

# 高速前進飛行における二重反転ロータの 振動低減手法の検討

Reduction of Aerodynamic Lift Vibration of a Coaxial Rotor  
in High-Speed Forward Flight

東京農工大学  
弓野拓海

Takumi YUMINO

## コンパウンド・ヘリコプタ: 高速ヘリの機体コンセプト

(揚力発生機構 + 推進力発生機構)

## コンパウンド・ヘリコプタ

現行ヘリコプタ  
150 kt



シングルロータ

250 kt



救命率  
向上

二重反転ロータ + 推進プロペラ  
(s-97 raider, U.S. Army)

270 kt



シングルロータ, 固定翼 + 推進プロペラ  
(Concept of High-Speed Rotorcraft, JAXA)

# 研究背景

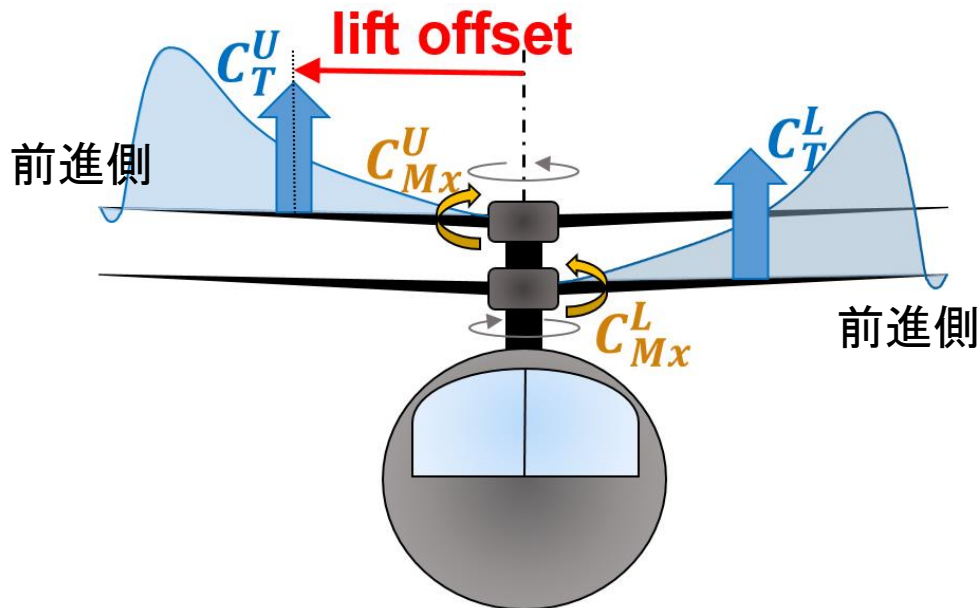
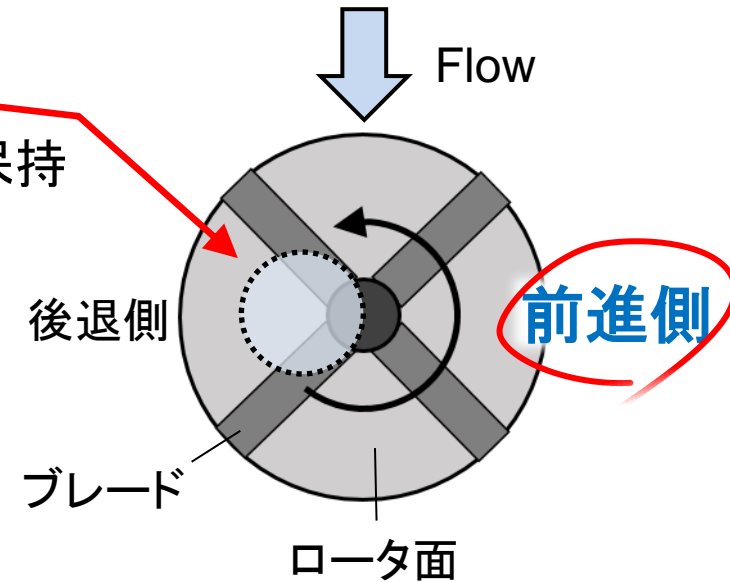
高速飛行時、逆流領域が生じる

## ○現行ヘリ

- 前進側の揚力を抑制 & モーメント・バランス保持
- 全体として揚力不足

## ○高速ヘリ(二重反転ロータ+推進プロペラ)

- 前進側の揚力を活用(Lift offset,  $LO$ )
- 高速飛行可能!



$$LO = \frac{|C_{M_x}^U| + |C_{M_x}^L|}{C_T^U + C_T^L} = \frac{|r_T|}{R}$$

$C_T$ : 推力係数

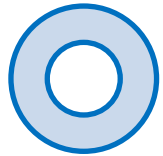
$C_{M_x}$ : ローリング・モーメント係数

$r_T$ : ロータ面の推力中心半径位置[m]

$R$ : ロータ半径[m]

# 研究目的

## ◆ 二重反転ロータの課題



揚力を得やすい



振動、騒音が課題

CFDを用いて振動を低減させる手法の検討

## ◆ 振動の原因：推力変動



2枚ブレード

Cameronらの風洞試験<sup>[1]</sup>  
性能の調査

早見らの解析<sup>[2]</sup>

Lift offsetによる低減効果を明らかに

This presentation

4枚ブレードでの計算妥当性の検証

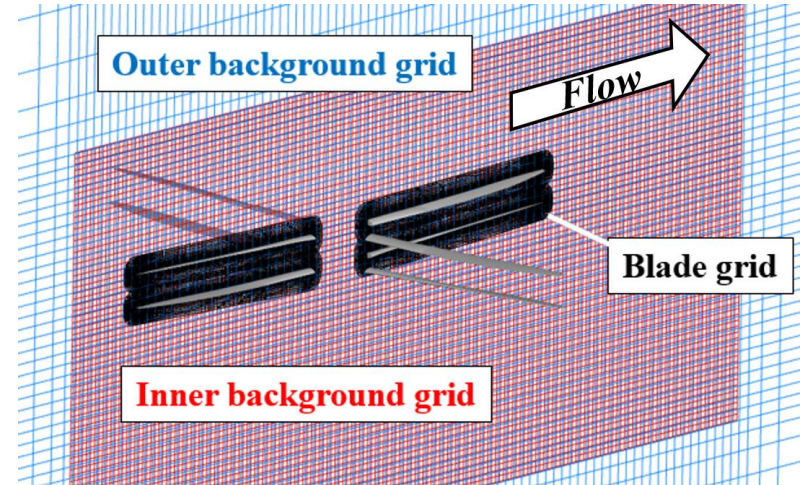
[2] Hayami, K., Sugawara, H., Yumino, T., Tanabe, Y., Kameda, M., et al., "CFD Analysis on the performance of a coaxial rotor with lift offset at high advance ratio", Aerospace Science and Technology, in press. 2023

[1] Cameron., et al., "Performance and Loads of a Model Coaxial Rotor Part I: Wind Tunnel Testing"

# CFDソルバ・計算モデル

## ◆回転翼用CFDソルバ:rFlow3D

- ✓3次元圧縮性流体ソルバ
- ✓移動重合格子法
- ✓JAXAスーパーコンピュータJSS3  
上で実行



## ◆Sikorsky社X2TD<sup>[2]</sup>のロータ形状( $N_b = 4$ )

$N_b$ ; 1ロータ当たりのブレード枚数



**X2TD**

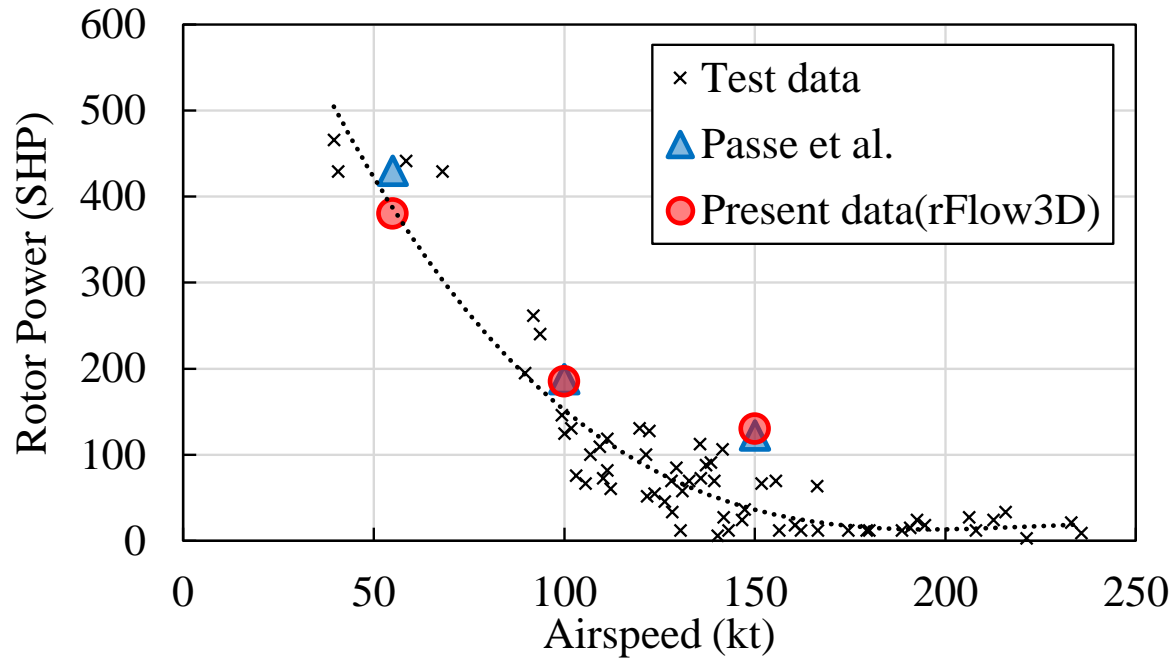
### ロータ諸元

ロータ半径	4.023 m
ロータ間間隔	0.457 m
プリ・コーニング角	2°
回転方向	上側ロータ反時計回り

[2]Walsh, D., et al., “High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology Demonstrator”

# 妥当性検証結果

## ◆ロータ・パワーの比較



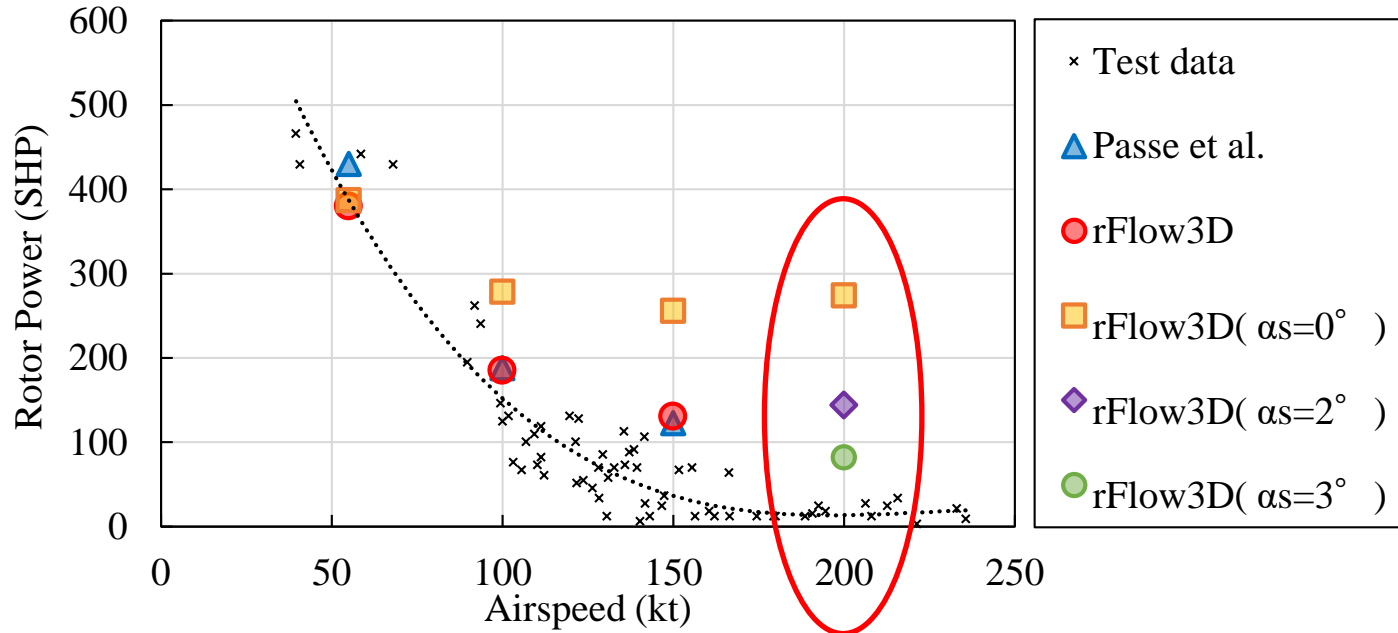
飛行試験  
&  
Passeらによる  
解析結果と  
概ね一致

150 ktやや過大評価

機体姿勢角の  
違いによるもの

前進速度 [kt] (前進率 $\mu$ )	55 ( $\mu = 0.15$ )	100 ( $\mu = 0.27$ )	150 ( $\mu = 0.41$ )
合計推力係数 $\sum C_T$	0.0115	0.0113	0.0100
機体姿勢角 $i$ [°] (一様流角度)	-0.44 (前傾)	2.43 (後傾)	2.10 (後傾)

## ◆機体姿勢角によるロータ・パワーの変化



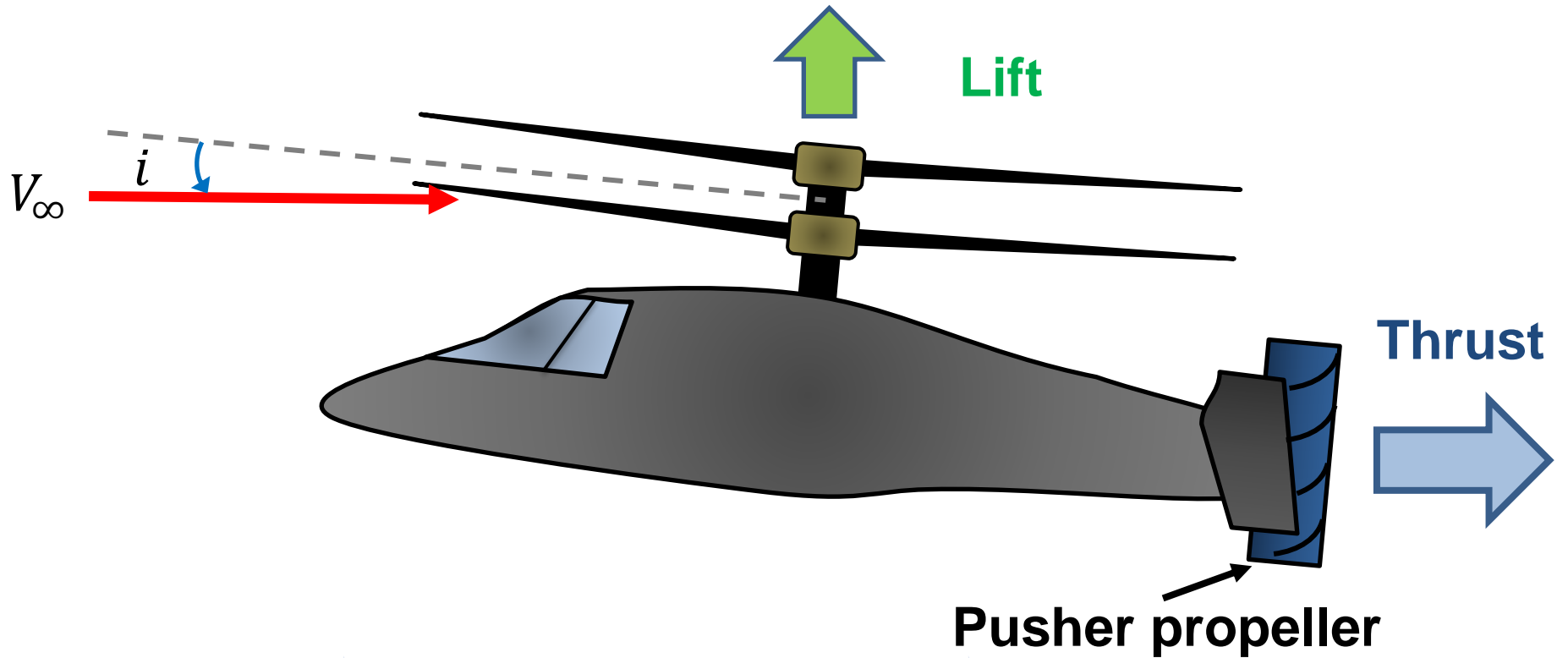
目標とする速度に近い  
200 ktで姿勢角 $0^\circ$ 、 $2^\circ$ 、 $3^\circ$   
のロータ・パワーを調査

3°後傾することでおおよそ1/3に  
(有効迎角が大→発生揚力大)

誤差は機体姿勢角の違いによるもの

本計算の妥当性が確認できた

# 機体姿勢角とロータ・パワー



少し後傾

ロータ面の下からの  
相対風によって  
有効迎角が増加

ロータパワー減少



## Target

### 4枚ブレードでの計算妥当性検証

- 飛行試験結果、先行研究による解析結果と概ね一致
- 機体姿勢角によりロータ・パワーは大きく変化  
→結果の差異は機体姿勢角の違いによるもの

**本計算の妥当性が確認できた**