



## 目次



1. はじめに

2. CFD解析による空力干渉の解明

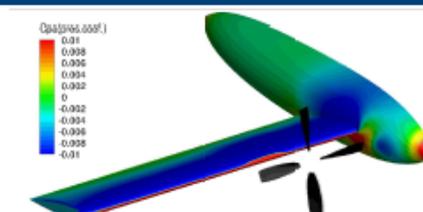
3. 検証実験による妥当性の検討

4. おわりに

# FaSTAR-Moveを用いた eVTOLの空力干渉の 数値解析

横浜国立大学 北村研究室  
鈴木 恵太, 古澤善克, 坂爪竣哉, 原優花, 北村圭一

**YNU** 横浜国立大学  
YOKOHAMA National University



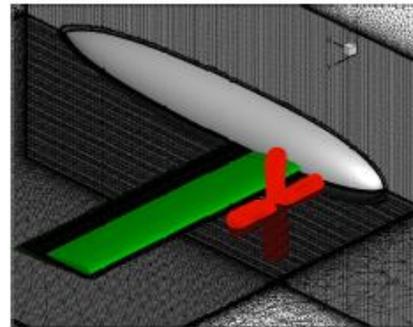
## 目次

- プロペラ・固定翼・胴体の空力干渉(eVTOL)
  - 背景・目的
  - 研究手法
  - 結果 (時間平均場)
- 同一の回転翼計算における  
rFolw3DとFaSTAR-Moveの比較
- 当研究室における  
rFolw3D・FaSTAR-Moveの活用事例紹介

# 目次

- プロペラ・固定翼・胴体の空力干渉(eVTOL)

- 背景・目的
- 研究手法
- 結果（時間平均場）



- 同一の回転翼計算における rFolw3DとFaSTAR-Moveの比較

- 当研究室における rFolw3D・FaSTAR-Moveの活用事例紹介

3

## 背景・目的

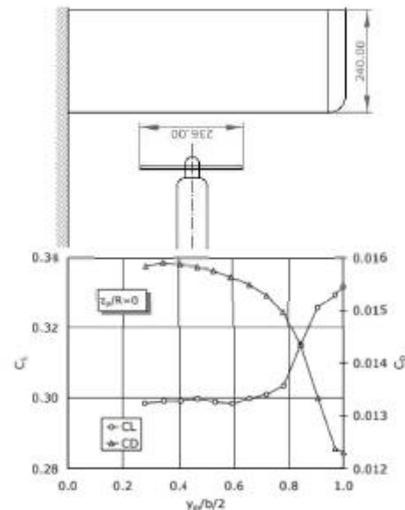
- プロペラ・固定翼間の空力干渉

Veldhuisの研究 [3] によると  
位置関係が固定翼空力に影響

### 結論

プロペラを翼端(tip)に配置したとき  
固定翼は

揚力 $C_L$  最大



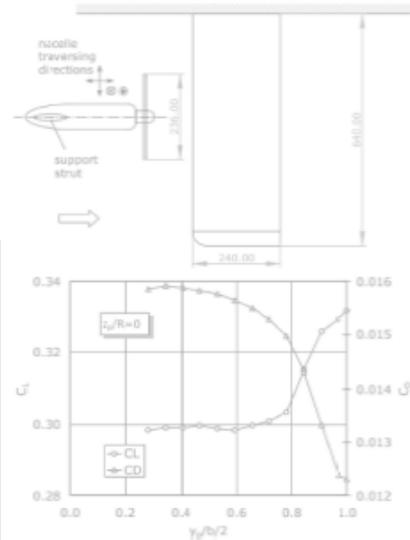
プロペラ位置と固定翼空力係数[3]

4

## 背景・目的

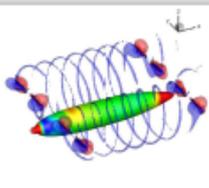
### ●プロペラ・固定翼間の空力干渉

Veldhuisの研究 [3] によると  
位置関係が固定翼空力に影響



### ●プロペラ・胴体間の空力干渉 [4]

プロペラ後流による干渉で胴体に揚力が発生



多くの研究では  
考慮されず

プロペラ位置と固定翼空力係数[3]

[4] 鈴木憲太, "eVTOL のロータ位置が機体空力特性に及ぼす影響の数値解析", 第60回飛行機シンポジウム, 2022

5

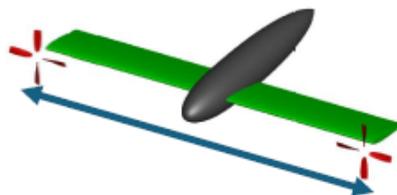
## 背景・目的

### ①胴体を含めたプロペラ空力干渉メカニズム

対象：胴体・固定翼・プロペラの3者モデル

### ②プロペラ位置が機体全体空力に及ぼす影響

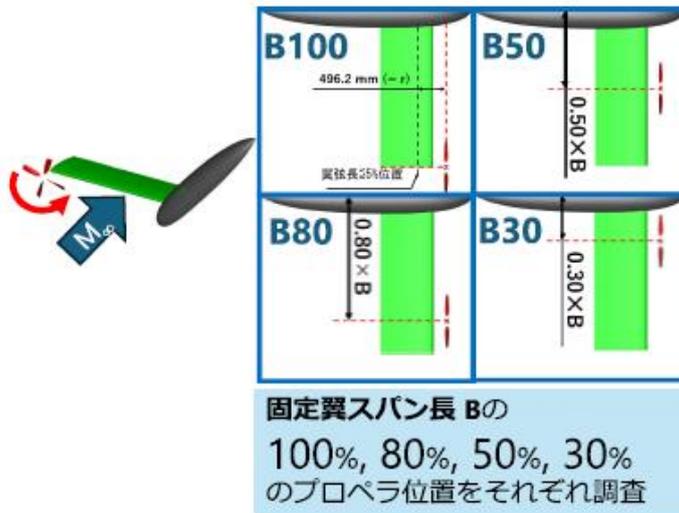
プロペラのスパン(水平横)方向位置に着目



6

# 研究手法 | 計算対象, 条件

## 計算対象 / 半裁モデル

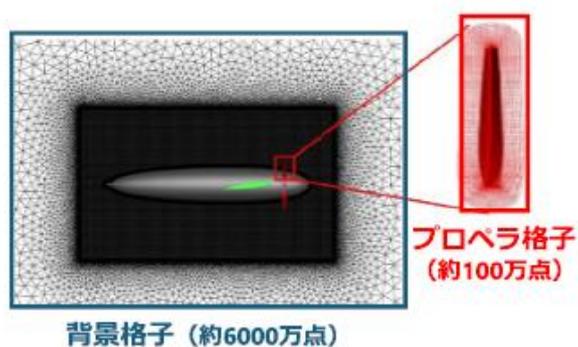


一様流マッハ数	0.137
Re数(固定翼C基準)	$3.1 \times 10^6$
<b>胴体</b>	
全長 $L$	4000 mm
最大直径 $D$	682.7 mm
<b>固定翼 (NACA0012)</b>	
スパン長 $2B$	5954.2 mm
コード長 $C$	992.4 mm
取り付け迎角	8 deg.
<b>プロペラ</b>	
ブレード枚数	4枚
プロペラ半径 $r$	496.2 mm
コード長 $c_{75}$	118.2 mm

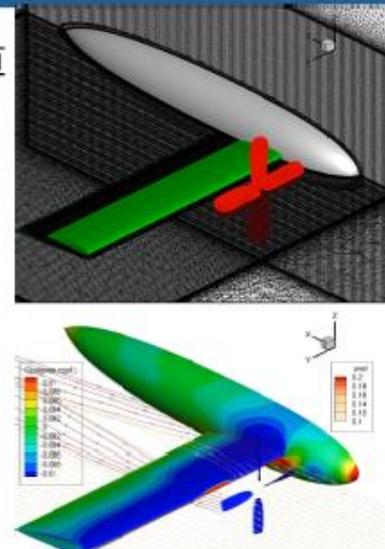
7

# 研究手法 | ソルバ

## FaSTAR-Moveを用いた数値計算

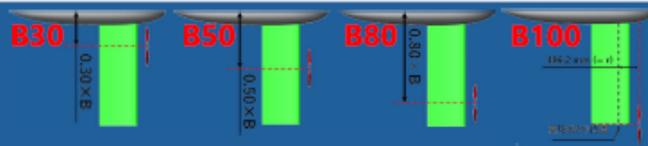


背景格子にプロペラ格子を“重合”



8

# 結果

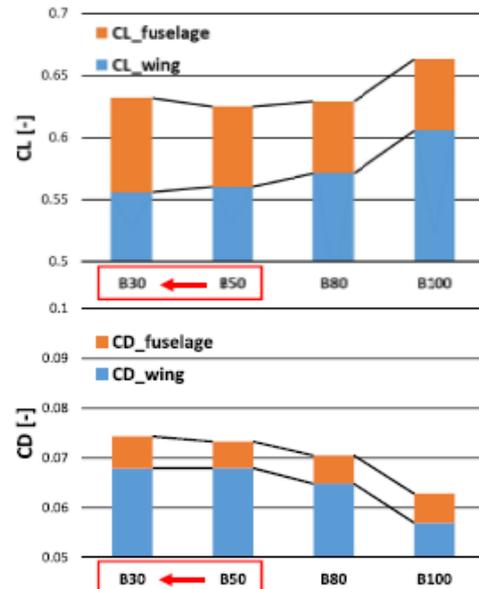


## ●機体全体 | 固定翼+胴体

### ●揚力 $C_L$

胴体は増加

### ●抗力 $C_D$



9

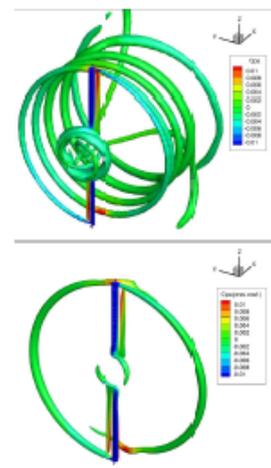
# 目次

## ●プロペラ・固定翼・胴体の空力干渉(eVTOL)

- 背景・目的
- 研究手法
- 結果（時間平均場）

## ●同一の回転翼計算における rFolw3DとFaSTAR-Moveの比較

## ●当研究室における rFolw3D・FaSTAR-Moveの活用事例紹介



10

# 計算対象, 条件

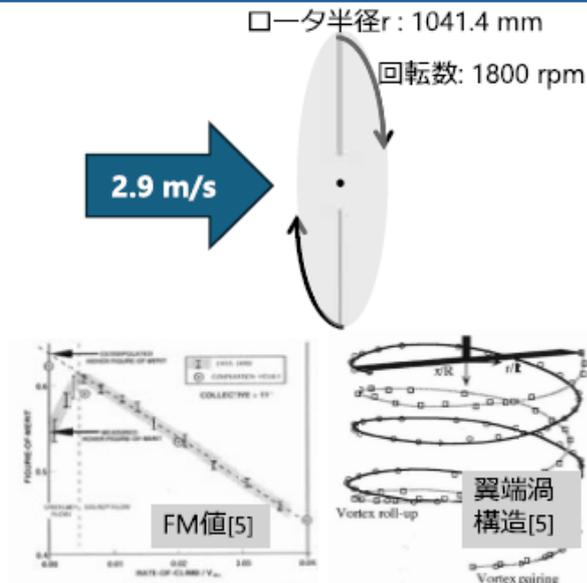
一様流あり回転翼計算

## 回転翼形状

- ・翼型 NACA0012
- ・取り付け角  $11^\circ$
- ・ロータ半径 1041.4 mm
- ・翼弦長 76.2 mm

## 計算条件

- ・翼端速度 196.2 m/s
- ・一様流速 2.9 m/s  
(進行率 0.015)
- ・翼端Re 約 $1.0 \times 10^6$



[5] Caradonna, F. "Performance Measurement and Wake Characteristics of a Model Rotor in Axial Flight", JOURNAL OF THE AMERICAN HELICOPTER SOCIETY, Volume 44, Number 2, 1 April 1999, pp. 101-108(8)

11

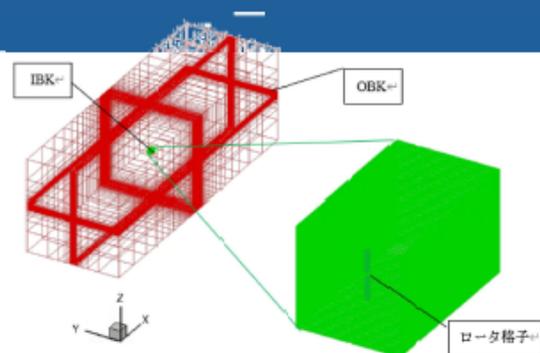
# 計算格子

## 計算格子

rFlow3Dのマニュアルに則り作成した

## 格子点数

- ・ブレード格子 約 $100 \times 2$ 万点
- ・背景格子 (OBK+IBK) 約 1 億点
- ・IBK(内側背景格子)セルサイズ  $0.15 \times c$  (c:ブレード翼弦長)



rFlow3Dにて, 十分に格子収束性が取れていることを確認済み  
同じ格子データにて, FaSTAR-Moveで同様の計算を行った

12

# 計算手法

可能な限り同一の手法を選択した

手法	rFlow3D	FaSTAR-Move
数値流束スキーム	SLAU	SLAU
空間高次精度化	物体格子：MUSCL (2nd) 背景格子： <b>MUSCL FCMT (4th)</b>	MUSCL (2nd)
勾配計算法	-	<b>Weighted-GG</b>
勾配制限関数	minmod	minmod
粘性流束	2次精度中心差分	2次精度中心差分
時間積分法	物体格子：LU-SGS(Dual-time stepping, 2nd) 背景格子： <b>2段ルンゲクッタ法</b>	LU-SGS(Dual-time stepping, 2nd)
乱流モデル	SA-noft2	SA-noft2

13

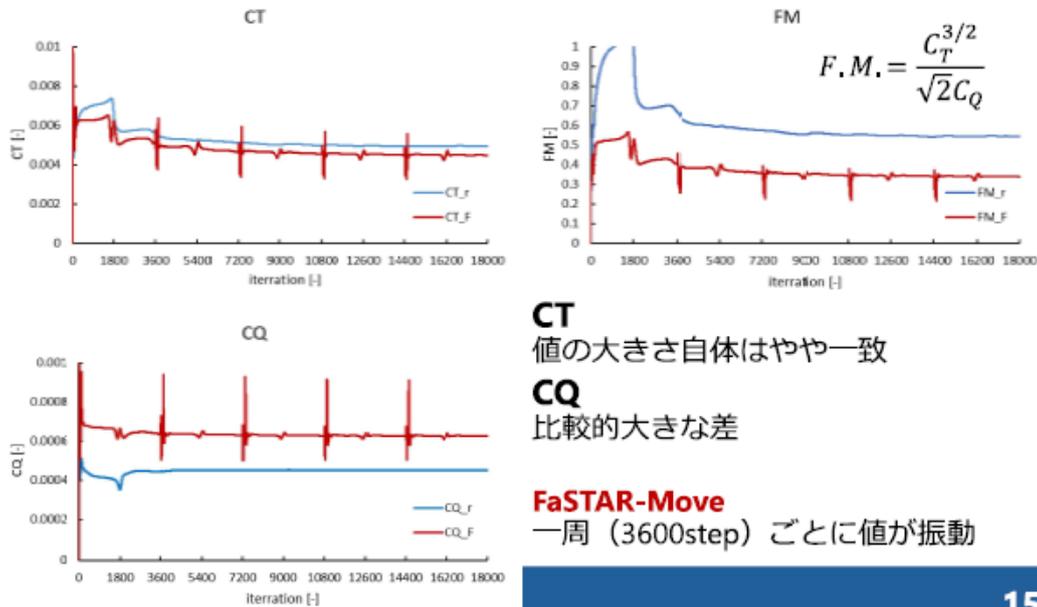
# 計算手法

可能な限り同一の手法を選択した

手法	rFlow3D	FaSTAR-Move
数値流束スキーム	SLAU	SLAU
空間高次精度化	物体格子：MUSCL (2nd) 背景格子： <b>MUSCL FCMT (4th)</b>	MUSCL (2nd)
勾配計算法	-	<b>Weighted-GG</b>
勾配制限関数	minmod	minmod
粘性流束	2次精度中心差分	2次精度中心差分
時間積分法	物体格子：LU-SGS(Dual-time stepping, 2nd) 背景格子： <b>2段ルンゲクッタ法</b>	LU-SGS(Dual-time stepping, 2nd)
乱流モデル	SA-noft2	SA-noft2

14

# 結果 | 空力係数

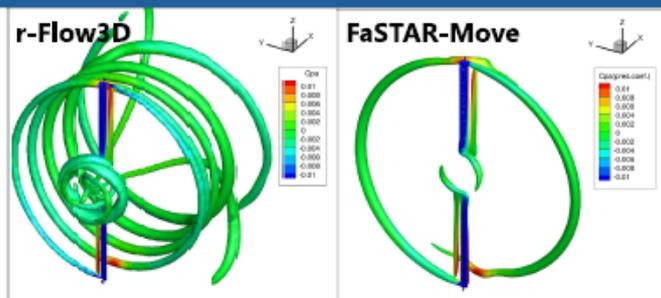


15

# 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

非構造格子



渦ペアリング問題における  
格子法による影響 [6] →

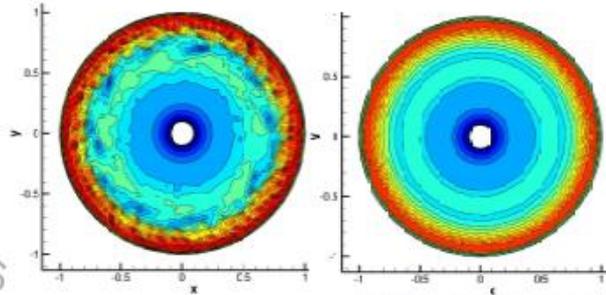
[6] Tsoutsanis, Panagiotis, et al. "Comparison of structured-and unstructured-grid, compressible and incompressible methods using the vortex pairing problem." *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 293 (2015): 207-231.

16

# 目次

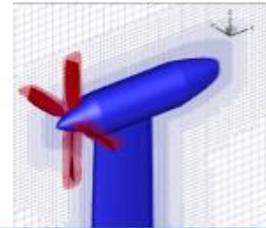
## ●プロペラ・固定翼・胴体の空力干渉(eVTOL)

- 背景・目的
- 研究手法
- 結果（時間平均場）



## ●同一の回転翼計算にお rFolw3DとFaSTAR-Moveの比較

## ●当研究室における rFolw3D・FaSTAR-Moveの活用事例紹介



17

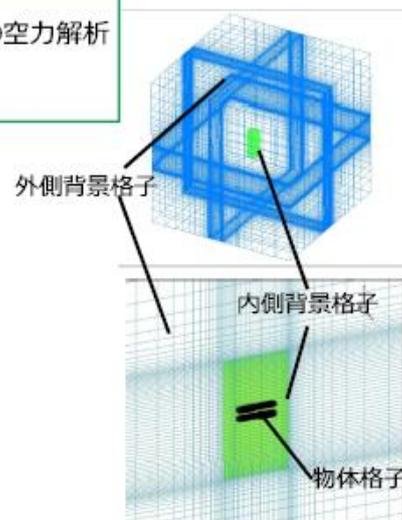
# 事例 | 同軸反転ロータの振動

### 目的

- 低レイノルズ数領域における同軸反転ロータの空力解析
- ・空力干渉が振動に与える影響
  - ・ロータ間距離による振動の変化

### 条件

翼型	平板翼
ロータ半径R [m]	0.137
ロータ直径D [m]	0.274
ロータ間距離d [m]	0.1D, 0.2D, 0.3D
回転速度 [rpm]	500
レイノルズ数(75%位置)	$1.1 \times 10^4$
ピッチ角[deg.]	15
翼端マッハ数	0.02108

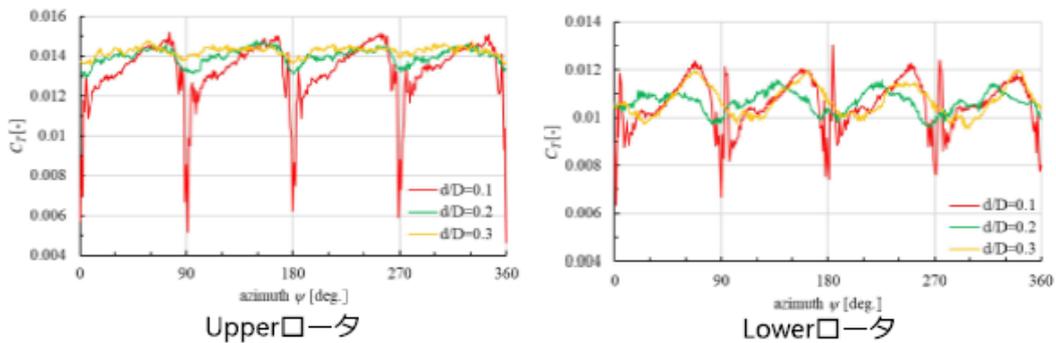


18

# 事例 | 同軸反転ロータの振動

## 結果

- ・ 上側ロータではロータ間距離が大きくなるにつれて振動が減少
- ・ 下側ロータでは振動が単調に減少する傾向は確認されなかった
- ・ 圧力場の干渉による影響、後流の干渉による影響を確認



19

# 事例 | 回転翼の圧縮性効果

風洞スケール・実機スケールを比較し、プロペラ翼端付近の圧縮性の影響を調査

**計算対象**

側面図

**計算条件**

レイノルズ数 $Re_c$	: $1.8 \times 10^4$ (@75% span)
一様流速 [m/s]	: 9.0 (45)
迎角 $\alpha$ [deg.]	: 0
プロペラ回転数 $n$ [rpm]	: 4500
プロペラ進行率 $J$	: 0.8
プロペラ翼端マッハ数	: 0.10 (0.52)

ブレード2枚のプロペラ + 2つの背景格子 (括弧内は実機スケール)

風洞実験スケールの数値計算と

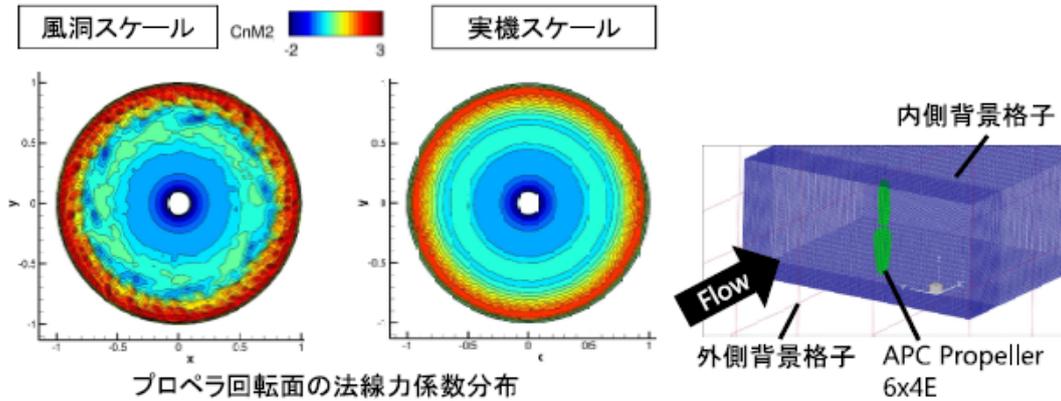
- ・ 物体のスケール変更 (5倍, 実機スケール)
- ・ 一様流密度・速度をそれぞれ  $1/25 \cdot 5$  倍の計算を比較.

→ 実機スケールでは翼端付近は高マッハ数

20

# 事例 | 回転翼の圧縮性効果

風洞スケール・実機スケールを比較し、プロペラ翼端付近の圧縮性の影響を調査



- ✓ 実機スケールでは圧縮性が剥離せん断層を安定化させ、プロペラの振動が弱まることを明らかにした。

21

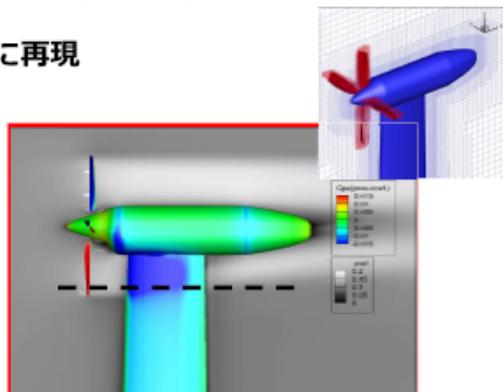
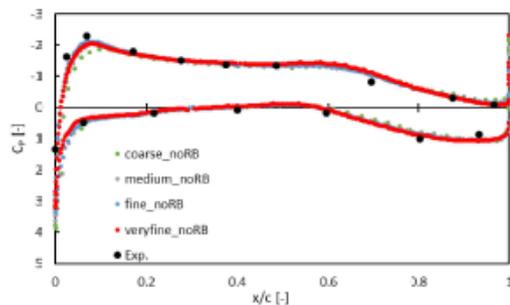
# 事例 | プロペラ・固定翼干渉

・プロペラ・固定翼統合モデルにおける空力干渉の数値解析

ソルバ : Fastar-Move

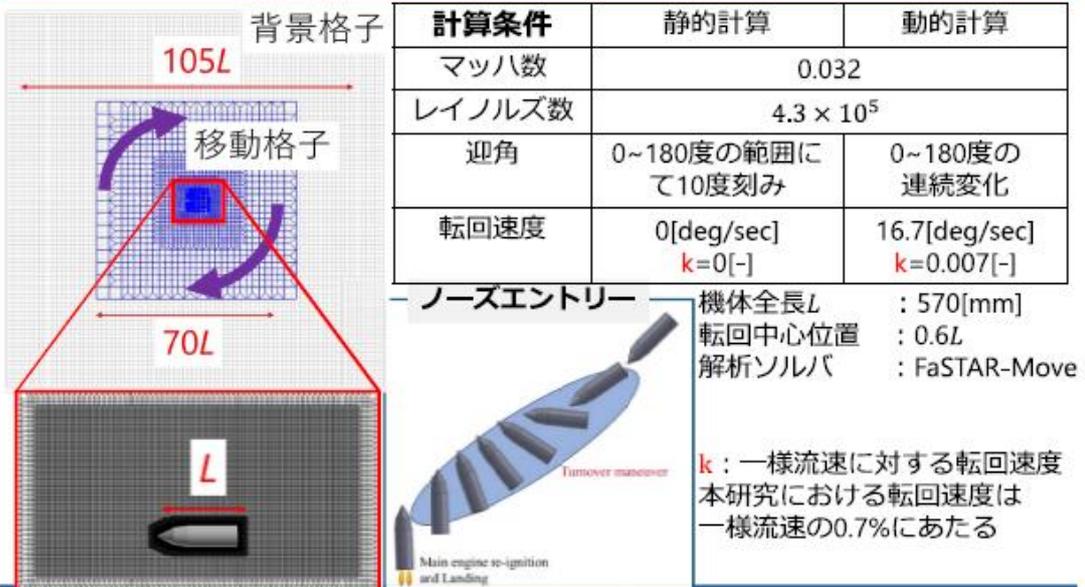
AIAA workshopで取り上げられた、プロペラ・固定翼における空力干渉を計算  
(Hooker, J et al.: Overview of Low Speed Wind Tunnel Testing Conducted on a Wingtip Mounted Propeller for the Workshop for Integrated Propeller Prediction, AIAA Paper 2020-2673, 2020.)

プロペラ後流中の固定翼表面圧力を良好に再現



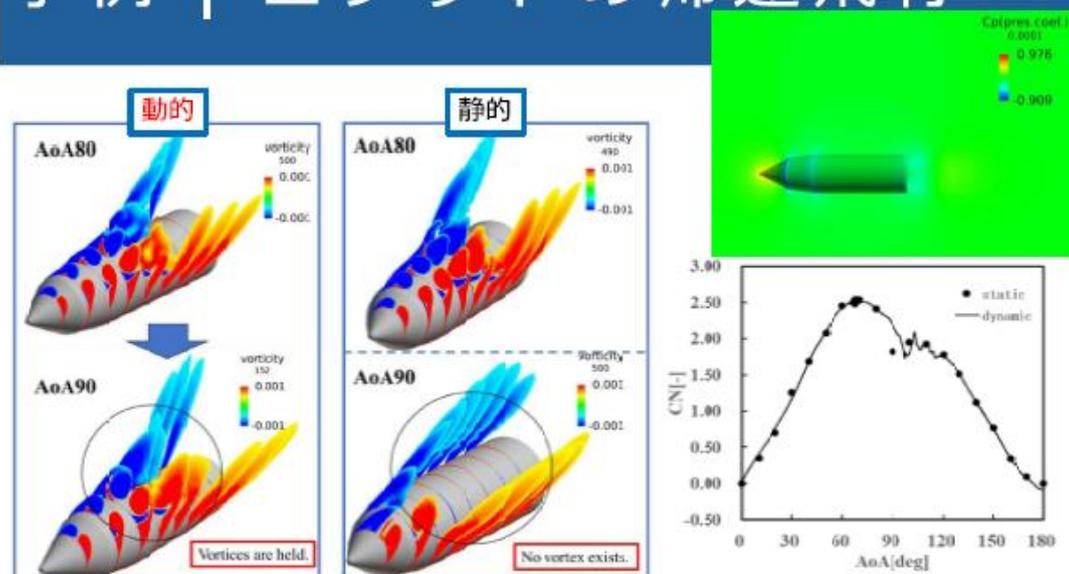
22

# 事例 | ロケットの帰還飛行



23

# 事例 | ロケットの帰還飛行



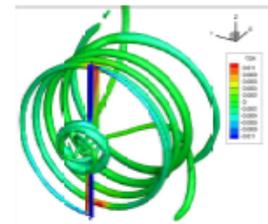
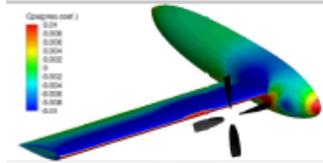
迎角90度において動的のみ双子渦が保持される  
 → 転回により前の迎角の流れ場の影響を受ける

24

# 目次

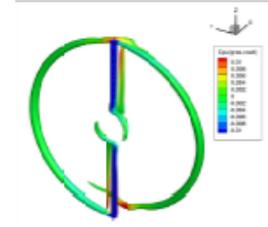
## ●プロペラ・固定翼・胴体の空力干渉(eVTOL)

- 背景・目的
- 研究手法
- 結果（時間平均場）

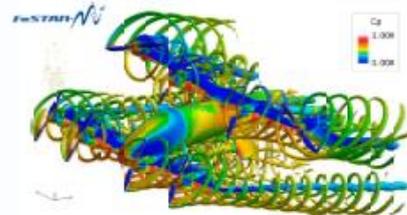


## ●同一の回転翼計算における rFolw3DとFaSTAR-Moveの比較

## ●当研究室における rFolw3D・FaSTAR-Moveの活用事例紹介



# タンデムティルトウイング eVTOL 機の遷移飛行における空力特性解析



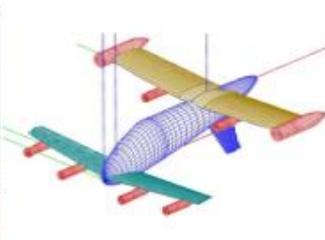
○篠塚 温志<sup>1</sup>, 保江 かな子<sup>2</sup>, 福地 亮太<sup>3</sup>, 岸 祐希<sup>2</sup>, 大山 聖<sup>1</sup>  
ISAS/JAXA<sup>1</sup>, JAXA<sup>2</sup>, 株式会社SUBARU<sup>3</sup>

## 1. 序論

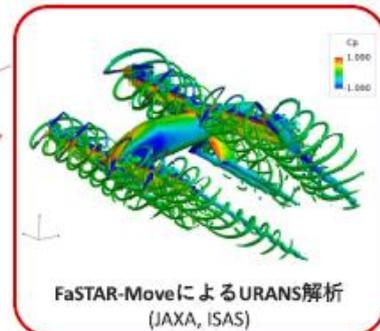
eVTOL全機形状の空力特性予測に向けた数値解析および試験技術の研究



風洞試験  
(SUBARU)



Open VSPによるVLM解析  
(SUBARU)



FaSTAR-MoveによるURANS解析  
(JAXA, ISAS)

タンデムティルトウイングeVTOL機である NASA LA-8 形状を対象として  
風洞試験, 渦格子法, URANSの比較から空力予測精度向上に向けた知見を獲得

## 1. 序論

### タンデムティルトウイングeVTOL機とその遷移飛行



VAHANA HP

タンデムティルトウイングeVTOL機



マルチコプターに類似した離着陸 遷移飛行：特異な飛行形態 固定翼航空機に類似した巡航

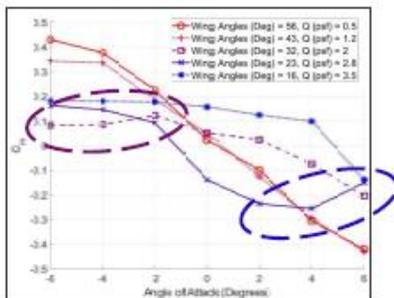
タンデムティルトウイングeVTOL機の飛行モード

遷移飛行の空力特性の理解は進んでおらず，同機の実現の為の障壁となっている  
 ⇒ 設計効率化のため，CFD解析手法の確立・空力特性の定性的理解が求められる

3

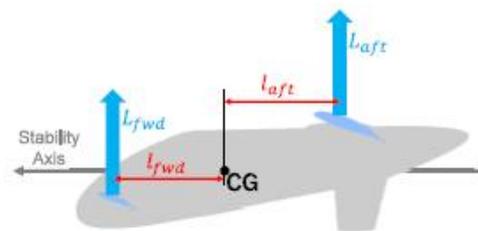
## 1. 序論

### 遷移飛行中のピッチングモーメント特性



LA-8 風洞試験結果 (NASA)

[ Geuther, S. C., et al, NASA TM-2020-5003178, 2020 ]



前後翼の揚力とピッチングモーメント

遷移形態の風洞試験において縦の静安定性が失われる現象が見られたが，  
 その原因は明らかになっていない

4

## 1. 序論

### 研究の目的

タンデムテイルトウイングeVTOL機の遷移飛行に関して

1. 風洞試験結果との比較から、**URANS解析の有効性を検証すること**
2. 実際の飛行に即した飛行状態での空力特性を網羅的に解析すること
3. 飛行中の**縦安定性の喪失の原因を明らかにすること**

1, 3 について：

Atsushi Shinozuka, Shota Taniguchi, Kanako Yasue, Ryota Fukuchi and Akira Oyama, "Aerodynamic Analysis of Tandem Tilt-Wing eVTOL Aircraft in Cruise and Transition Flight," AIAA SCITECH 2024 Forum, 2024.

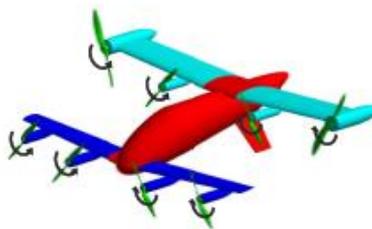
2 について：

篠塚温志, 保江かな子, 福地亮太, 大山聖, "タンデムテイルトウイング型電動推進垂直離着陸機の設計に向けた空力特性解析," 第63回航空原動機・宇宙推進講演会/北部支部2024年講演会ならびに第5回再使用型宇宙輸送系シンポジウム, 2024.

5

## 2. 解析モデル

### 解析モデル



風洞試験モデル（左）と数値解析モデル（右）  
テイルト角 0.0, 22.5, 45.0, 67.5 度

諸元	
全長	1.184 m
スパン長	
前翼	1.305 m
後翼	1.387 m
MAC長さ	
前翼	0.164 m
後翼	0.2548 m
重心	
x	0.464 m
y	0.000 m
z	0.117 m

6

### 3. 実験手法 4. 数値解析手法

#### 実験条件および解析条件

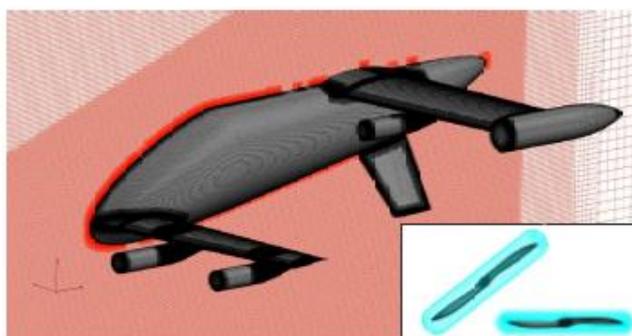
条件	実験	解析
Re (MAC)	$2.6 \times 10^5$	$2.6 \times 10^5$
一様流速度 ( $V$ )	15 m/s	30 m/s
マッハ数	0.0441	0.0882
迎角	-10 – 20 deg	-6 – 6 deg
ティルト角	0.0, 22.5 deg	0.0, 22.5 deg
プロペラ	With-Propeller, Without-Propeller	With-Propeller, Without-Propeller
プロペラ回転速度		
$D = 12$ inch	$n = 4000$ rpm ( $J = 0.74$ )	$J = 0.74$
$D = 16$ inch	$n = 3250$ rpm ( $J = 0.68$ )	$J = 0.68$

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

7

### 4. 数値解析手法

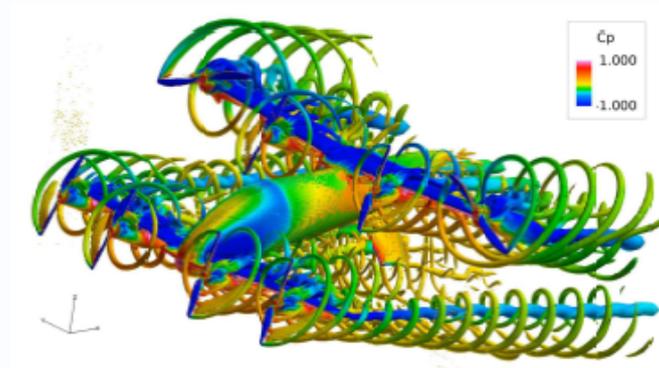
#### 計算手法

背景格子, プロペラ格子 (合計約1億点)

項目	設定
ソルバ	FaSTAR-Move
支配方程式	3次元圧縮性 NS方程式
乱流モデル	SA-nof2-R
空間高次精度化	MUSCL
流束評価	SLAU
時間積分	LU-SGS

8



URANS解析で得られた  
Q値 1.0 の等値面

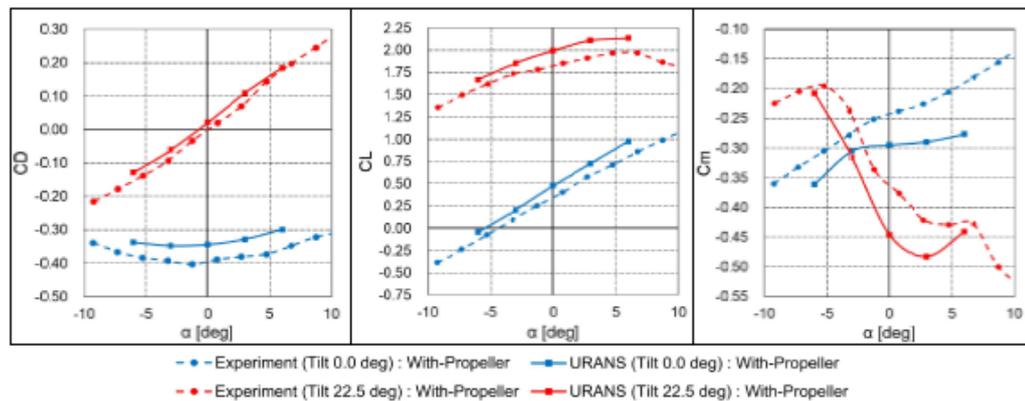
ティルト 22.5 度,  
迎角 -3.0 度,  
半裁モデルのミラー

## 5. 遷移飛行におけるURANS解析の有効性

9

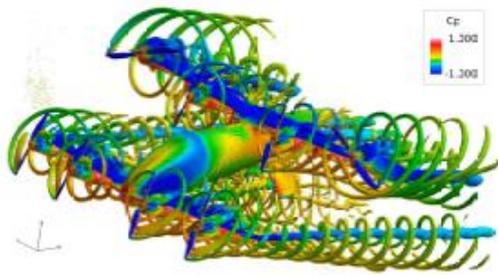
### 5. URANS解析の有効性検証

#### 風洞試験及びURANS解析で得られた空力係数値

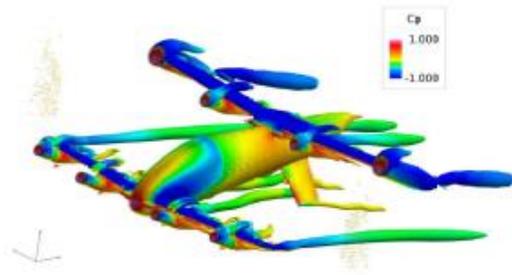


ティルト角変化による空力特性変化が捉えられ、有効性が確認された

10



プロペラ有り



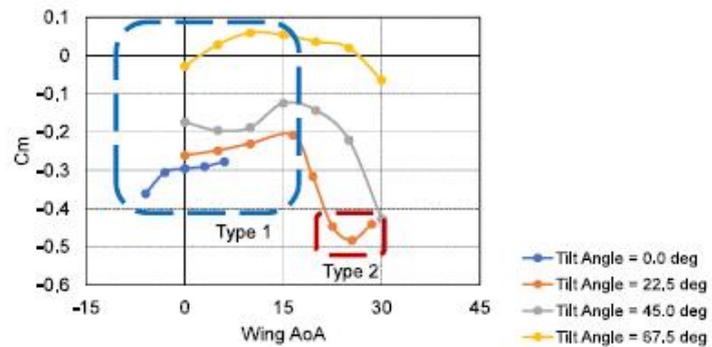
プロペラ無し

## 7. 遷移飛行中の縦安定性

11

### 7. 遷移飛行中の縦安定性

#### 翼迎角で整理したピッチングモーメント特性

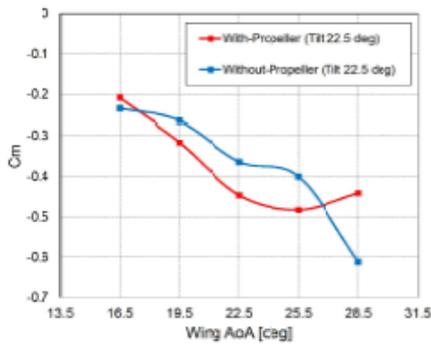


- (1) 全ティルト角で翼迎角15度以下の場合（プロペラの $C_m$ 特性に起因）と
- (2) ティルト角22.5度で翼迎角25.0度以上で縦の静安定性が失われている

12

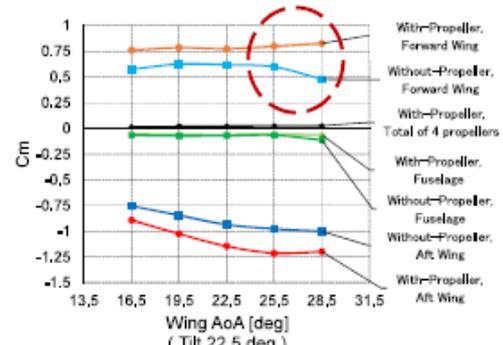
## 7. 遷移飛行中の縦安定性

### Type 2 の不安定性とプロペラ有無の関係



全機  $C_m$  特性

プロペラ無しでは安定



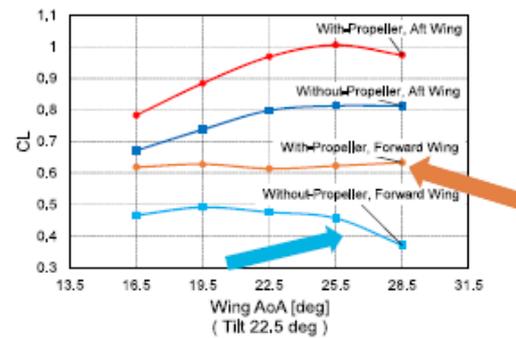
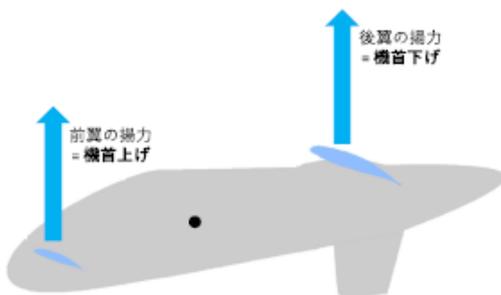
部位ごとの  $C_m$  特性

前翼の  $C_{m\alpha}$  に差異が見られる

13

## 7. 遷移飛行中の縦安定性

### 前後翼の揚力特性



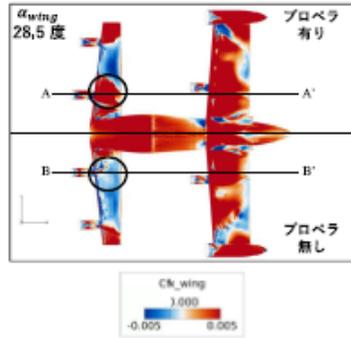
前後翼の  $C_L$  特性

プロペラ無しでは前翼が先に揚力を失う

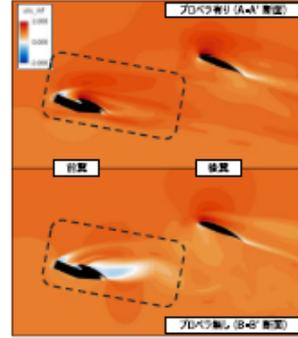
14

## 7. 遷移飛行中の縦安定性

### 前後翼の流れ場の比較



壁面摩擦係数 ( $\alpha_{body} = 6.0 \text{ deg}$ ,  $\alpha_{wing} = 28.5 \text{ deg}$ )



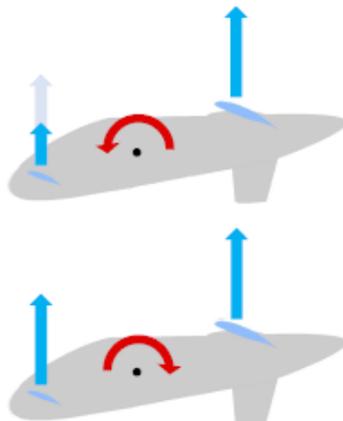
$u/u_{inf}$  ( $\alpha_{body} = 6.0 \text{ deg}$ ,  $\alpha_{wing} = 28.5 \text{ deg}$ )

プロペラ無しでは前翼上面の流れが剥離し高迎角で揚力が失われるが  
 プロペラ有りでは前翼上面の流れが付着し高迎角でも揚力が保たれる

15

## 7. 遷移飛行中の縦安定性

### 前後翼の揚力特性と縦安定性の関係



プロペラ無し：

前翼の揚力が減少し，縦安定性が保たれる

プロペラ有り：

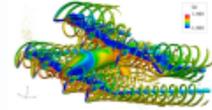
前翼の揚力が減少せず，縦安定性が失われる

16

# タンデムテイルトウイング eVTOL 機の 遷移飛行における空力特性解析



- 遷移飛行解析においても **URANS解析は有効** である
- 遷移飛行中、テイルト角22.5度かつ高迎角の場合 (Type 2)で見られる縦の静安定性喪失は、**プロペラ後流による剥離抑制効果に起因**する



○篠塚 温志<sup>1</sup>, 保江 かな子<sup>2</sup>, 福地 亮太<sup>3</sup>, 岸 祐希<sup>2</sup>, 大山 聖<sup>1</sup>

ISAS/JAXA<sup>1</sup>, JAXA<sup>2</sup>, 株式会社SUBARU<sup>3</sup>

# 地面効果解析を中心とした rFlow3D の活用事例紹介

金沢大学 大塚 光

1. 金沢大学での回転翼の研究状況
2. 研究紹介1  
クアッドロータ機の地面効果
3. 研究紹介2  
負のプリコニング角によるピッチングモーメント低減  
(※web資料非掲載)
4. 今後の予定  
(※web資料非掲載)

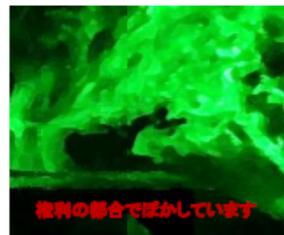
## 1. 金沢大学での回転翼研究状況

### 1. 金沢大学での回転翼の研究状況

2022年 金沢大学での研究を開始

#### 実験

- 3Dプリントブレードによるロータ性能計測
  - レーザーシートとスモークによる可視化
  - 低速風洞での6分力計測
- 大学では小型風洞しか利用できないため、大きなテストセクションを備えた風洞を利用する際は学外で実施(名古屋大, 東北大)



## CFD解析(rFlow3D)

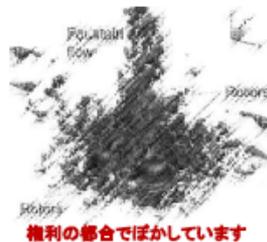
- 実験前の定性的な性能把握
- 実験後に、取得結果を踏まえた流体现象の理解, 仮説の裏付け  
例 ブレード表面圧力分布  
平均流れ場  
実験での欠測条件について追加解析



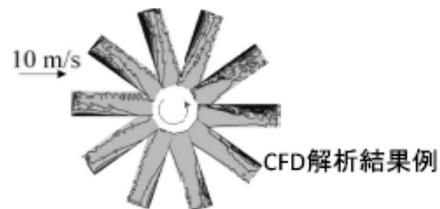
CFD解析のみで研究成果を発表できてない.

∴ 性能の妥当性の証明に実験結果が求められる.

∴ 計算資源の制約から解析ケース数が増やせない.



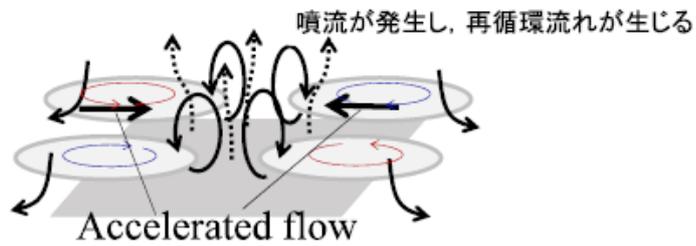
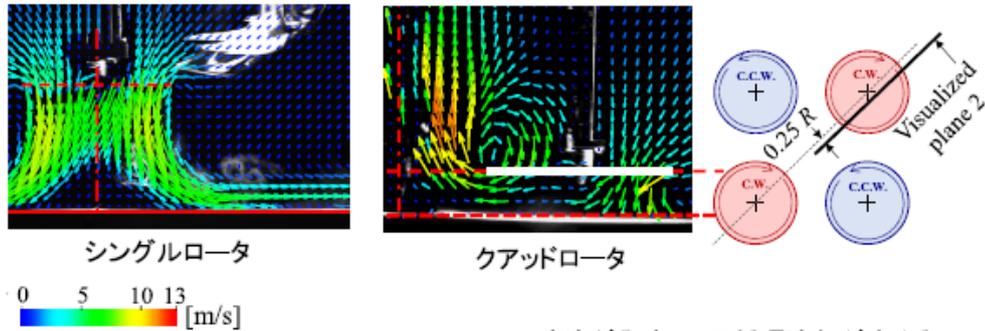
権利の都合でぼかしています



## 2. 研究紹介1 クアッドロータ機の地面効果

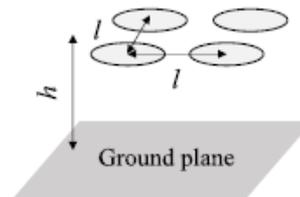
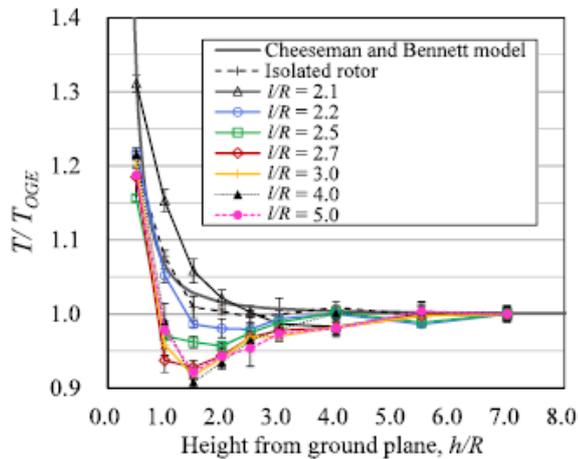
JOAにて報告済み

## 2. 研究紹介1 クアドロータ機の地面効果



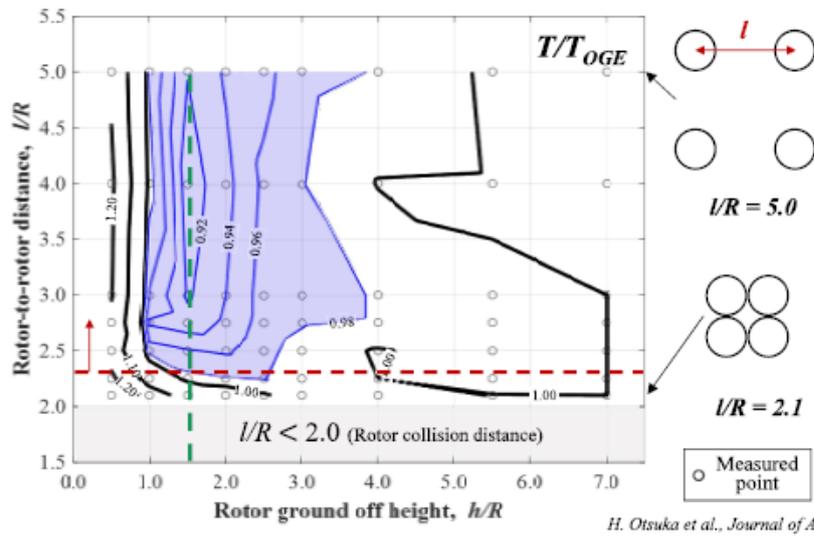
H. Otsuka et al., Journal of Aircraft, 2023

軸間と高さによる推力変動の関係を明らかにした.



- $I/R$ が2.3以上になると,  $h/R=1.5$ 付近で推力が, 極小値をもつ.

H. Otsuka et al., Journal of Aircraft, 2023



- $l/R$ が2.3以上になると,  $h/R=1.5$ 付近で, 推力が極小値をもつ.

### 3. 研究紹介2

web非掲載

負のプリコニング角による  
ピッチングモーメントの低減

FDC/ANSS2023で  
一部報告済み

web非掲載

### 4. 今後の予定



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.

金沢大学助教 大塚 光

## rFlow3Dを用いた卒業研究の事例紹介

金沢工業大学工学部航空システム工学科

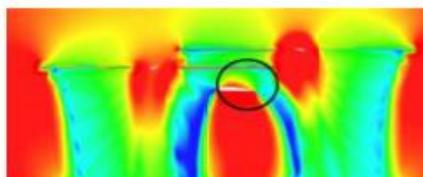
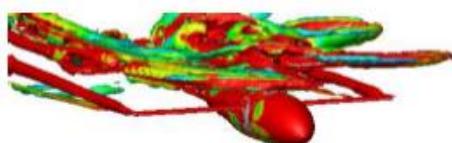
赤坂 剛史

### 目次

1. はじめに：金沢工業大学赤坂研究室のrFlow3D使用実績
2. 今年度の計算事例
3. 課題と要望
4. おわりに

## 1. はじめに

- 金沢工業大学ではrFlow3Dを2019年から使用している。
- これまで実施した学年：卒業研究、修士研究、博士研究
- 計算例：
  - シングルロータと主翼の空力干渉：ホバ、前進飛行
  - タンデムロータと主翼の空力干渉：ホバ



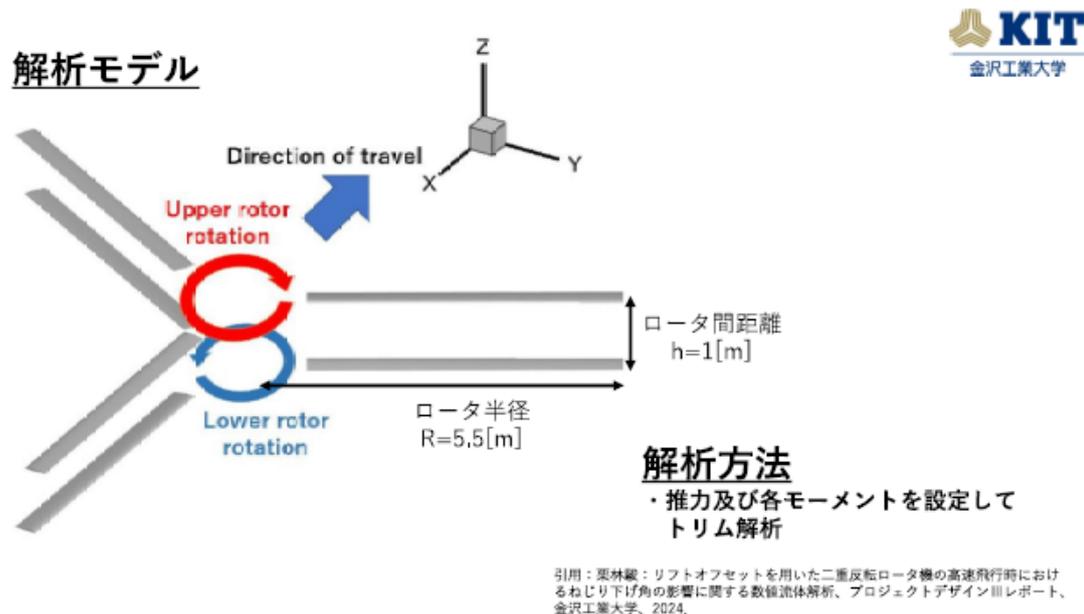
引用：2022年度将来回転翼機交流会／回転翼解析技術交流会, 2022,3

## 2. 今年度の計算事例

- 高速飛行時の**二重反転ロータ**の空力特性
- ホバ時のシングルロータの**翼端形状**に対する騒音特性
- **クワッド配置二重反転ロータ**の農薬散布時の飛散防止への検討

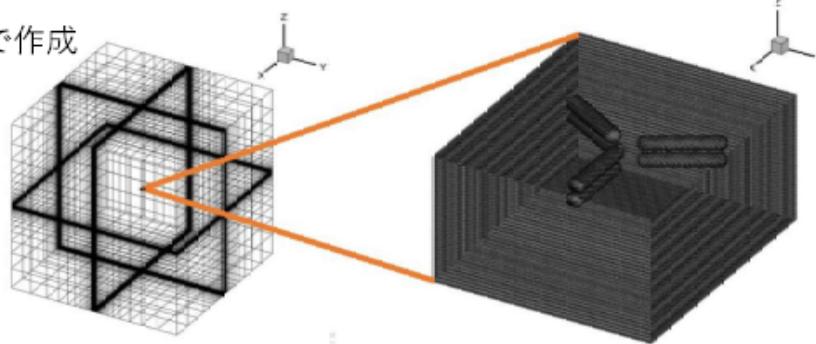
## 高速飛行時の二重反転ロータの空力特性

- 研究題目：リフトオフセットを用いた二重反転ロータ機の高速度飛行時におけるねじり下げ角の影響に関する数値流体解析
- 研究内容：ブレードのねじり下げ角がリフトオフセットを用いた二重反転ロータの空力性能にどのような影響を及ぼすかをrFlow3Dで調査する。
- 研究者：学部4年生（次年度への運航会社に就職予定）



## 格子

rGridで作成



	Number of grid points	Total number of grids
Outer Background grid	$211 \times 193 \times 145$	5,904,835
Inner Background grid	$259 \times 223 \times 129$	7,450,653
Blade grid	$149 \times 123 \times 91$	1,667,757

総格子数：約2,300万点

7

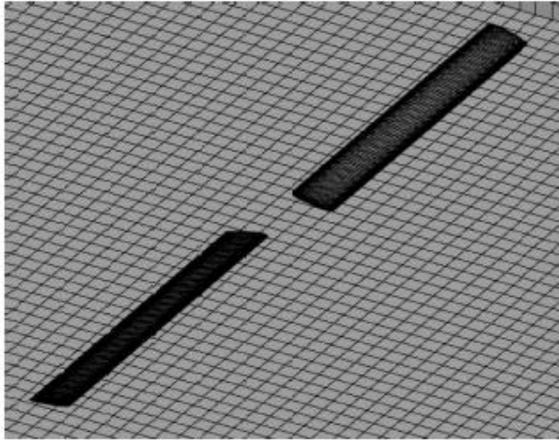
## ホバ時のシングルロータの 翼端形状に対する騒音特性



- 研究題目：ドローンのプロペラの**静音化**
- 研究内容：ドローンの騒音低減を目的に**ブレード翼端の上下反角**に対する**シングルロータの騒音特性**をrFlow3DとrNoiseで調査する。
- 研究者：学部4年生（次年度本学大学院進学予定）

## 解析モデル

rGridで上下反角を作成



## 主な諸元

機体質量：24.8kg  
ロータ半径：0.42m  
ねじり下げ：0°



## 解析パラメタ

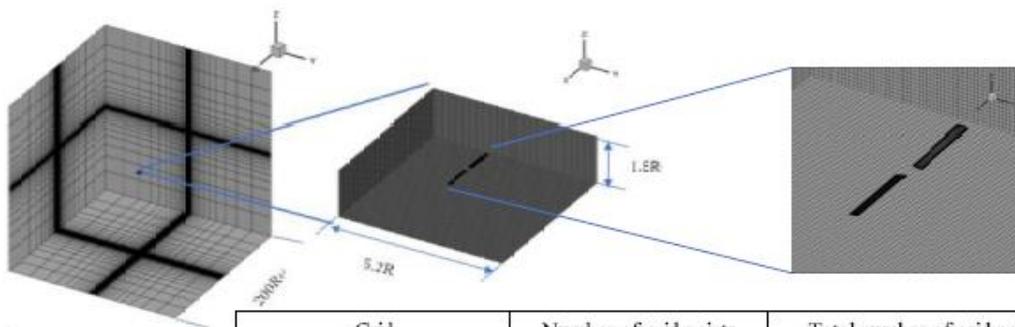
上下反角：0, ±6, ±12, ±18, ±24, ±30°  
ブレード翼幅0.9Rから上下反角の変形を開始  
(変形によるロータ半径の変化はない)

## 解析方法

- ・トリム解析なし
- ・推力を設定してトリム解析

引用：森田航：ドローンのプロペラの静音化、プロジェクトデザインIIIレポート、金沢工業大学、2024.

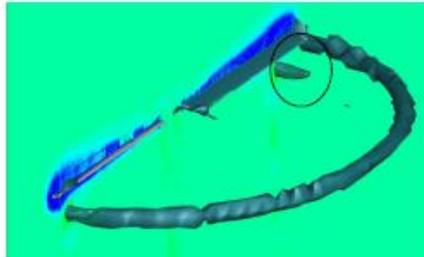
## 格子



Grid	Number of grid points	Total number of grid points
Outer Background Grid	201×201×117	4,726,917
Inner Background Grid	235×235×69	3,810,525
Blade Grid	121×121×61	893,101
		総格子数：約940万点

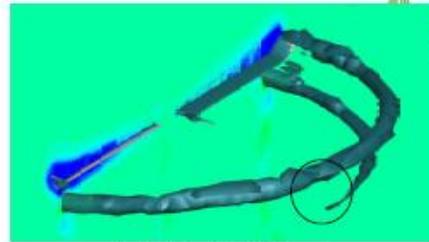
## 解析結果例

翼端渦の可視化



0[deg]

上下反角によりブレードから放出される翼端渦の位置や大きさ、拡散が異なる



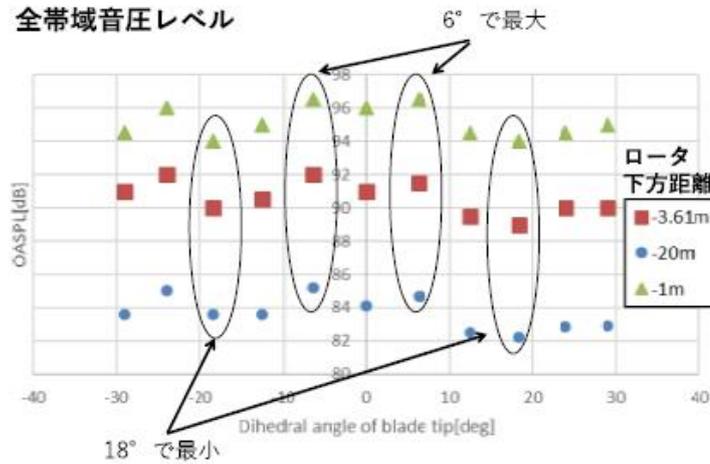
上反角 30[deg]



下反角 -30[deg]

## 解析結果例

全帯域音圧レベル



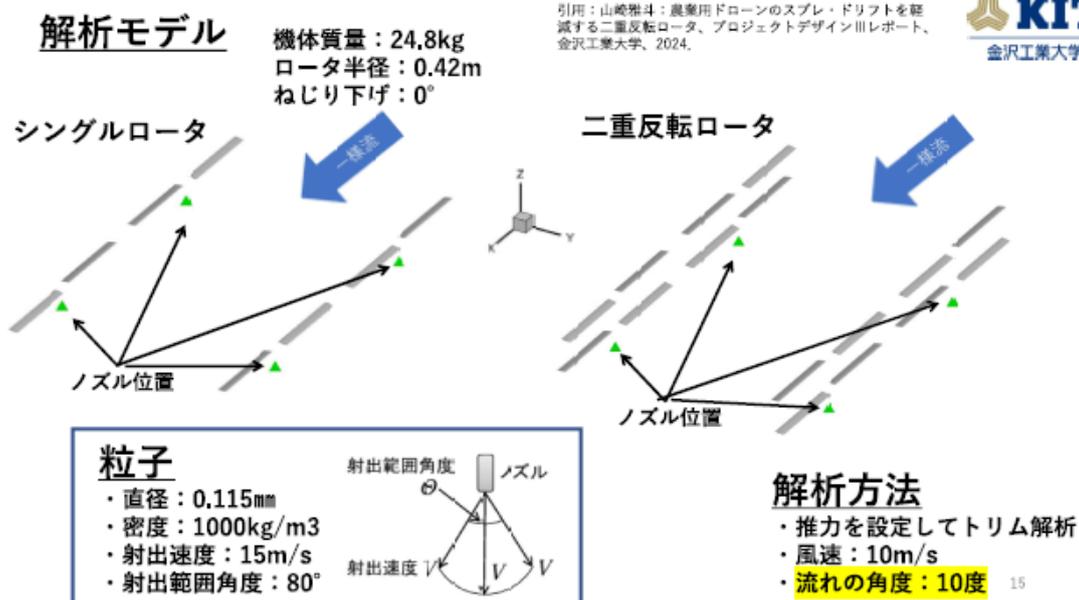
騒音の指向性や騒音低減のメカニズムは明らかになったとは言えない



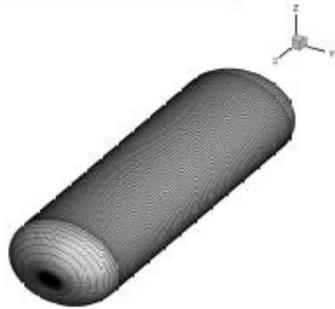
空力現象を把握する

# クワッド配置二重反転ロータの 農薬散布時の飛散防止への検討

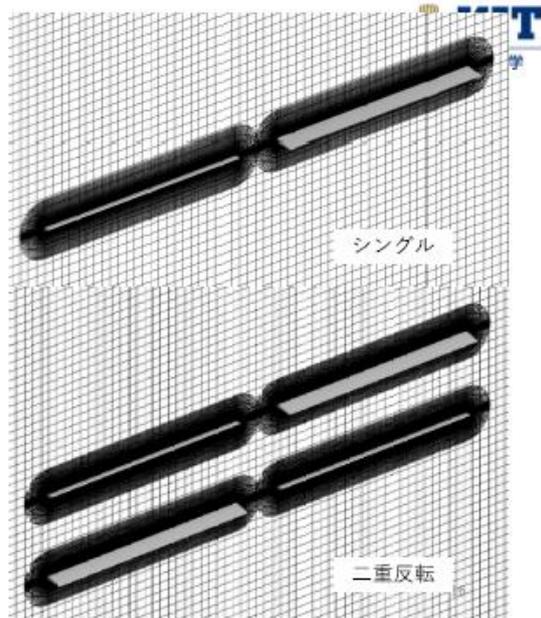
- 研究題目：農業用ドローンのスプレ・ドリフトを軽減する二重反転ロータ
- 研究内容：前進飛行時に農薬散布時のスプレ・ドリフトが二重反転ロータによって軽減するかを目的にシングルロータと二重反転ロータをrFlow3Dの粒子可視化機能で調査する。
- 研究者：学部4年生（次年度航空機メーカーに就職予定）



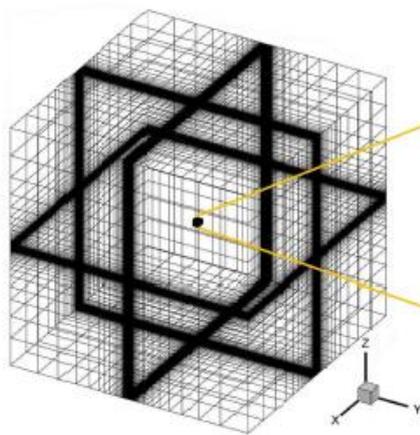
格子：ブレード格子



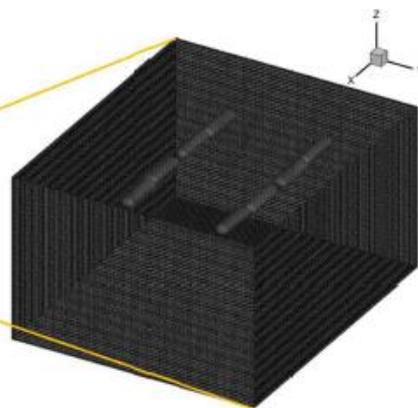
	合計格子数
Single	約3,500万点
Coaxial	約4,500万点



格子：背景格子



外側背景格子：100R × 100R × 100R



内側背景格子：

	x	y	z
+	3R	3R	1.5R
-	4R	3R	3R

### 解析結果例

シングルクワッドロータの粒子の流れ

- ・ロータは24回転まで計算

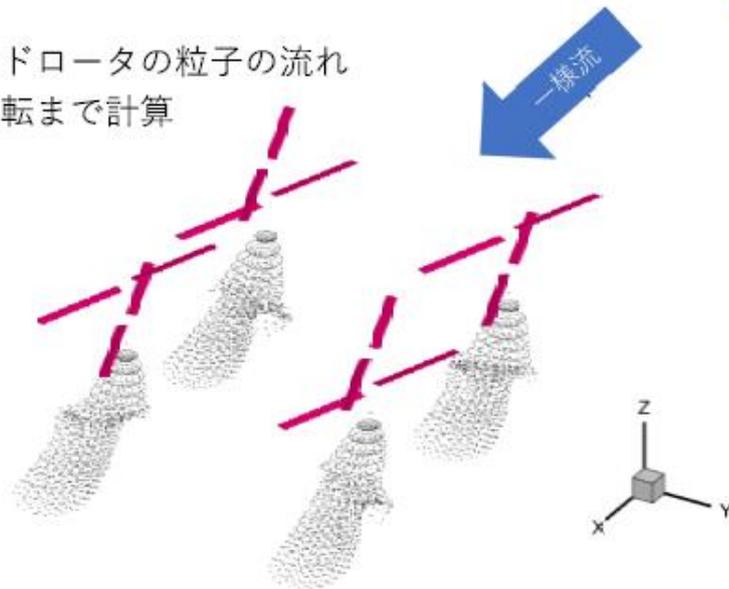


18

### 解析結果例

二重反転クワッドロータの粒子の流れ

- ・ロータは6回転まで計算



19

## 解析結果

- ケース数とStep数、解析時間

サーバ名	使用スレッド数	ケース名	step数	回転数	s/step	Days
Linux1	12	Single	87000	24.17	33	33.23
Linux2	12	Coaxial	20000	5.56	48	11.11

1step = 0.1deg

20

## 3. 課題と要望

### • 計算時間

- 研究室のPC (Windows, Linuxが計4台) : 3人で使用
  - Linux(12スレッド) : ロータ1回転で2日(スプレードリフト計算例)
  - ケース数を増やすために**粗い格子**を使用

### • 計算スケジュール

- ① rFlow3Dの学習・練習 : 1~2ヶ月 (4~5月)
  - チュートリアルやマニュアルを利用
  - rGridなどの格子生成、データ解析のTecplotソフトウェア学習含む
- ② 格子生成 : 0.5~1ヶ月 (5~6月)
- ③ 本計算開始まで : 1~2ヶ月 (6~7月)
  - 予備計算(設定条件の修正・Input fileの入力ミス含む)
- ④ 本計算(論文締切まで) : 6ヶ月 (7~1月)
- ⑤ データ整理・考察 : 2ヶ月 (12~翌年1月)



スタートを早くしたい

経験者(先輩)がいると問題点が早期に発見できる  
JAXA田辺様と菅原様からの回答が早くて感謝!

## 要望

- ドローンの全機トリムへの対応
- トリム解析時のRPM制御
- 粒子可視化機能（パーティクル）のチュートリアル（Tecplotでの可視化）

## 4. おわりに

- rFlow3Dは大学研究で使用するツールとして大変貴重である
- 卒業研究ではケース数が少なくなり、もっと計算をしたいところで卒業になる
- 学生は毎年入れ替わるのでrFlow3Dの技術を継承していきたい

# PPB型eVTOLおよび 静粛ロータ「Loopprop」 に関する数値解析

工学院大学  
航空熱流体工学研究室

中新井田馨希, 佐藤 允

2024/03/22

## 新しい転換型eVTOL

Shima *et al.*, ICAS2022 (2022)  
嶋ら, ANSS (2019)  
etc. 2

### ➤ Passive Pendulum Body (PPB)



### PPB型eVTOL

- 胴体が翼から一本の自由回転軸で振り子状に吊るされている
- プロペラの差動によってVTOL形態と水平巡航形態の転換を行う

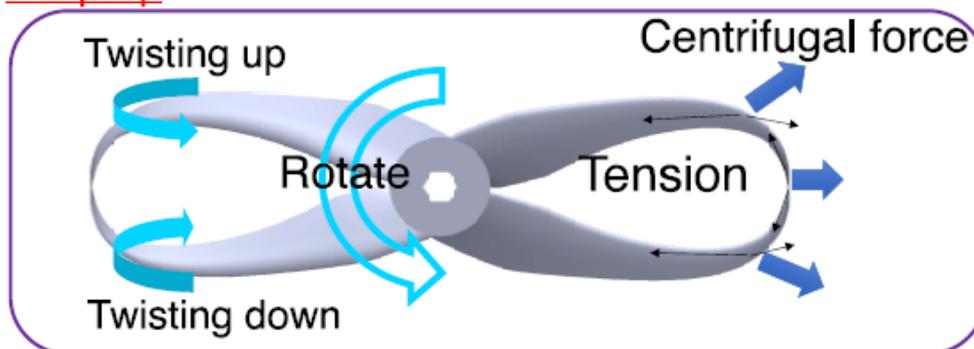
シンプルな機構, 有翼による高揚抗比・低騒音を実現

# Loop形状の静粛ロータ

Shima et al., 8thARF (2019)  
中新井田ら, ANSS (2023)  
etc.

3

## Loopprop



- 騒音低減効果のあるスキュードプロペラを基に設計
- ねじり下げとねじり上げの影響を相殺
- 遠心力と張力が釣り合う形状

低騒音かつ構造的に優れたロータを実現

## 目標

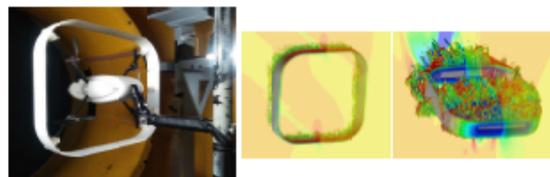
4

PPB機構やLooppropなどの各種要素技術を  
組み合わせることで、  
高揚抗比と低騒音を兼ね備えたeVTOLを創出

物流, 点検, 災害時の利用等々,  
様々な分野での活躍が期待



飛行実証試験



風洞実験・数値解析

# PPB型eVTOLにおける プロペラ-翼干渉

## プロペラ-翼干渉に関する研究

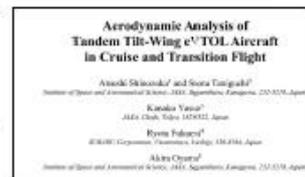
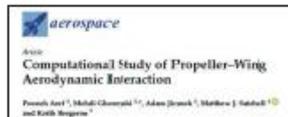
6

多くは翼前方にプロペラを置いたもの



North et al., AIAA SciTech 2021 (2021)

- 近年の対象は
- 電動航空機
  - 火星飛行機
  - Tilt-wing eVTOL etc.



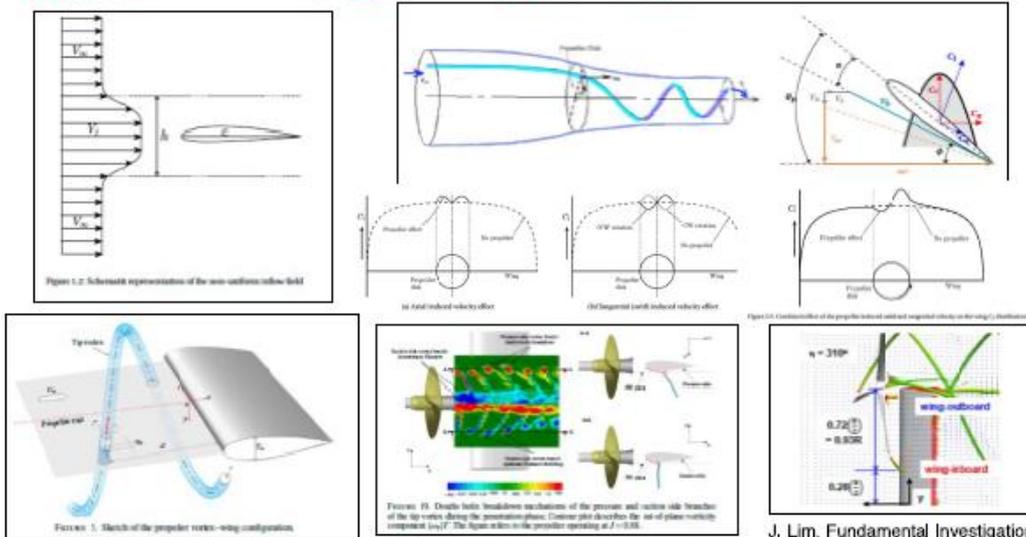
他, 国内では東北大(永井先生), ISAS(大山先生), 都立大(金崎先生), 横国大(北村先生)などなど

# プロペラ-翼干渉に関する研究

7

## 翼前方にプロペラをおいた場合の効果

R. Nederlof, Master thesis at the Delft University of Technology



M. Felli, Underlying mechanisms of propeller wake interaction with a wing, JFM (2020)

J. Lim, Fundamental Investigation of Proprotor and Wing Interactions in Tiltrotor Aircraft, 19VFS (2019)

# プロペラ-翼干渉に関する研究

8

## 翼上方にプロペラを置いたもの

デルフト工科大学のグループが近年多く発表

Aerodynamic interaction effects present in tilttable over-the-wing propeller systems

A numerical study

Sören Adriaal Bijk

Improved modeling of propeller-wing interactions with a lifting-line approach

Investigation of a suitable correction method to account for the finite span effect

Robert Nederlof

Vries and Vos, "Aerodynamic Performance Benefits of Over-the-Wing Distributed Propulsion for Hybrid-Electric Transport Aircraft", J. Aircraft (2023).

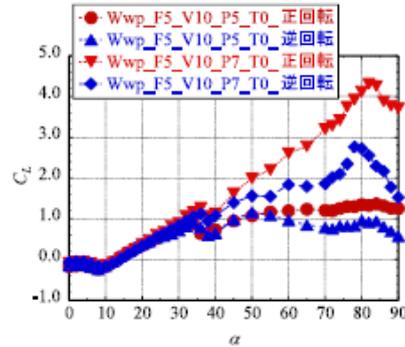
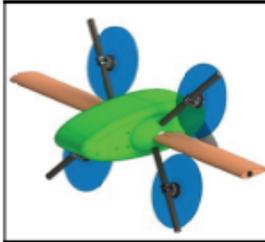
Vries et al., "Experimental Investigation of Over-the-Wing Propeller-Boundary-Layer Interaction", AIAA J. (2021)

Stokkermans and Veldhuis, "Propeller Performance at Large Angle of Attack Applicable to Compound Helicopters", AIAA J. (2021)

# PPB型eVTOLの形態例

9

## 翼に近接して上下に設置したプロペラと翼の干渉



崎ら, 飛行機シンポジウム(2023)

中新井田ら, 飛行機シンポジウム(2023)

- 上下のプロペラ流れが翼性能に与える影響
- ガーニーフラップ付き翼との干渉
- プロペラ回転方向の影響 etc.

数値解析によって流れ場を調べる

## 数値解析方法

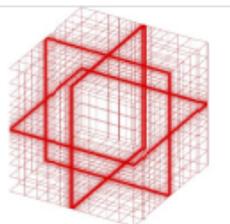
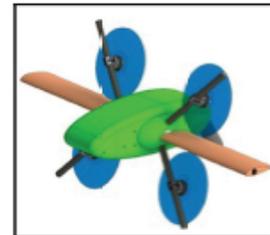
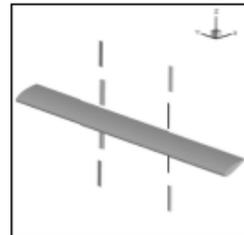
10

計算対象(2023実験に準拠)

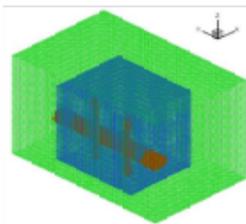
- 風速[m/s] : 10, 20
- プロペラ回転数[rpm] : 7700
- 迎角[deg] : 30, 50

計算手法・計算格子

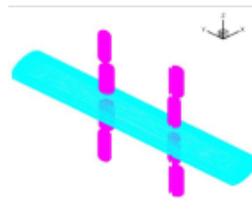
- ソルバー : rFlow3D
- 計算格子 : 約3300万点



外側背景格子



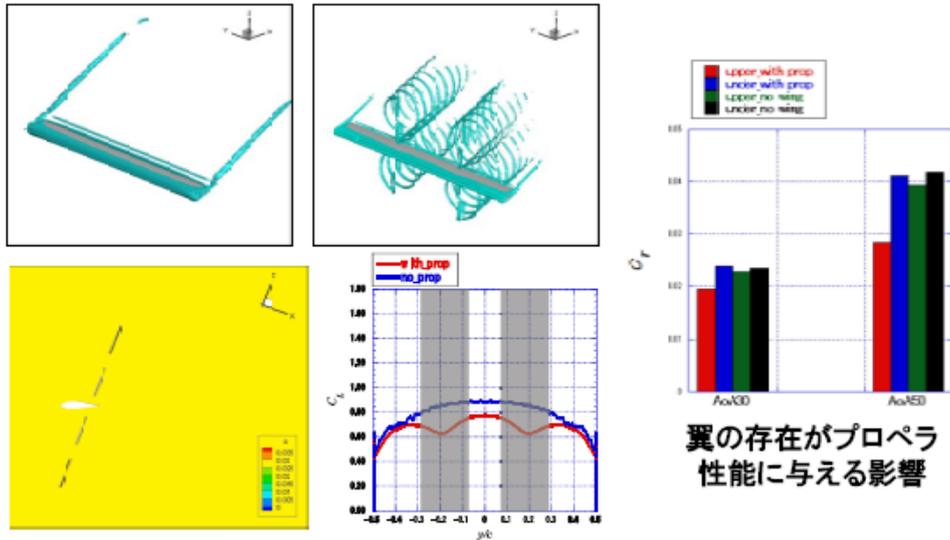
内側背景格子



物体周り格子

JSS3 ノード数: 1 計算時間: 約720 [hs]

## PPB型eVTOLのプロペラ-翼干渉について検討中



プロペラ流れが翼性能に与える影響

翼の存在がプロペラ性能に与える影響

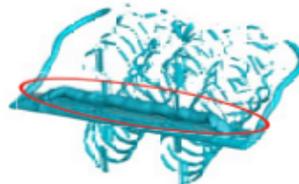
## 数値解析の課題

### プロペラと翼間の距離に制約



### 大規模な剥離流れの場合、流れの時間スケールがプロペラ1回転より大きい

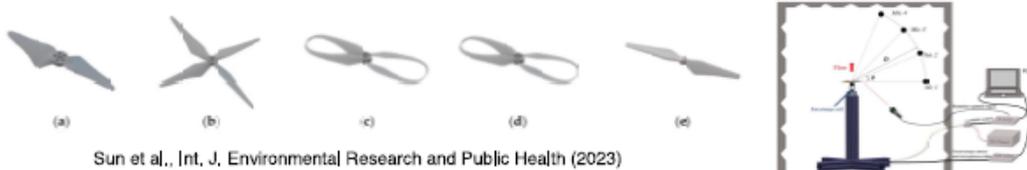
プロペラ1回転分の平均だと不十分



# Looppropの数値解析

## Looppropに関する実験

14



Sun et al., Int. J. Environmental Research and Public Health (2023)

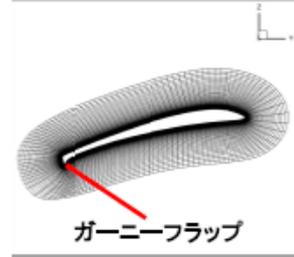
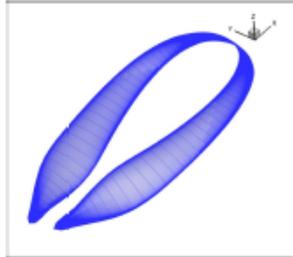
Looppropロータの騒音低減効果を確認



Loopprop形状の最適化が必要

数値解析によってLoopprop周りの流れ場、  
空力特性の把握

## Looppropブレード格子(SOH)の自動作成ツール



非公開

# 数値解析結果

詳細はAIAA AVIATION 2024  
にて発表予定

非公開

## PPB型eVTOLにおけるプロペラ-翼干渉の数値解析

- 翼に近接して上下に設置されたプロペラと翼の干渉について、プロペラ誘起流れが翼性能に与える影響および翼の存在がプロペラ性能に与える影響を調査
- 翼とプロペラをより近接した数値解析の実行が課題

## 静粛ロータ「Looprop」の数値解析

- Loopropの自動格子生成ツールで作った格子を用いた数値解析を行い、Loopropの特性について調査
- 最適化手法の適用には計算時間の短縮(計算の高速化)が必須

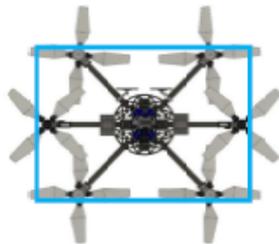
# 圧縮性流れにおける 火星マルチコプタロータ間の 空力干渉

大西龍汰郎

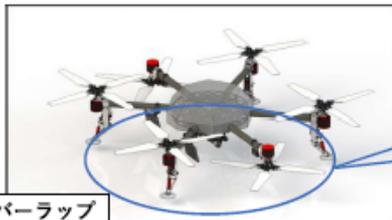
東京大学/宇宙科学研究所 大山研究室 修士1年

## HAMILTON - 火星マルチコプタ

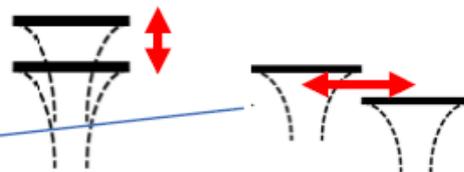
2



- ・ ローバーで運搬する必要がある。
  - 機体の大きさが制限される。
- ・ 飛行に十分な揚力を得る必要がある。
  - ロータ半径を大きく、回転数を速くする必要があり。



オーバーラップ



Suglira *et al.*, VFS, 2022

低レイノルズ数かつ高マッハ数におけるロータ間の空力干渉  
について明らかにする必要がある。

1. rFlow3Dを用いた数値解析の結果（圧縮性が無視できないような高回転数におけるロータ間の空力干渉について）
2. 将来的に行う予定の計測実験に関して、現在起こっている問題

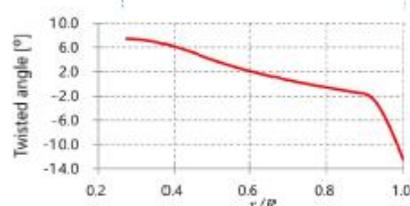
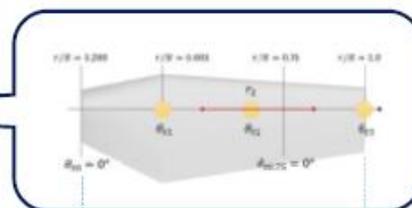
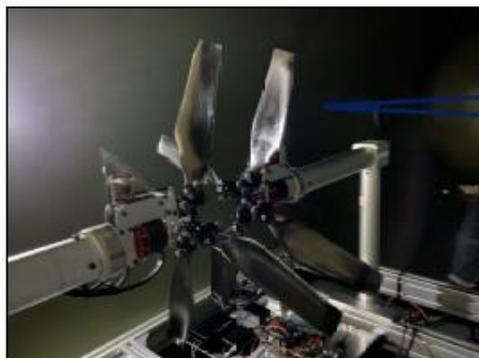
## rFlow3Dを用いた 数値解析

---

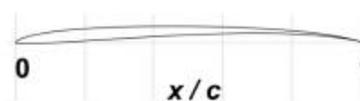
## 解析対象

5

Sugiura et al., 2019



ブレードの数	4
ロータ直径 [m]	0.46
翼型	CLF5605

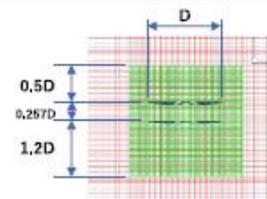


Koning et al., 2019

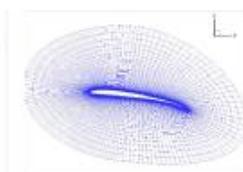
## 数値解析のセットアップ

6

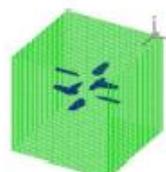
支配方程式	3D compressible Navier- Stokes equation
ソルバー	rFlow3D
空間精度	4 <sup>th</sup> Order Compact MUSCL TVD
数値流束関数	m-SLAU
時間精度	LU-SGS (blade), 4 <sup>th</sup> Runge-Kutta (background)
乱流モデル	SST-2003



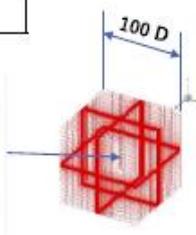
ブレード



ブレード格子断面



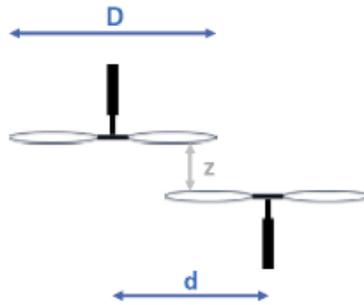
内側背景格子



外側背景格子

ブレード格子	内側背景格子	外側背景格子	合計
0.9 million × 8	1.86 million	3.95 million	13.01 million

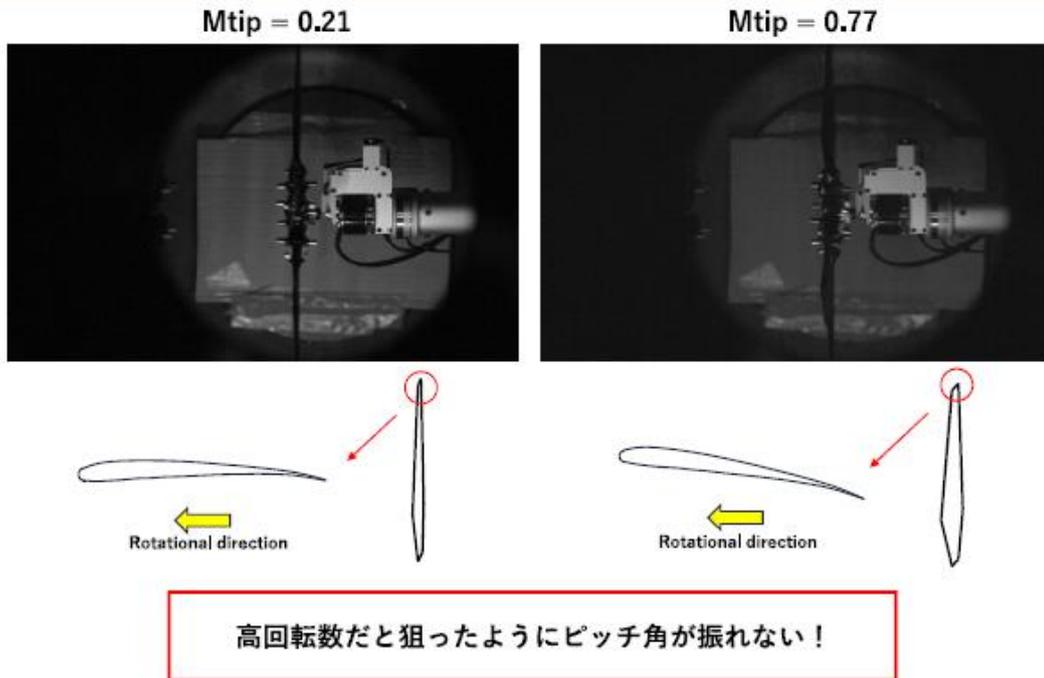
レイノルズ数	10,000
翼端マッハ数	0.21, 0.78
ロータ軸間距離 ( $d/D$ )	0.0, 0.25, 0.5, 0.75, 1.0
ロータ回転面間距離 ( $z/D$ )	0.257
トリム条件	$\frac{C_{T_{upper}} + C_{T_{lower}}}{2} = 0.02$ $C_{Q_{upper}} + C_{Q_{lower}} = 0$



計測実験に関して  
現在生じている問題

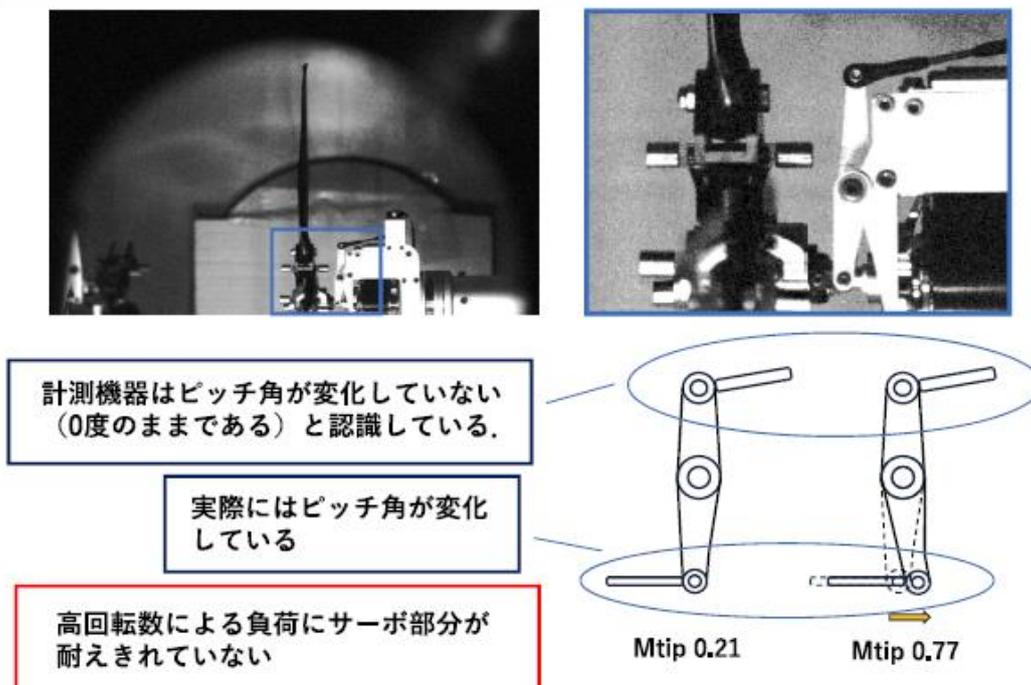
## ピッチ角0度におけるブレードの様子

9



## サーボ部分の変形

10



## 目的

低レイノルズ数環境下において、ロータ間の空力干渉に圧縮性がどのような影響を及ぼすか調査する。

## 結論

- 翼端マッハ数が0.77の時、ロータ全体のFMは翼端マッハ数が0.21の時よりも小さくなる。
- ロータ軸間距離が近いとき、シングルロータに対するFM低下の割合は、翼端マッハ数が0.21のときより0.77の時の方が大きい。
- ロータ軸間距離が離れているとき、シングルロータに対するFM低下の割合は、翼端マッハ数によらず変わらない。
- 以上二つの結果は、ピッチ角の変化に起因する可能性がある。
- 実験に関して、高回転数による負荷によりピッチ角を変化させる機構に変形が生じてしまっている。

## 今後の展望

- 流れ場や表面圧力分布などから詳細に空力干渉について議論する
- 目標推力係数を0.04として追加の解析を行う
- サーボ部分の剛性強化の後、実験結果との比較を行う

# 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つて、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"> <li>• 会員名簿の維持管理をする</li> <li>• 会員誘致活動（VFS Japan Chapter 会員への案内等）</li> </ul>
総務担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 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</li> <li>• 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</li> <li>• 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</li> <li>• 表彰を取り扱う</li> <li>• その他</li> </ul>
企画担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 年間の行事を立案する</li> <li>• 協会のホームページの作成を助言する</li> <li>• 各種イベントを企画（臨時組織、特別広報企画等）する</li> <li>• 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）</li> <li>• 人物紹介の記事等を取りまとめる</li> <li>• その他</li> </ul>
編集担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• HP の作成に協力する</li> <li>• 年 1 回会報を作成する</li> <li>• 発信情報（アーカイブス）を作成する</li> <li>• 年間の発表論文を“e-Library”化する</li> <li>• その他</li> </ul>
広報担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• HP を作成し運営する</li> <li>• 対外的な関係を構築する</li> <li>• 広告を募集する</li> <li>• 寄付を募る</li> <li>• その他</li> </ul>
国際担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• VFS 対応</li> <li>• Heli Japan 国際会議および ARF 対応</li> <li>• 海外対応</li> <li>• その他</li> </ul>
JHST 担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• JHST 事務局</li> <li>• その他</li> </ul>
JVFET 担当	<ul style="list-style-type: none"> <li>• JVFEET 事務局</li> <li>• 国内における教育機関との関係を構築</li> <li>• その他</li> </ul>

## 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。

# 2023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・ティール・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&MRO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 執行役員 航空機整備事業部 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	萩原 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	平松 泰 セイフティSBUインダストリー部長	〒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	1	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町1-17-1 電話: 058-371-3443 FAX: 058-371-2738
11	ナビコムアビエーション (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 第五田中ビル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 栃木県宇都宮市関南1丁目1-11 電話: 090-8727-6398 FAX:
14	古河電池 (株)	1	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 博 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 敬史 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345 電話: 0467-42-5752 FAX:
19	ヤマハ発動機 (株)	1	平塚 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	タレスジャパン (株)	1	シロル・ルネ・ジル・デュボン 代表取締役社長	〒107-0052 東京都港区赤坂2-17-7 赤坂溜池タワー8階 電話: 03-6234-8100 FAX: 03-6234-8101
21	レオナルド日本支社	1	ダニエレ アルゼッタ アジア・パシフィックリム統括部長	〒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

## 2023年度 役員名簿



JHS 役職	氏名	所属先
会長	佐藤 彰	静岡理科大学 理工学部 機械工学科 教授
副会長	櫻田 武士	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 教史	三菱重工業（株）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
常任理事（総務担当） （兼）幹事長	田辺 安忠	静岡理科大学 総合技術研究所 特別研究員
常任理事（企画担当）	櫻田 武士	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）	宮塚 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 技術開発センター 新多用途ヘリコプター設計部 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 航空機ライフサイクルイノベーションハブ 特任研究役
常任理事（JHST 担当）	鷺田 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（兼）資材部担当部長
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 航空機ライフサイクルイノベーションハブ 特任研究役
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	東京コンピュータサービス
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 設計グループ
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 航空機ライフサイクルイノベーションハブ エアモビリティデジタル設計技術チーム長
幹事（総務担当）	増田 恵美	静岡理科大学 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）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 構造システム課 主席技師
幹事（広報担当）	相良 拓	（株）SUBARU 航空宇宙カンパニー 技術開発センター 回転翼機設計部 回転翼機設計課

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 航空機ライフサイクルイノベーションハブ 主任研究開発員
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	小澤 康弘	防衛省 海上自衛隊 第 51 航空隊 訓練指導隊 課程教育班長
幹事	岡本 貢一	(株) ジャムコ 航空機整備事業部 顧問
幹事	藁庭 昌行	防衛装備庁 プロジェクト管理部事業監理官 (航空機担当) 付 耐空性監査室長
幹事	赤坂 剛史	金沢工業大学 工学部 機械系 航空システム工学科 准教授

#### 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 航空機ライフサイクルイノベーションハブ 特任研究役
経産省 (SJAC)	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 (兼) 資材部担当部長
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 顧問	氏名	所属先
名誉顧問	東 昭	東京大学 名誉教授
顧問 (総務担当)	牧野 健	VFS 日本支部
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) (兼) VFS 本部技術委員	平本 隆	帝京大学 理工学部 教授 航空宇宙工学科 学科長
顧問 (国際担当) (兼) VFS 本部理事 (兼) VFS 本部技術委員	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
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	三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 航空技術部門 航空プログラムディレクタ

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) 11.11 総評会館 -機械学会「交通・物流から見た将来ヘリコプタ技術」	-
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)	11.2 三井物産 -Gaffey氏(ベル社副社長)	-
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 涉 (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 Japan 98 岐阜県長良川国際会議場 12.22 日大 -Wang氏(シコルスキー社)	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 敦雄 (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 06 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(南京航空航天大学)	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 Japan 2010 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
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)	11.7-9 Heli Japan 2017 KKRホテル金沢	-
2018		東稔 俊史 (SUBARU)	8.20 三菱重工 本社	-	-	11.22 豊田市ものづくり創造拠点 SENTAN 2018 年度第1回将来回航翼機研究会	-
2019			9.11 JAXA調布航空宇宙センター	-	-	12.13 JAXA 調布航空宇宙センター IADFとの共催	-
2020			-	-	-	-	-
2021		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 将来回航翼機研究会/回航翼機解析技術交流会	-
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 将来回航翼機研究会/回航翼機解析技術交流会	-



# 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。

<b>基本情報</b>		
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：※		
<b>連絡先情報</b>		
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](mailto:jhs_jimukyoku@sist.ac.jp)



日本ヘリコプタ協会 2022-2023 年度会報 第 32 - 33 号  
Journal of the Japan Helicopter Society, Vol.32 - 33



2024 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](mailto:jimukyoku@helijapan.org)

Tel : 0538-45-0184 (直通)

ホームページ : <http://www.helijapan.org/>