

主翼を有するシングルロータ機の前進飛行時と タンデムロータ機のホバ時の空力特性

〇濵本佑典(金沢工業大学大学院) 齊藤寛泰(金沢工業大学大学院) 赤坂剛史(金沢工業大学)

発表内容(2つの機体形状)









- ・背景
- ・目的とアプローチ
- ・解析手法と計算条件(計算格子、トリム条件、飛行条件)
- ・代表的な計算結果
- ・まとめ

説明する機体形状



翼付きコンパウンドヘリコプタ の<mark>前進飛行時</mark>の空力特性





JAXAのコンパウンドヘリコプタ概念図

Tanabe, Y., Sugiura, M., Kobiki, N., Sugawara, H., "A New Concept of Compound Helicopter and Flight Tests", the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2018), Lecture Notes in Electrical Engineering, Vol. 459, June 2019, pp. 1343–1352.

従来のヘリコプタの1.5~2倍の飛行速度に達する



Sugawara, H., Tanabe, Y., Kameda, M., "Influence on Aerodynamic Performance of a Compound Helicopter by Wing Incidence Angle", Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 67, No. 3, June 2019, pp. 93–101 (in Japanese). Frey, F., Thiemeier, J., Öhrle, C., Keßler, M., and Krämer, E., "Aerodynamic Interactions on Airbus Helicopters' Compound Helicopter RACER in Cruise Flight", the VFS International 76th Annual Forum &Technology Display, Oct. 2020.

cp [-]

研究目的とアプローチ



前進率の変化がロータ/翼胴間空力干渉時の翼胴の非対称な空力特性に与える影響 を明らかにする

<u>アプローチ</u>

- ・CFDツールを使用
- ・機体重量はUH-60Aの最大離陸重量で一定
- ・前進率は0.1~0.7の8段階で計算
- ・ロータ/翼胴間空力干渉時の翼胴と空力干渉のない単体翼胴で空力特性を比較

CFDツールと解析手法 rFlow3D

- 回転翼機向けCFD解析ツール(JAXA開発)
- 移動重合格子
- トリム解析



計算格子



	背景格子	ブレード / 翼胴 格子
支配方程式	3次元圧縮性N-S方程式	
空間離散化	セル節点有限体積法	セル中心有限体積法
時間積分法	4段階のRunge-Kutta法	Dual-time stepping / LU-SGS
数值流束関数	mSLAU (modified SLAU)	
再構築法	Fourth-order Compact MUSCL TVD	
粘性流束	2次精度の中心差分法	
乱流モデル	Menter k- ω SST 2003 model	

2022年度将来回転翼機交流会/回転翼解析技術交流会, 24 Mar. 2022, 東京

計省モデル	$(\Box - \varphi)$			
				Advancing side
ローダ	オ諸元		,	ψ
ブレード枚数	4			ì
ロータ半径	8.18 m			l l
ノミナルコード長	0.527 m	Uniform flow		
ソリディティ	0.082			
等価ねじり下げ	-16 deg			/ /
翼型	SC1095/SC1094R8			/ /
ロータ回転方向	反時計回り	, ,		
			```	Retreating side
		<b>←</b>	<i> D</i> : 16.3	6 m ───→

計算モデル	(翼胴)



形態とトリム条件

ロータ/翼胴形態

- ・ロータと翼胴の合計揚力=機体重量
- ・ロータ回転中心周りにロータの $M_X = M_Y = 0$





・トリム計算無し





計算条件		
機体重量	97860.8 N (UH-60A 最大離陸重量)	<u>.</u>
前進率	0.1 - 0.7	ת כ
ロータ回転速度	Scheduled from 75% to 100% 100% : 258 RPM	adus Ju
一様マッハ数	前進率とロータ回転数に従う (0.065 - 0.34)	Roto
ロータシャフト角	0 deg	



ロータ回転数のスケジュール

















2022年度将来回転翼機交流会/回転翼解析技術交流会, 24 Mar. 2022, 東京

## 揚力係数分布



2022年度将来回転翼機交流会/回転翼解析技術交流会, 24 Mar. 2022, 東京

Rotor/winged-body config.

## 翼胴の揚抗比



## まとめ

この数値計算より次のことが明らかになった:

- 1. 空力干渉による翼の実効揚抗比の減少量は、前進率が増加すると小さくなる.
- 2. 前進側ブレード下方の翼の実効揚抗比は、前進率が増加しても減少したままである.
- 3. 翼の揚力係数は、後退側より前進側で、翼端より翼根で、高前進率より低前進率で、 減少する.
- 4. 翼の揚力係数は、前進率0.1の両翼で、前進率0.15の前進側で負になる.

## 説明する機体形状



## 翼付き<mark>タンデムロータ</mark>型 コンパウンドヘリコプタ の<mark>ホバー時</mark>の空力特性





#### NASA考案のタンデムロータ型 コンパウンドヘリコプタ

#### 巡航速度:350 knot 乗客:120 人

Yeo, H., Johnson, W., "Aeromechanics Analysis of a Heavy Lift Slowed-Rotor Compound Helicopter", the American Helicopter Society International Vertical Lift Aircraft Design Conference, 2006.



#### ボーイングバートル モデル347技術実証機

https://www.chinook-helicopter.com/history/ aircraft/A_Models/65-07992/65-07992.html

## 研究目的とアプローチ

#### <u>目的</u>

主翼フラップによるタンデムロータ/主翼間空力干渉時のダウンロード低下効果 を明らかにする

## <u>アプローチ</u>

- ・CFDツールを使用
- ・機体重量はCH-47Bの最大離陸重量で一定
- ・ロータ間距離/ロータ直径は0.6
- ・フラップ角を0,45,60,75,90 degに変化

## CFDツールと解析手法 <u>rFlow3D</u>

- 回転翼機向けCFD解析ツール(JAXA開発)
- 移動重合格子
- トリム解析



計算格子



	背景格子	ブレード / 翼胴 格子
支配方程式	3次元圧縮性N-S方程式	
空間離散化	セル節点有限体積法	セル中心有限体積法
時間積分法	4段階のRunge-Kutta法	Dual-time stepping / LU-SGS
数值流束関数	mSLAU (modified SLAU)	
再構築法	Fourth-order Compact MUSCL TVD	
粘性流束	2次精度の中心差分法	
乱流モデル	Menter k- $\omega$ SST 2003 model	

#### 2022年度将来回転翼機交流会/回転翼解析技術交流会, 24 Mar. 2022, 東京

## 計算モデル (ロータ)



ブレード枚数	4	
ロータ半径	9.145 m	
ブレードコード長	0.81 m	
ソリディティ	0.114	
ねじり下げ	-10 deg	
翼型	NACA0012	
ロータ回転数	225 RPM	

ロータ諸元





翼		z/R
スパン長	18.29 m $(b/D = 1.0)$	
翼面積	55.75 m ²	
アスペクト比	6	
平面形	矩形	
翼配置	z/R = 0.2 (前方ロータ基準)	- 0 deg
翼型	NACA4412	<b>~</b> 45 dea
取り付け角	2.75 deg	
フラップ翼弦長	40 %	90 deg 75 deg

# 形態とトリム条件

#### タンデムロータ/主翼形態

- ・ロータ推力 + 翼胴ダウンロード = 機体重量
- ・前ロータトルク+後ロータトルク=0
- ・各ロータ回転中心周りで各ロータの $M_X = M_Y = 0$

## トリム計算のテクニック

rFlow3Dのトリム機能

 ロータ推力 = 目標推力
 前ロータトルク + 後ロータトルク = 0
 各ロータ回転中心周りで各ロータのM_X = M_Y = 0

 CFD結果より主翼ダウンロードを取得

 機体重量 - 主翼ダウンロード = 目標推力

流れ場(下向きの流速分布, y/R = 0)  

$$\delta_f = 0 \text{ deg}$$
  
 $\delta_f = 45 \text{ deg}$   
 $\delta_f = 75 \text{ deg}$   
 $\delta_f = 75 \text{ deg}$   
 $\delta_f = 90 \text{ deg}$ 



## ダウンロード-推力比



## まとめ

この数値計算より次のことが明らかになった:

1. ダウンロードは、フラップ角が0~75 degでは、フラップ角の増加と共に減少する.

2. ダウンロードは、フラップ角が75 degの時に最小になる.

3. フラップ角75, 90 degではフラップ後縁で剥離が生じている.

## 発表資料の元になった文献

この発表資料は次の文献を元に作成した

Hamamoto, Y., Akasaka, T., Tanabe, Y. and Sugawara, H., "The Influence of Rotor/Wing Aerodynamic Interaction of Compound Helicopter in Forward Flights on Wing-body", 48th European Rotorcraft Forum, Sept. 2022.

齊藤寛泰, "タンデムロータ型コンパウンドヘリコプタのホバリング時におけるロータ と主翼の空力干渉", 金沢工業大学大学院修士学位論文, 金沢工業大学, 2023.