

rFlow3Dを利用したコンパウンドヘリコプタの 空力干渉の検討

金沢工業大学 濱本佑典

目次

- ・メインロータと翼胴の空力干渉の紹介
- ・メインロータと翼と推進プロペラの空力干渉の紹介

メインロータと翼胴の空力干渉

目次

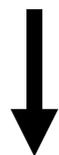
- メインロータと翼胴の空力干渉の概要
- 先行研究と本研究の目的
- 空力特性と空力干渉メカニズムの考察
- まとめ

背景

ホバリングとVTOL

+

高速飛行



活動範囲の拡大



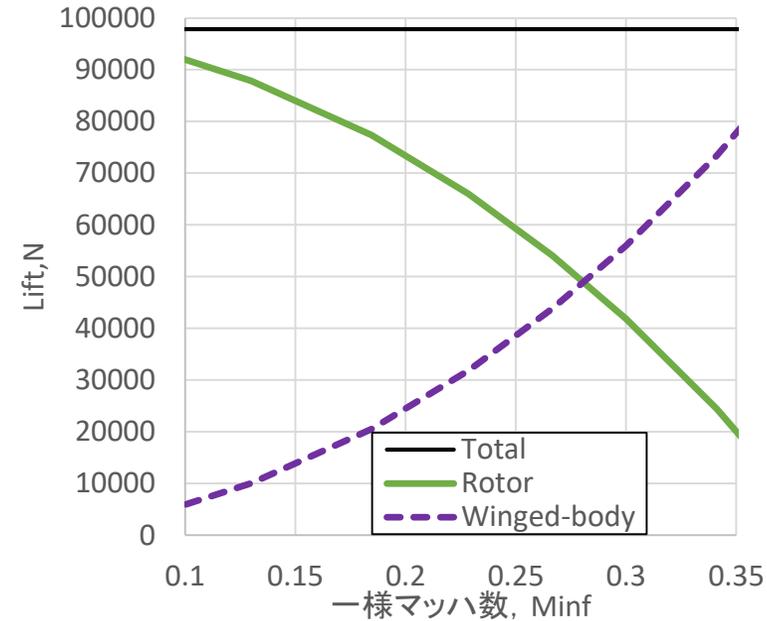
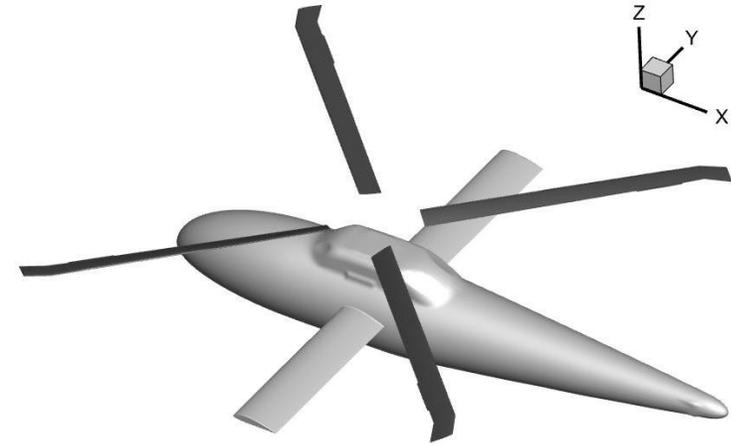
JAXAのコンパウンドヘリコプタ概念図

田辺安忠, 青山剛史, 小曳昇, 杉浦正彦, 宮下亮, 砂田茂, 河内啓二, 長尾牧,
“高速ヘリコプタの概念検討”, 第52回飛行機シンポジウム, 2014年10月.

一方, コンパウンドヘリコプタの技術的課題
メインロータと主翼の空力干渉

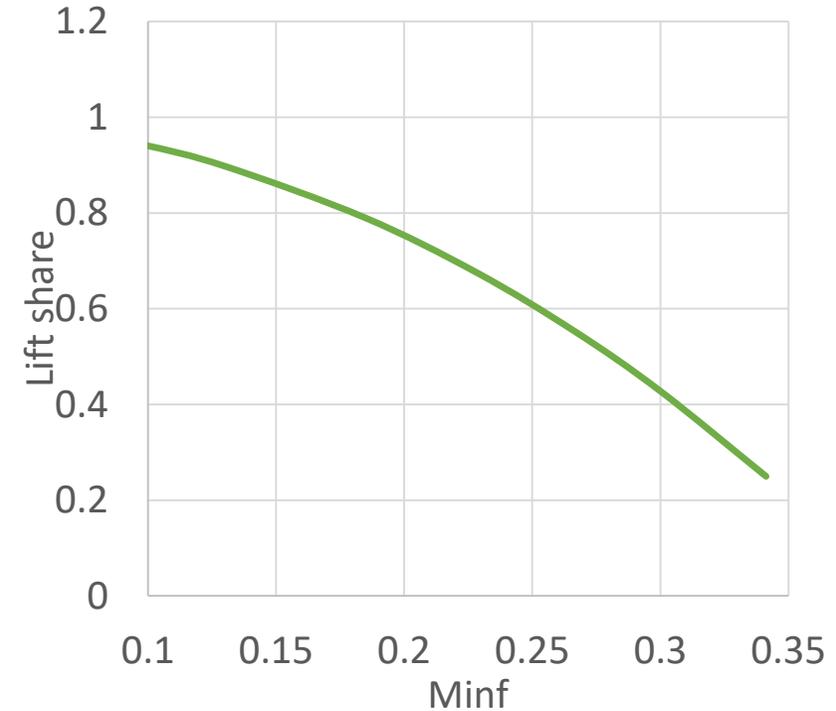
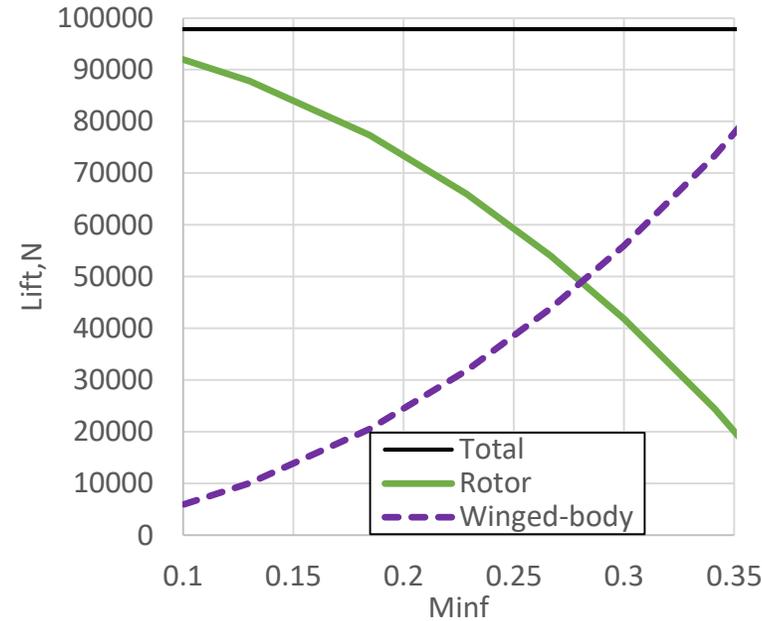
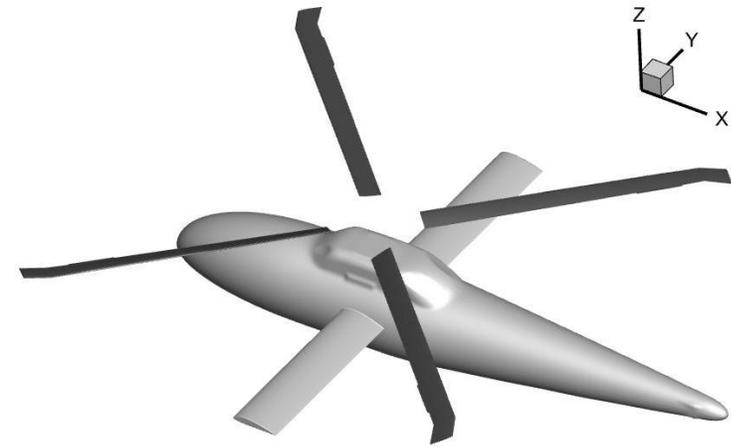
メインロータと主翼の空力干渉について

コンパウンドヘリコプタの飛行方式として



飛行速度によって
ロータと翼胴の揚力の占める割合が変わる

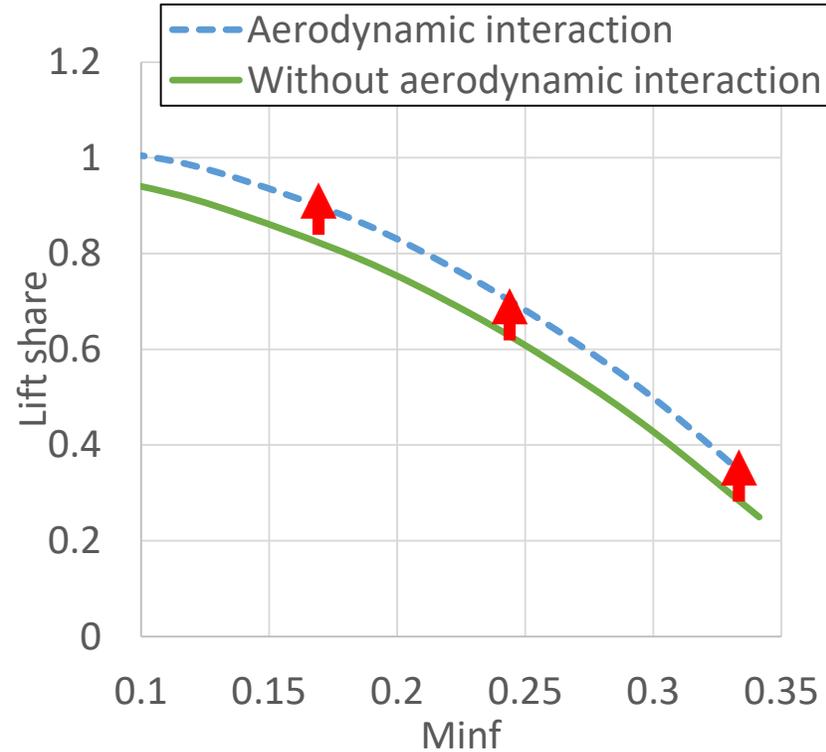
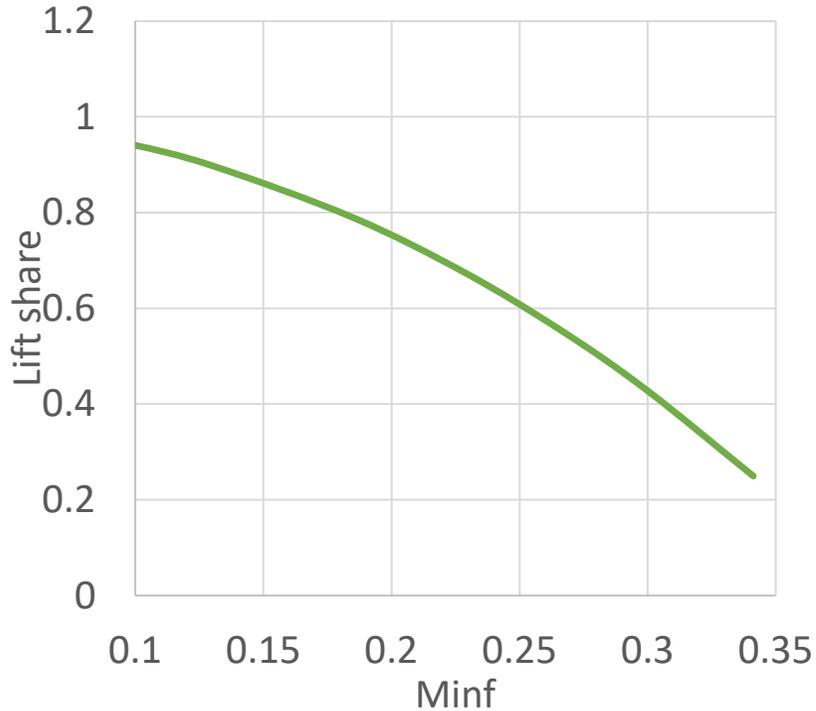
メインロータと主翼の空力干渉について コンパウンドヘリコプタの飛行方式として



飛行速度によって
ロータと翼胴の揚力の占める割合が変わる
この割合をロータの揚力分担率という

メインロータと主翼の空力干渉について

ロータの揚力分担率は



空力干渉により
翼胴の揚力が**減少**し、
機体重量を補うため
ロータの揚力が**増加**

メインロータと主翼の空力干渉により、
設計からずれる

→効率の良い機体の設計には空力干渉の理解が必要

メインロータと主翼の空力干渉について

ヘリコプタの飛行速度は
ブレード端速度で無次元化する
これを前進率 μ という

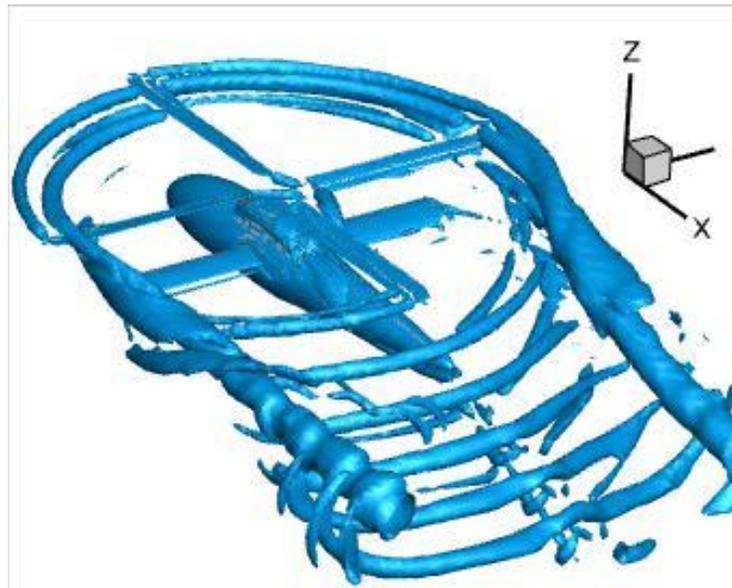
前進率 $\mu = V_{inf} / V_{tip}$

V_{inf} : 飛行速度

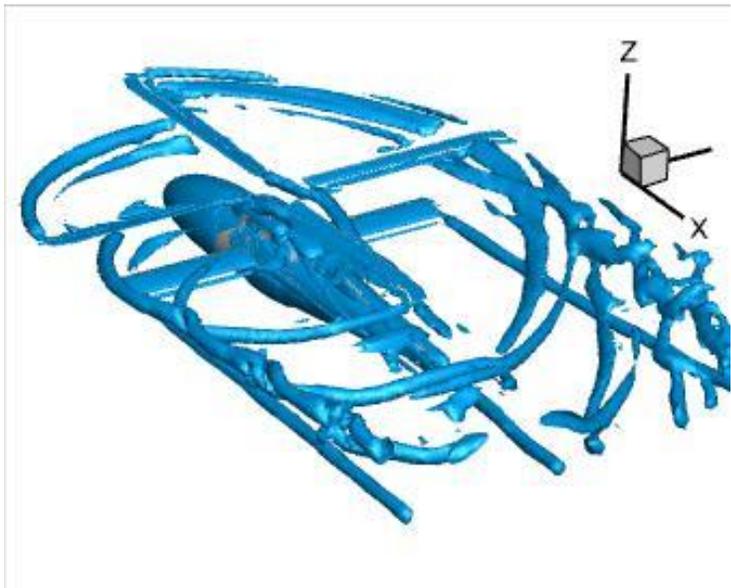
V_{tip} : ブレード端速度

メインロータと主翼の空力干渉について

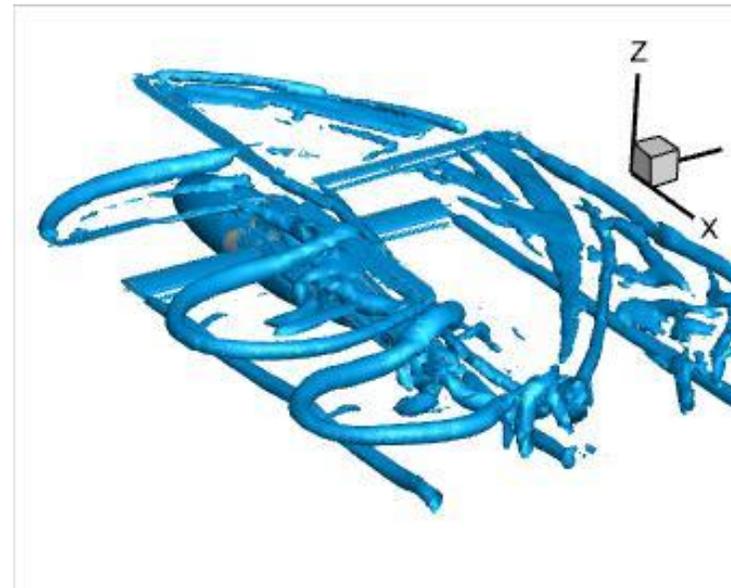
ロータの流れ場は、



$\mu = 0.1$



$\mu = 0.3$



$\mu = 0.5$

前進率(飛行速度)により大きく変化する

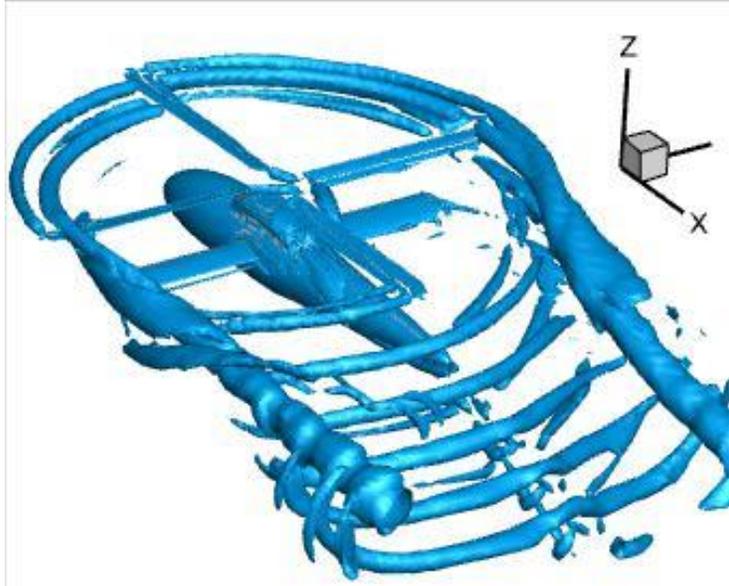
前進率 $\mu = V_{inf}/V_{tip}$

V_{inf} : 飛行速度

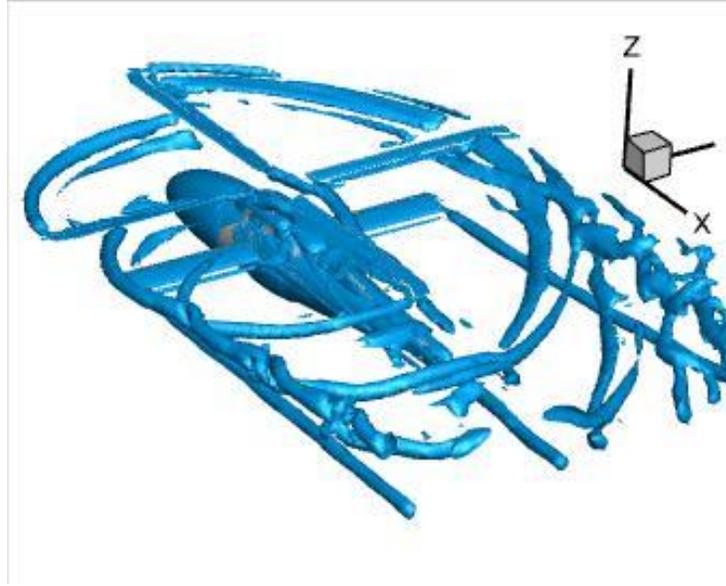
V_{tip} : ブレード端速度

メインロータと主翼の空力干渉について

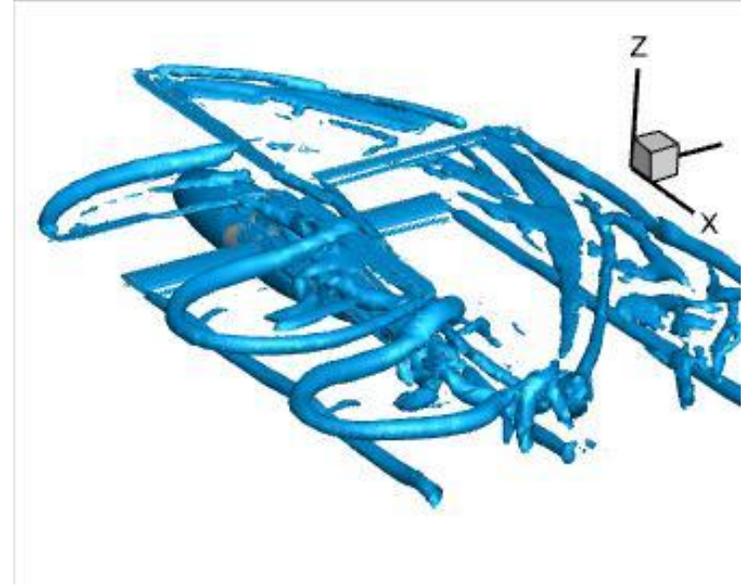
ロータの流れ場は、



$\mu = 0.1$



$\mu = 0.3$



$\mu = 0.5$

前進率(飛行速度)により大きく変化する
→空力干渉の影響も前進率により変わる

前進率 $\mu = V_{inf}/V_{tip}$

V_{inf} : 飛行速度

V_{tip} : ブレード端速度

これまでの研究例

分かっていること

- ・ある前進率での揚力分担率に対する空力特性
- ・風洞試験とCFDの傾向の一致

分かっていないこと

- ・低速域から高速域のまで、
同じ機体形状の流れ場や空力特性の変化

これまでの研究例

分かっていること

- ・ある前進率での揚力分担率に対する空力特性
- ・風洞試験とCFDの傾向の一致

分かっていないこと

- ・低速域から高速域のまで、
同じ機体形状の流れ場や空力特性の変化

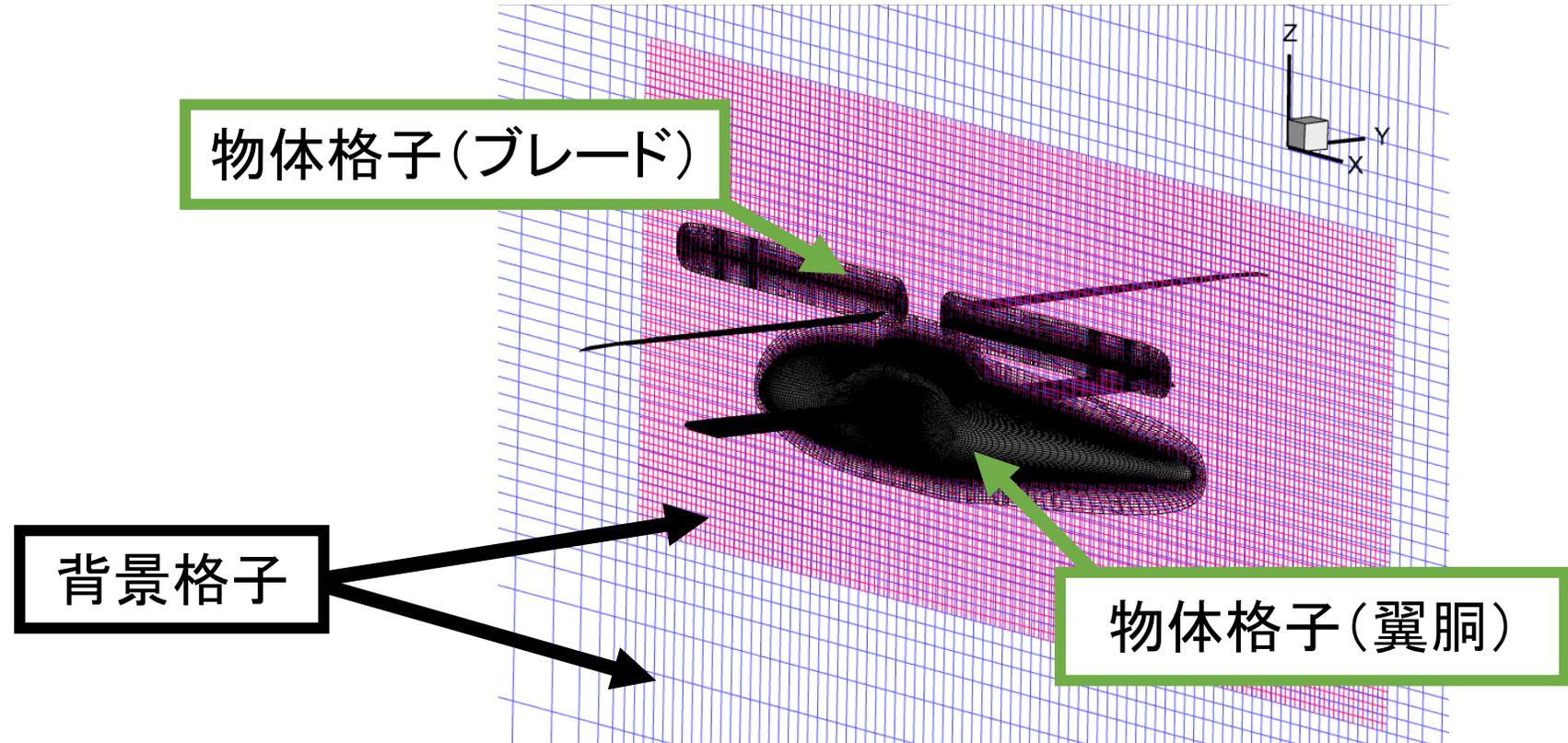
目的

広い前進率域にわたって、
メインロータと翼胴の空力干渉が全機の空力特性に与える
影響を明らかにする

解析ツール

rFlow3Dを使用

- 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



計算手法

	背景格子	ブレード/翼洞格子
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R-K法	DTS/LU-SGS
数値流束関数	mSLAU	
再構築法	FCMT法	
粘性流束	2次精度 中心差分	
乱流モデル	Menter k- ω SST 2003 model	

計算モデル

ロータ諸元

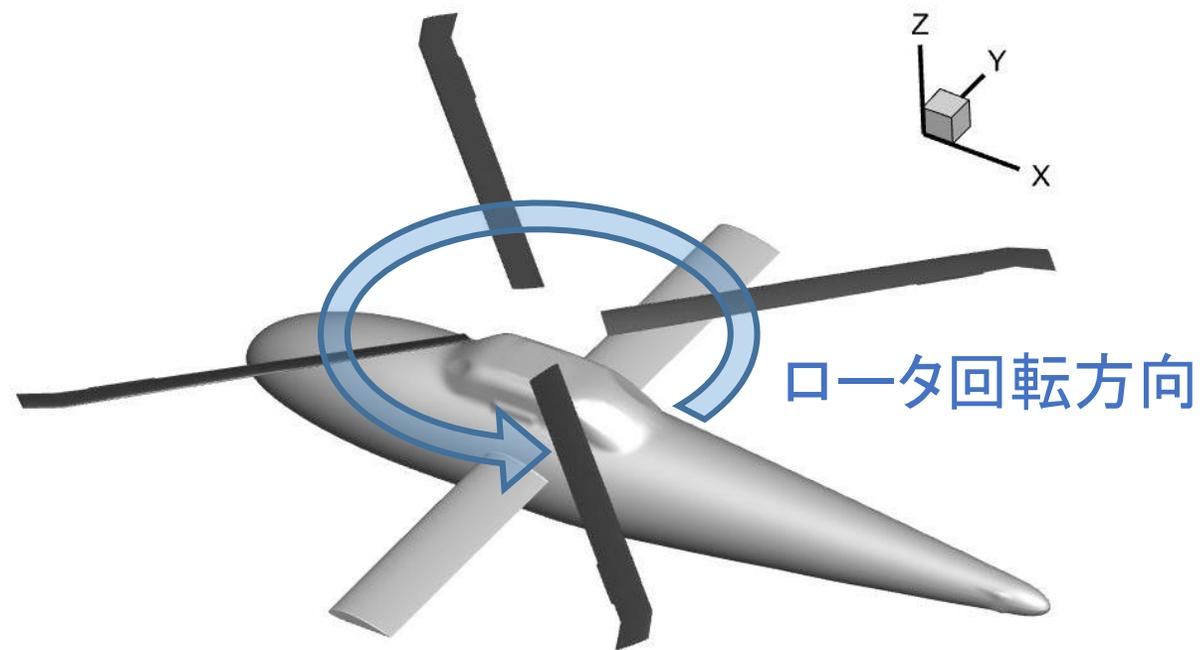
ロータ半径	8.18 m
ブレード・コード長	0.527 m
ブレード枚数	4
等価ねじり下げ	-16 deg
ブレード翼型	SC1095/SC1094R8
ソリディティ	0.082

翼胴諸元

翼面積	13.115 m ²
スパン長	11.452 m(0.7D)
アスペクト比	10
平面形	矩形
翼型	NACA4415
取り付け角	4.2 deg
取り付け位置	$z/R = 0.235$

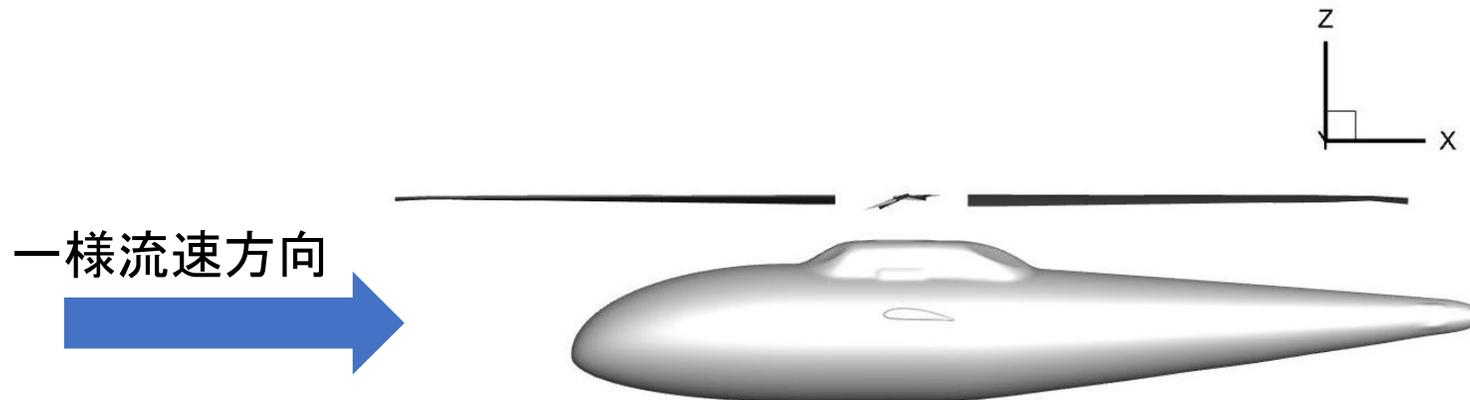
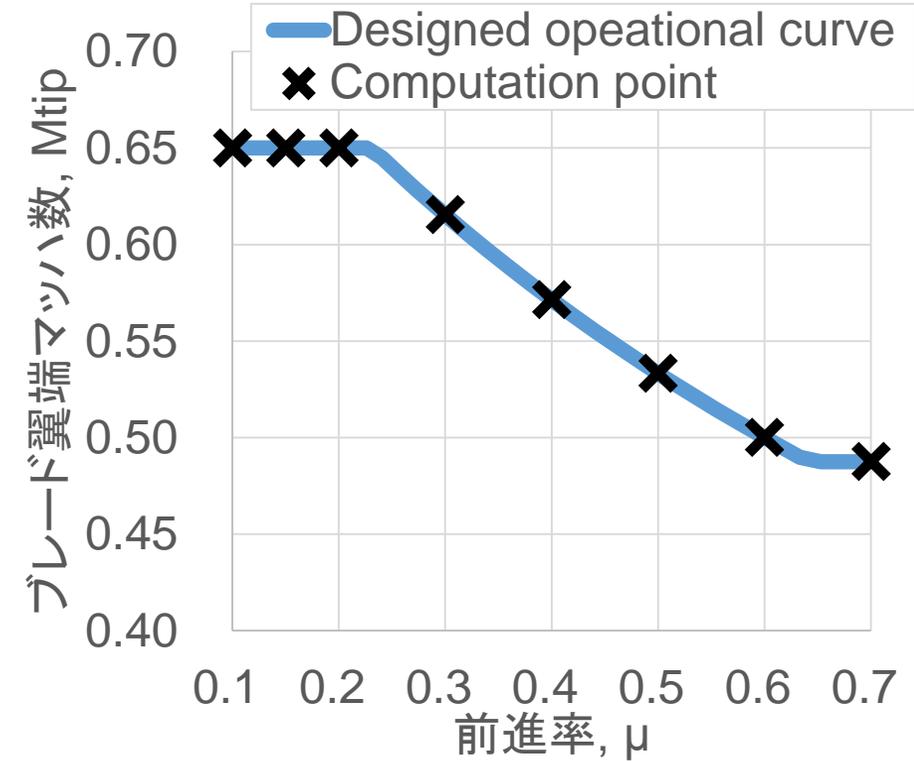
全機諸元

機体重量	97860.8 N
100%RPM	258 RPM
75%RPM	193.5 RPM

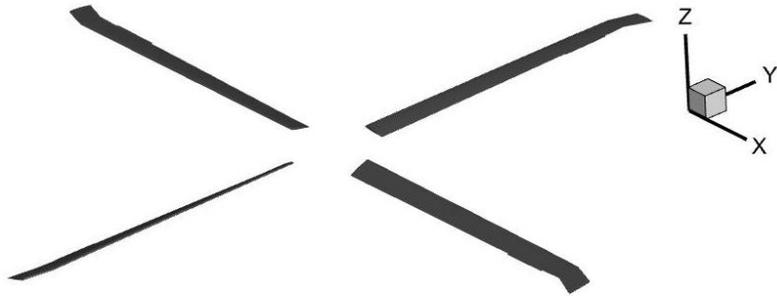


計算条件

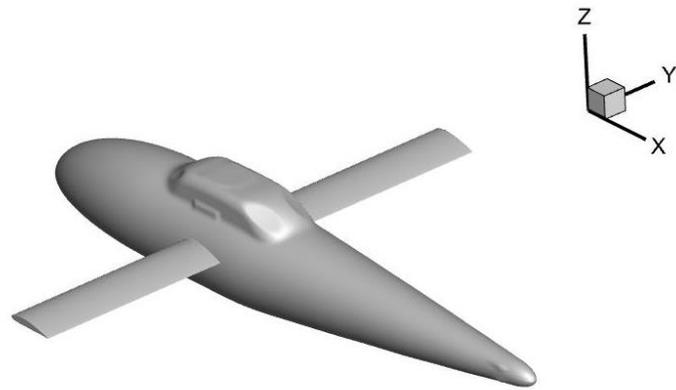
全機重量	97860.8 N
前進率	0.10~0.70
ブレード翼端マッハ数	右図のスケジュールに従い変化 0.65 (100%)~0.49(75%)
一様マッハ数	前進率とブレード翼端マッハ数に 従い変化0.065~0.34
ロータシャフト角	0 deg



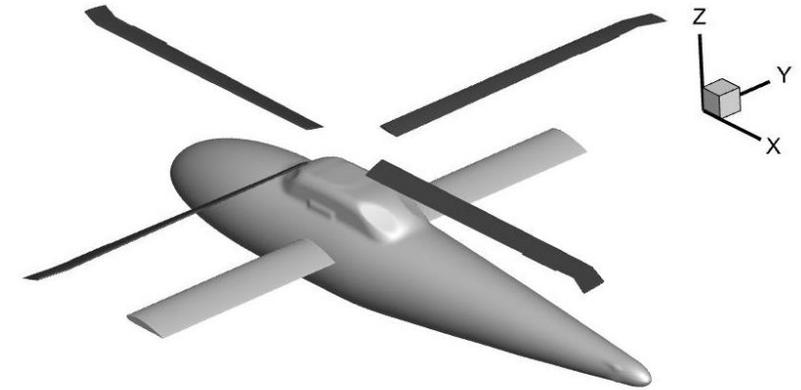
トリム条件



Isolated rotor



Isolated winged-body



Rotor/winged-body

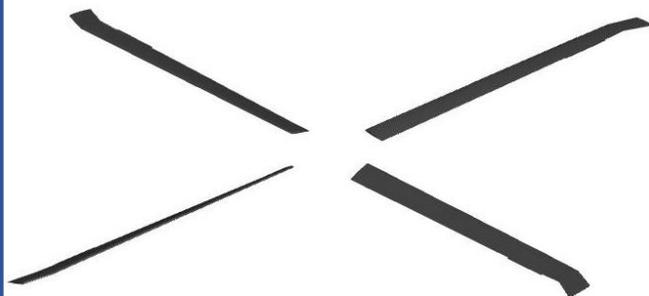
形態	揚力	モーメント
ロータ/翼胴	ロータと翼胴の合計揚力 = 機体重量	ロータの $M_x = M_y = 0$
ロータ単体	ロータ揚力 = 機体重量 - 翼胴単体揚力	
翼胴単体	なし	なし

トリム条件

単体形態

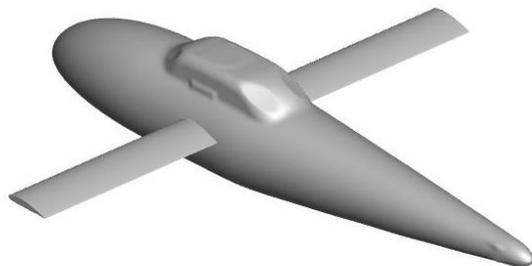
合計揚力は同じ(機体重量)

ロータ/翼胴形態

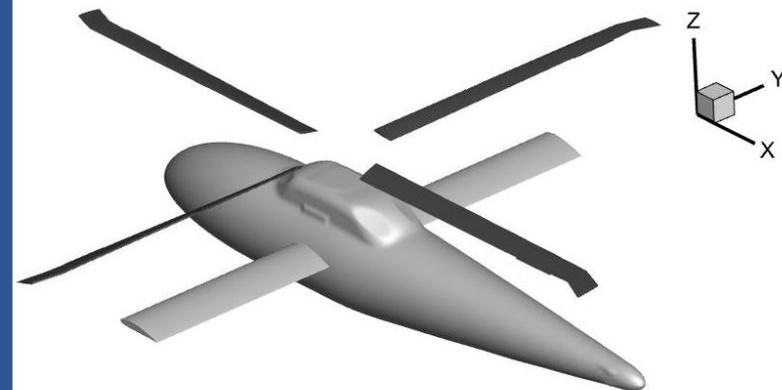


Isolated rotor

+



Isolated winged-body



Rotor/winged-body

形態	揚力	モーメント
ロータ/翼胴	ロータと翼胴の合計揚力 = 機体重量	ロータの $M_x = M_y = 0$
ロータ単体	ロータ揚力 = 機体重量 - 翼胴単体揚力	
翼胴単体	なし	なし

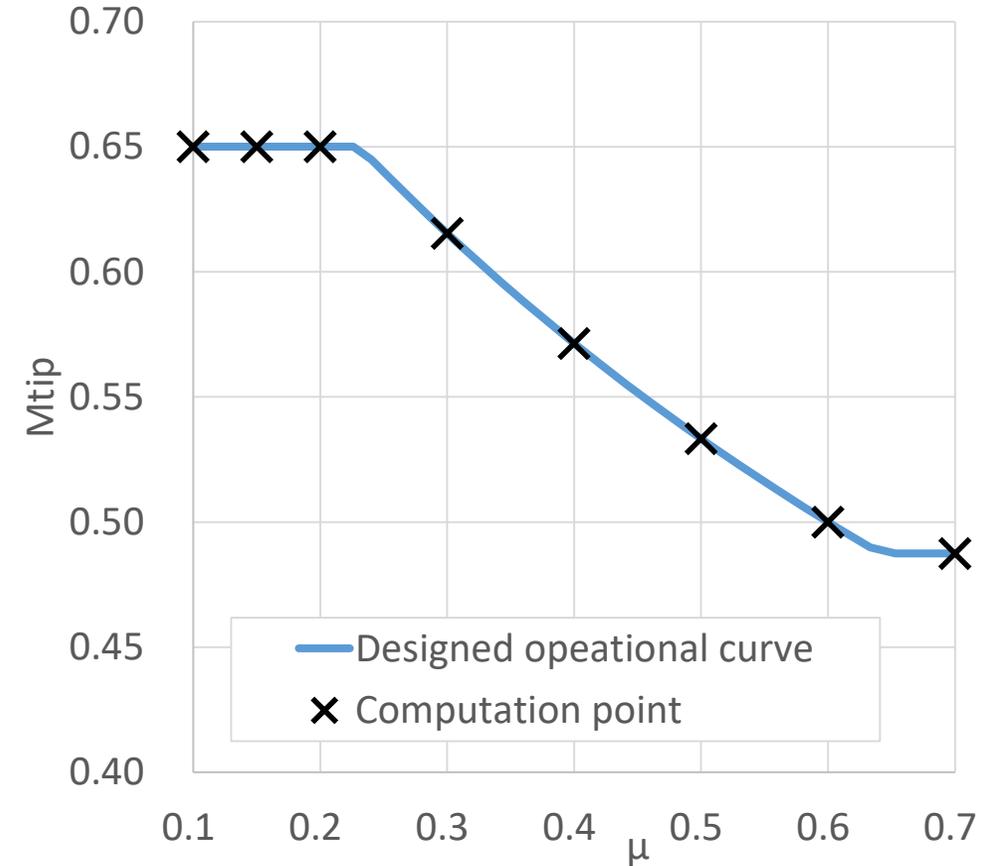
無次元化

□ 一々揚力係数: $C_{LR} = L_R / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2)$

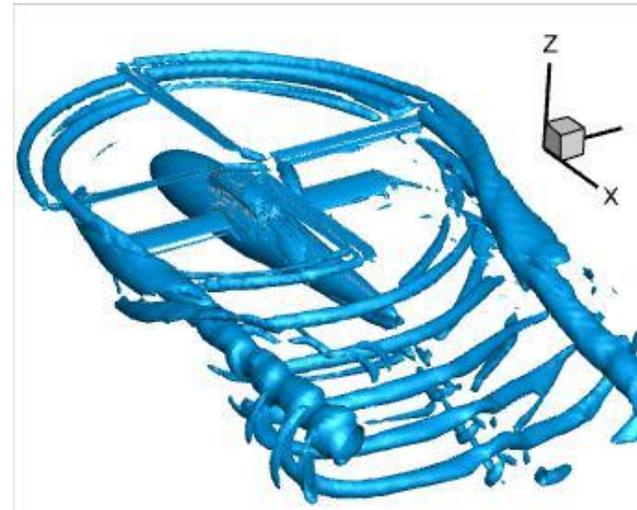
翼洞抗力係: $C_{DW} = D_W / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2)$

全機揚力係数: $C_{LT} = L_T / (\rho \pi R^2 V_{tip}^2)$

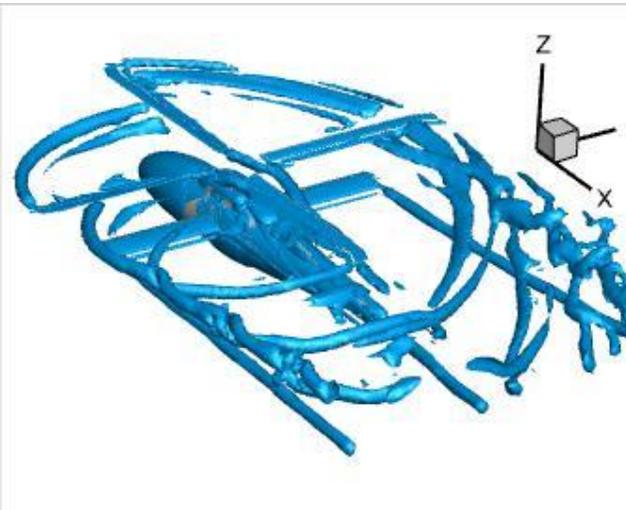
全機実効抗力係数: $C_{DET} = C_{DT} + C_P / \mu$



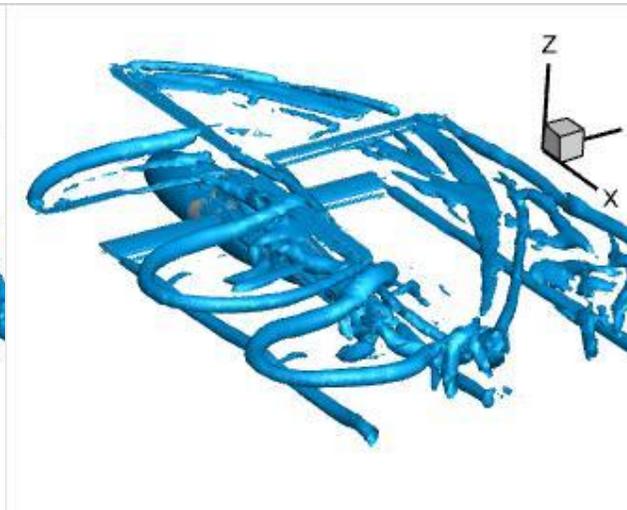
解析結果(流れ場の外観)



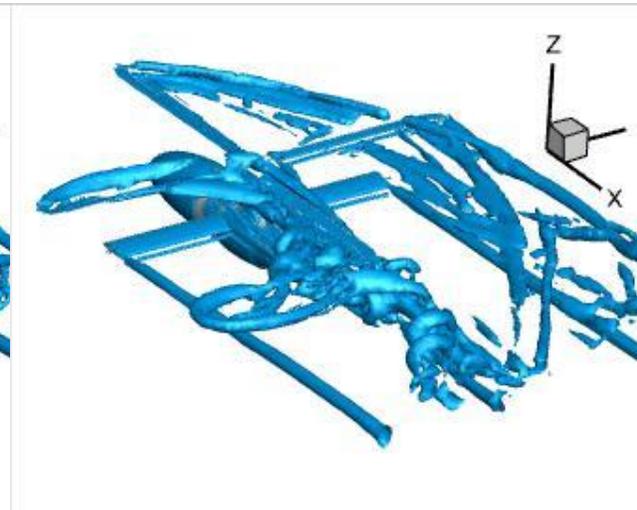
$\mu = 0.1$



$\mu = 0.3$



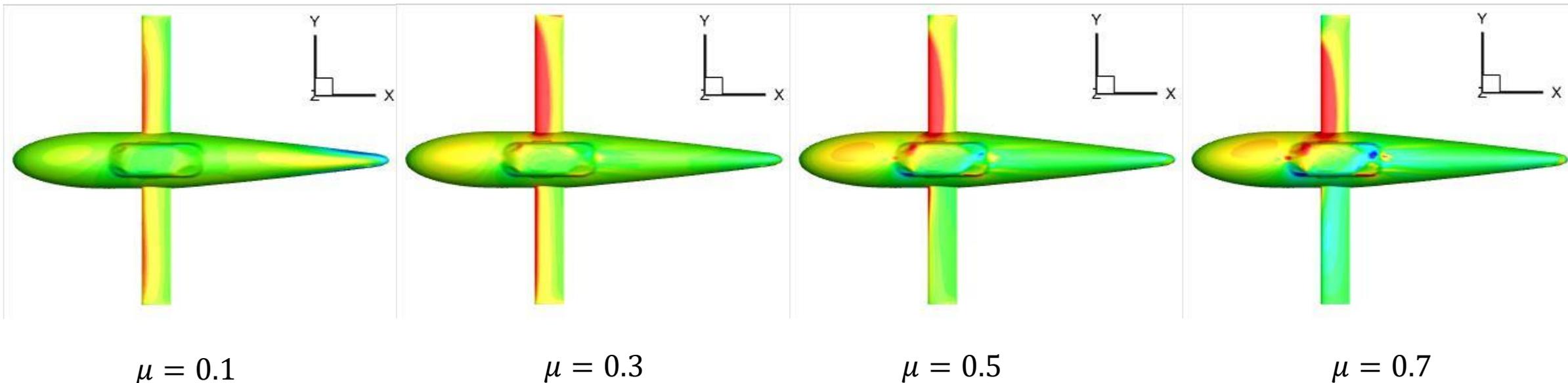
$\mu = 0.5$



$\mu = 0.7$

ロータの翼端渦は高前進率ほど速やかに下流に流れている。

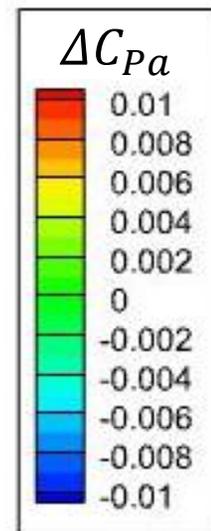
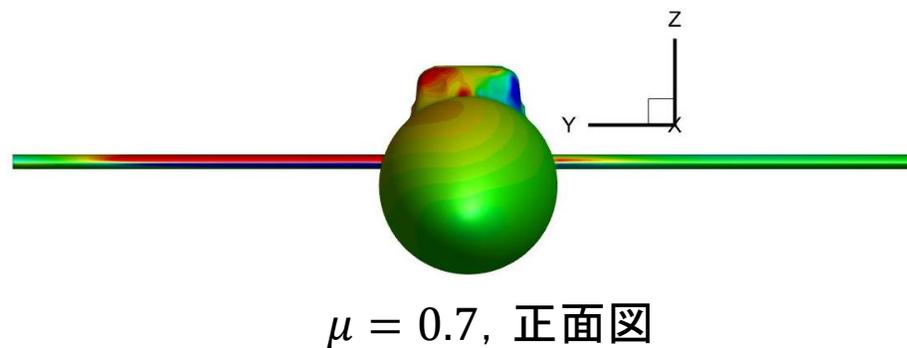
翼洞の圧力係数の変化量の分布



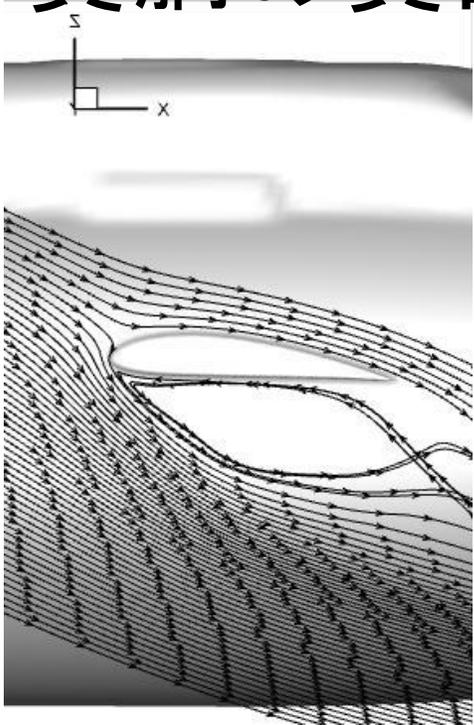
前進率の増加と共に
翼洞の胴体前方で ΔC_{Pa} が**増加**

ΔC_{Pa} = □ - タ/翼洞形態 - 単体形態

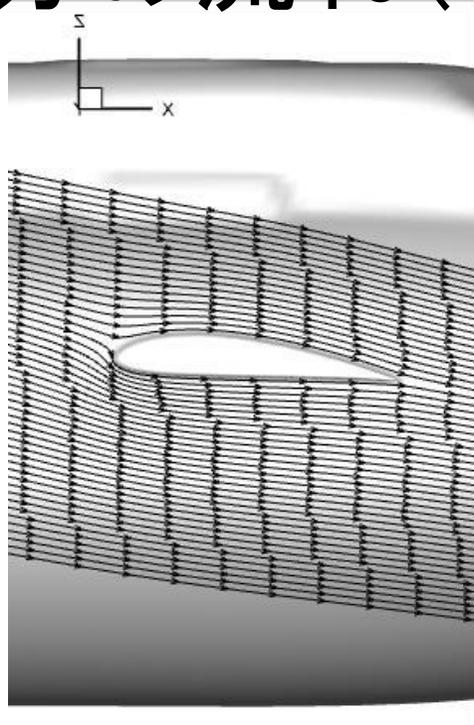
$$C_{Pa} = (p - p_{\infty}) / (1/2 \rho_{\infty} a_{\infty}^2)$$



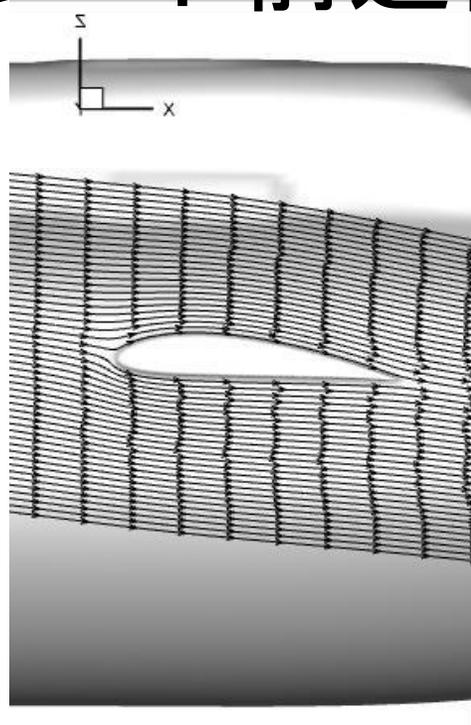
翼洞の翼部分の流れ(ブレード前進側下方)



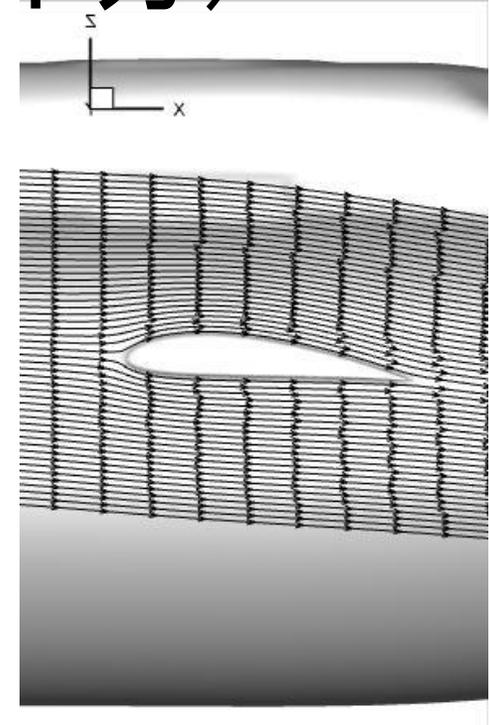
$\mu = 0.1$



$\mu = 0.15$

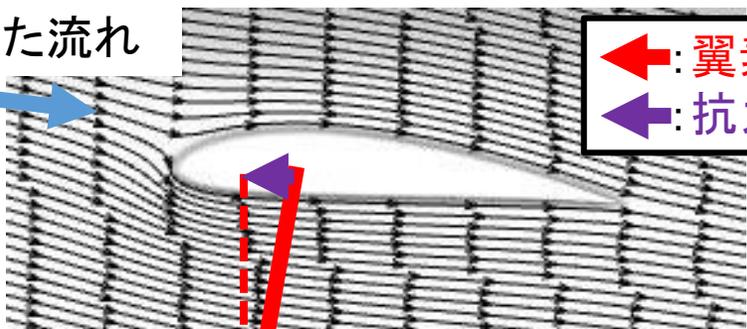


$\mu = 0.2$



$\mu = 0.3$

偏向された流れ

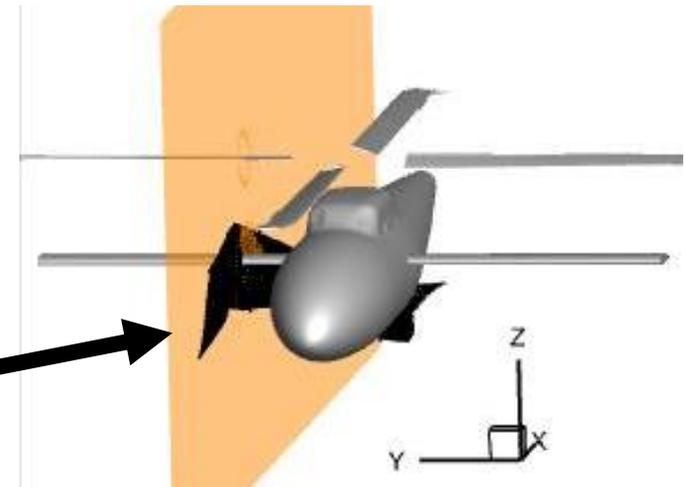


$\mu = 0.15$

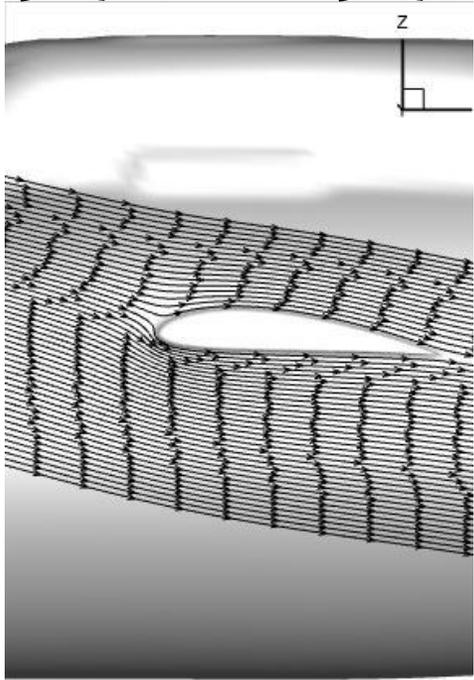
←: 翼素の揚力
←: 抗力と逆向きの力

迎角が負になっている

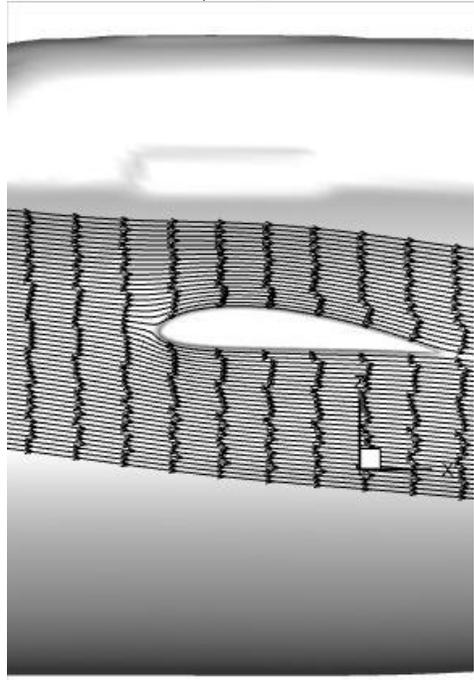
ブレード前進側下方
 $y/R = 0.24$



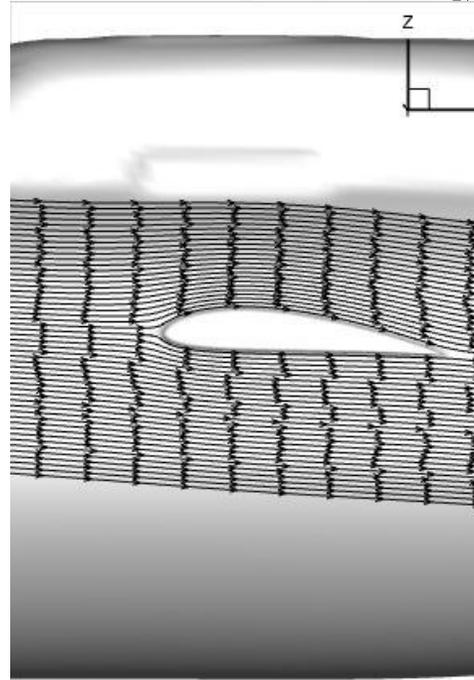
翼洞の翼部分の流れ(ブレード後退側下方)



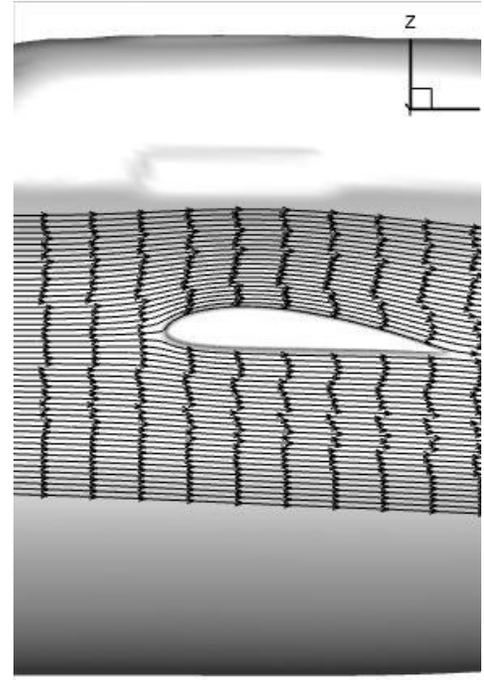
$\mu = 0.1$



$\mu = 0.15$

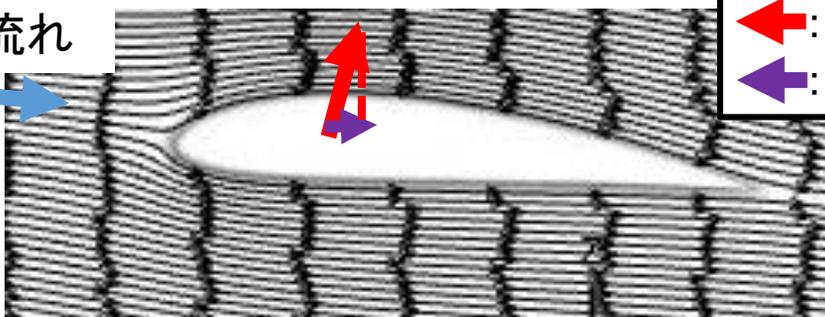


$\mu = 0.2$



$\mu = 0.3$

偏向された流れ



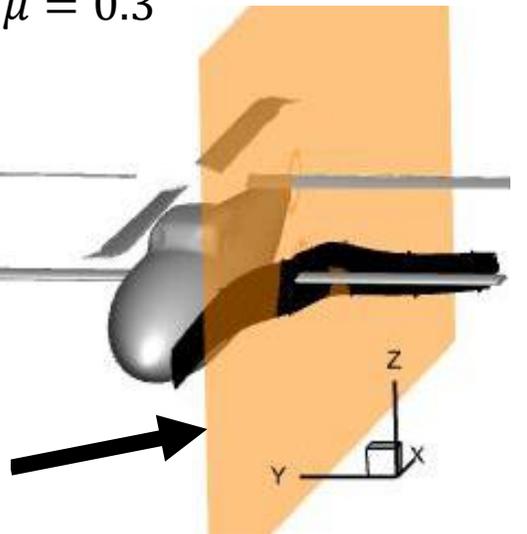
$\mu = 0.15$

迎角は正だが小さい

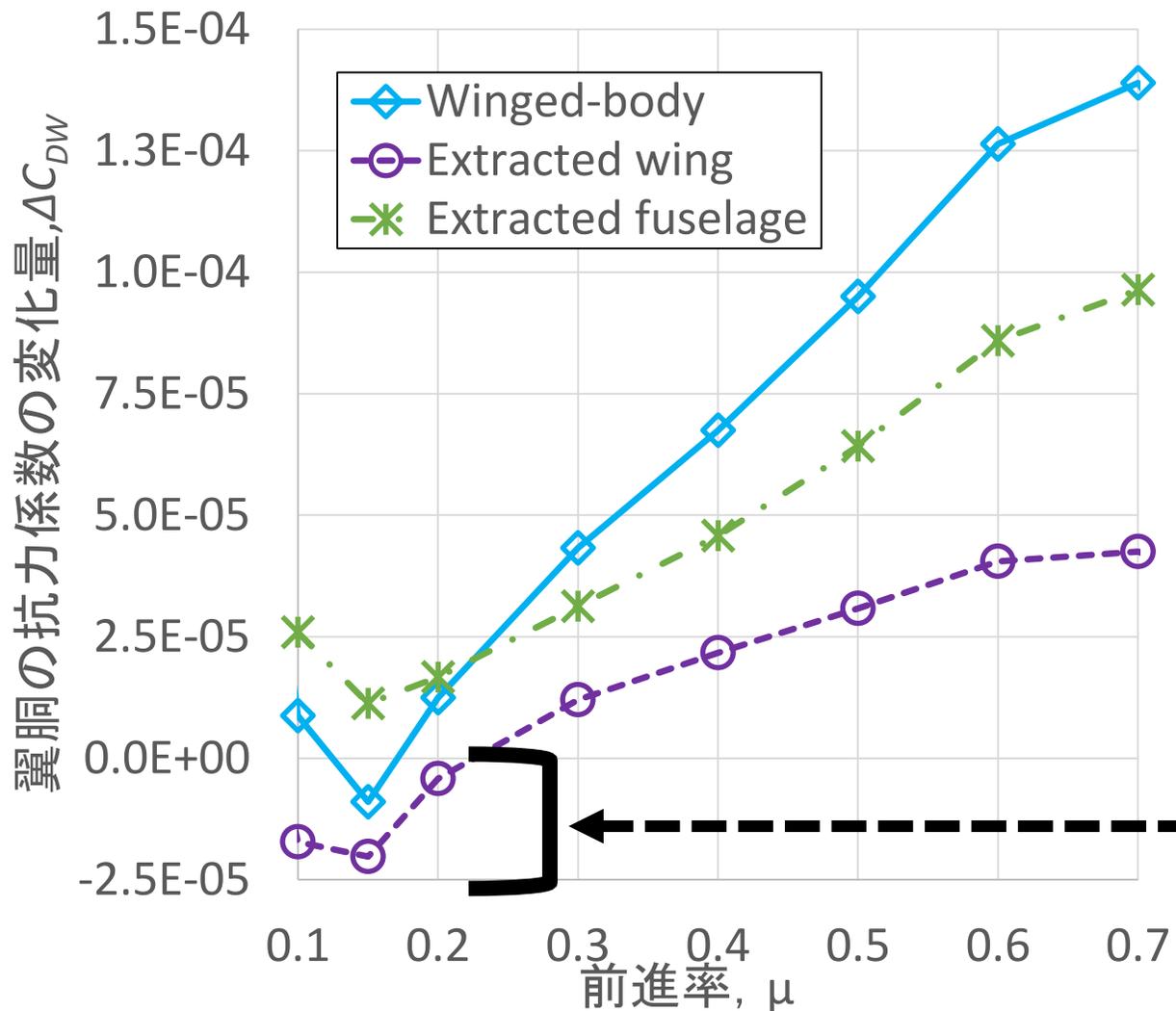
←: 翼素の揚力
←: 抗力

ブレード後退側下方

$y/R = -0.24$



翼洞の抗力係数の変化量



$$\text{翼洞の抗力係数: } C_{DW} = \frac{D_W}{\rho \pi R^2 V_{tip}^2}$$

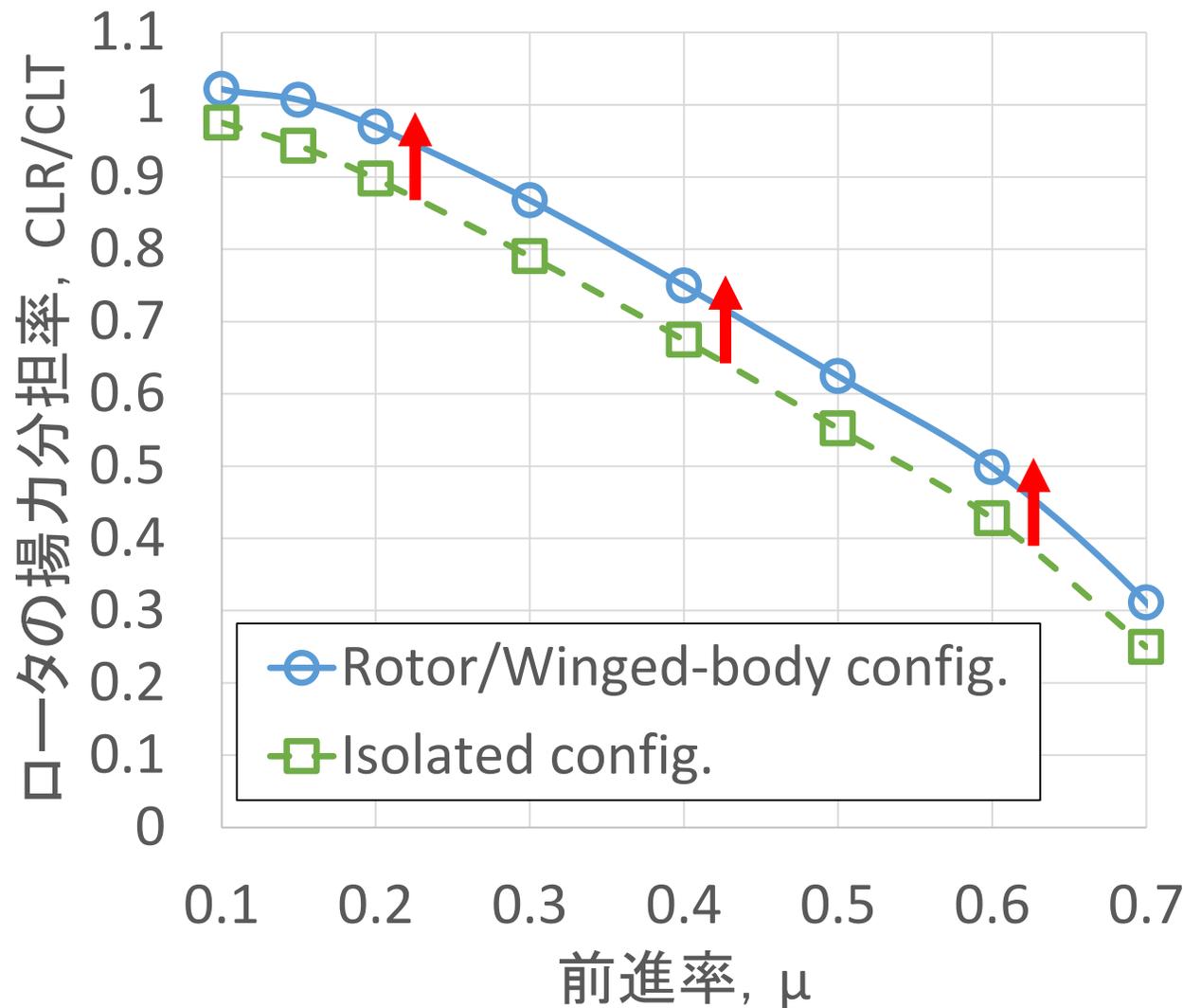
D_W : 翼洞の抗力

前進率の増加と共に
翼洞の抗力係数は**増加**

空力干渉時
翼洞の抗力係数は翼より**胴体で増加**

翼洞の翼で
抗力係数が負

ロータの揚力分担率



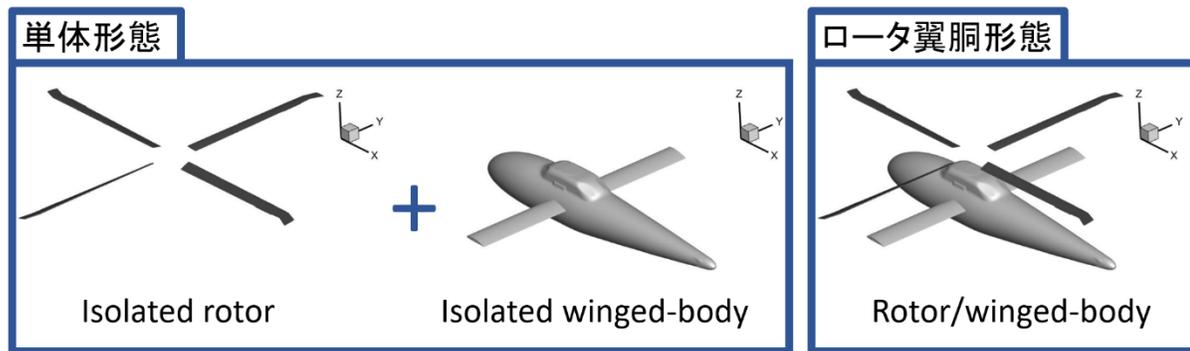
ロータと翼胴の空力干渉によって

翼胴の揚力が**減少**
全機揚力を補うために
ロータの揚力が**増加**

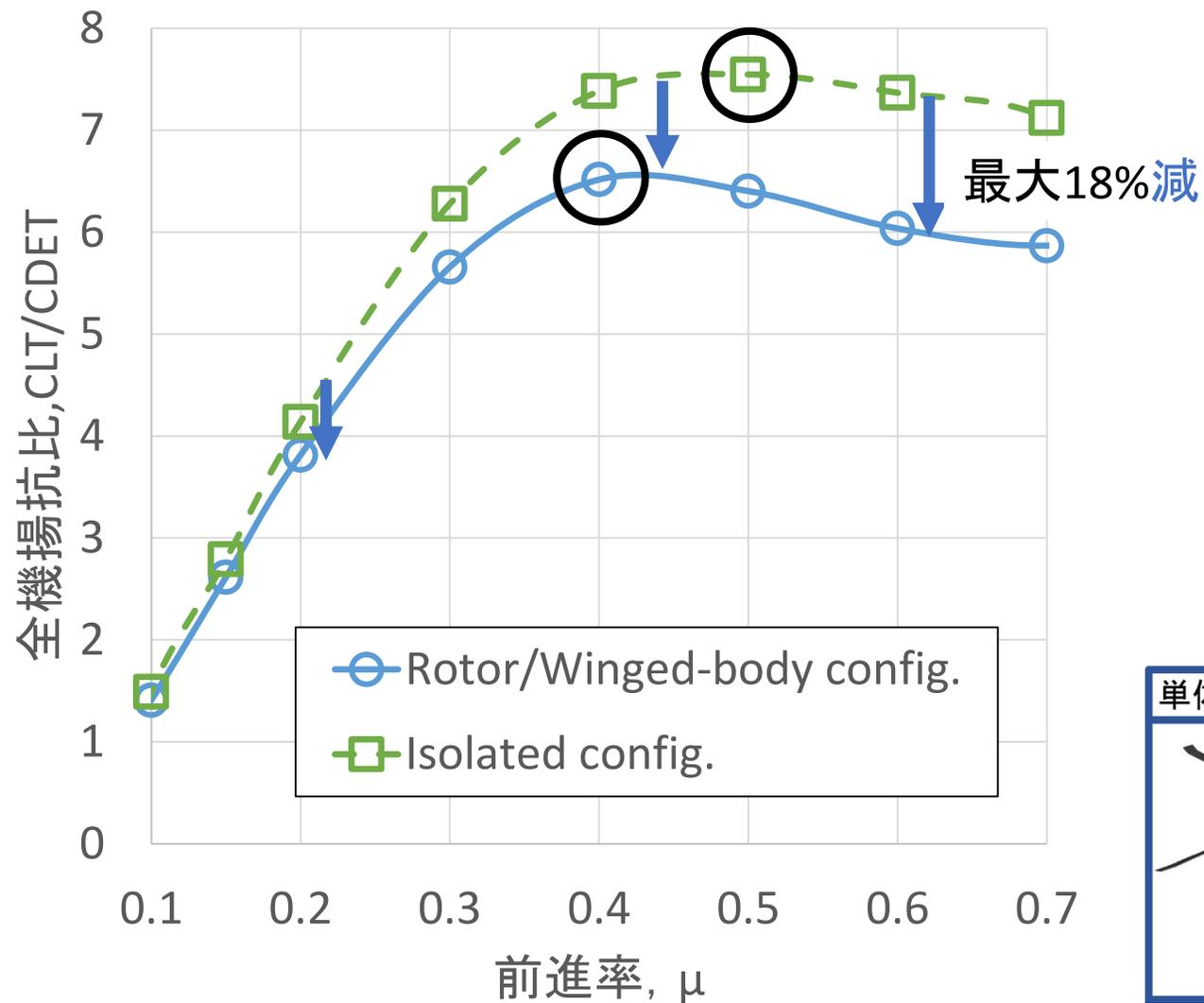


空力干渉時

ロータの揚力分担率は**増加**



全機揚抗比

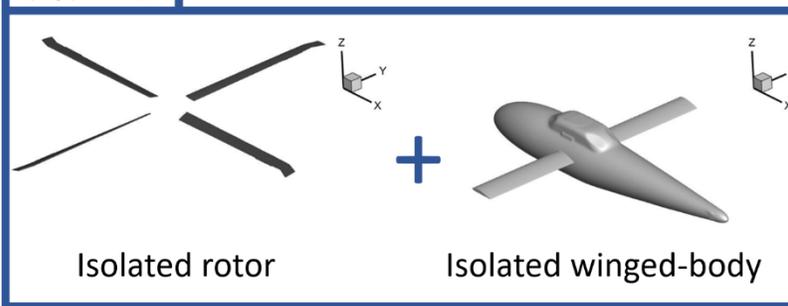


空力干渉時

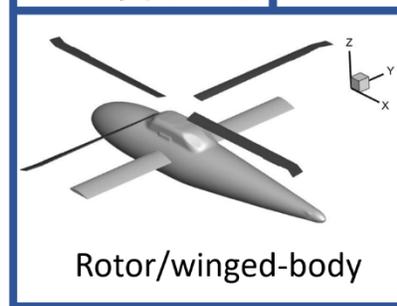
- ・全機揚抗比は**減少**
- ・最大揚抗比となる前進率は**減少**

全機揚力は一定なので
全機実効抗力係数が**増加**

単体形態



ロータ翼胴形態



まとめ

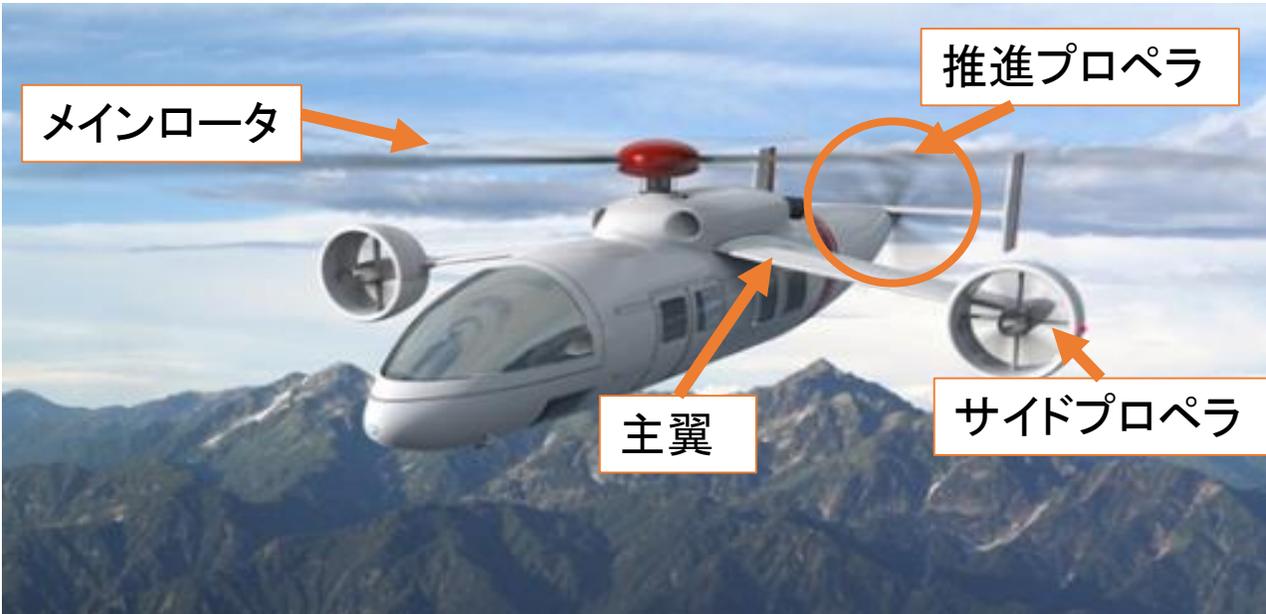
広い前進率において、
メインロータと翼胴の空力干渉が全機空力特性へ与える影響を数値解析で調査した。
全機揚力一定、前進率を0.1～0.7で変化し、ロータ/翼胴形態と単体形態を比較した。

- 翼胴の抗力係数の増加量は前進率の増加と共に増加し、
前進率0.1～0.2では翼胴の翼の抗力係数は負になる。
- ロータの揚力分担率は0.06～0.08程度増加する。
- 全機実効揚抗比は空力干渉の影響で単体形態に対して減少する(最大18%減)

メインロータと翼と推進プロペラの空力干渉

背景

JAXAのコンパウンドヘリコプタ概念図



田辺安忠, 青山剛史, 小曳昇, 杉浦正彦, 宮下亮, 砂田茂, 河内啓二, 長尾牧,
“高速ヘリコプタの概念検討”, 第52回飛行機シンポジウム, 2014年10月.

AH-56A

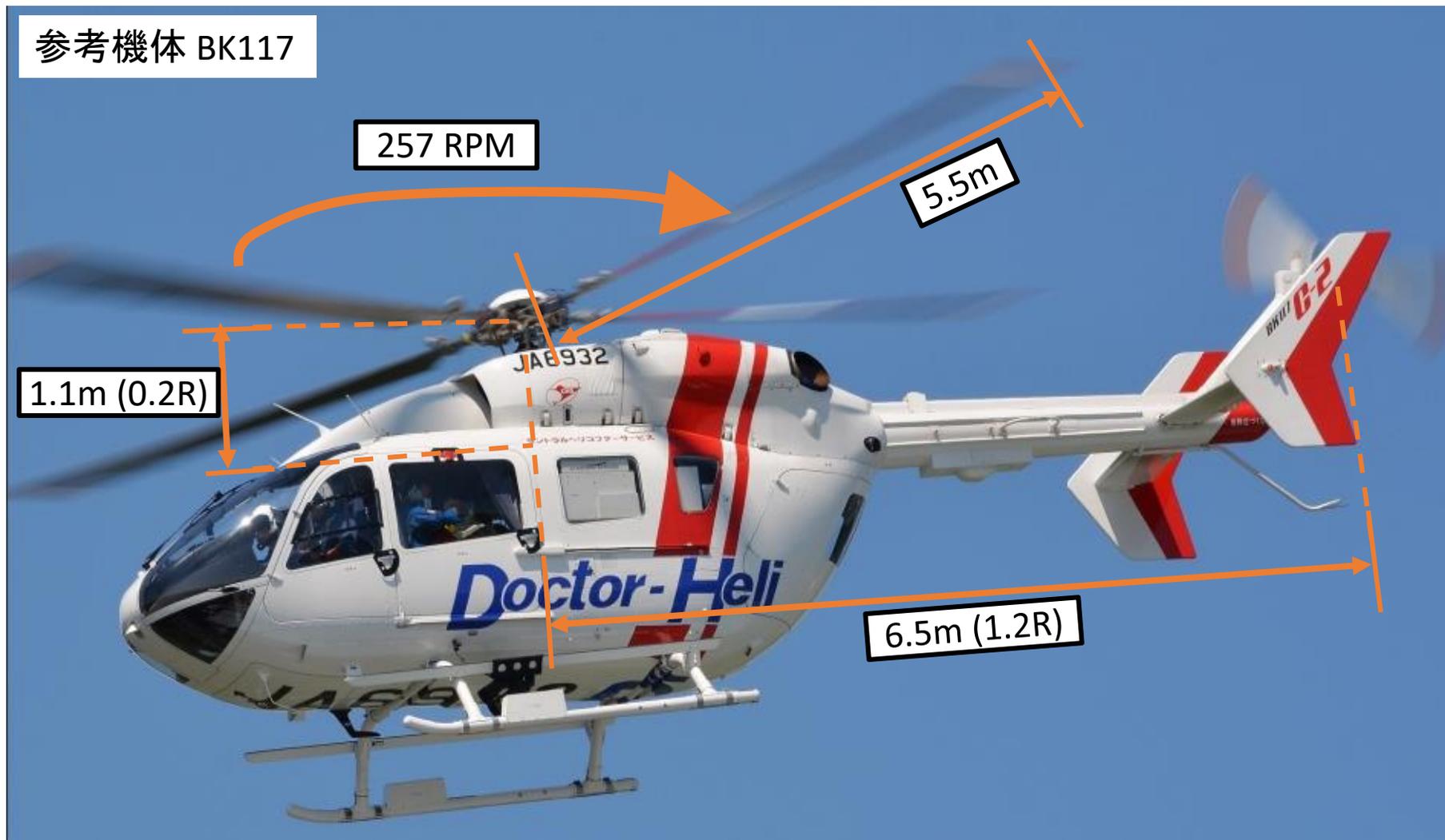


Ormiston, R. A.: Revitalizing Advanced Rotorcraft Research—and the Compound Helicopter, 35th AHS Alexander A. Nikolsky Honorary Lecture, Journal of the American Helicopter Society, **61**(2016), pp. 011001-1-23.

目的

巡航飛行時のメインロータ＋翼＋推進プロペラの形態において、
推進プロペラ配置が推進プロペラの効率に与える影響を調査する。

概要(解析対象)



福井県ドクターヘリ <https://www.bk117.com/info/d3.html>

計算諸元

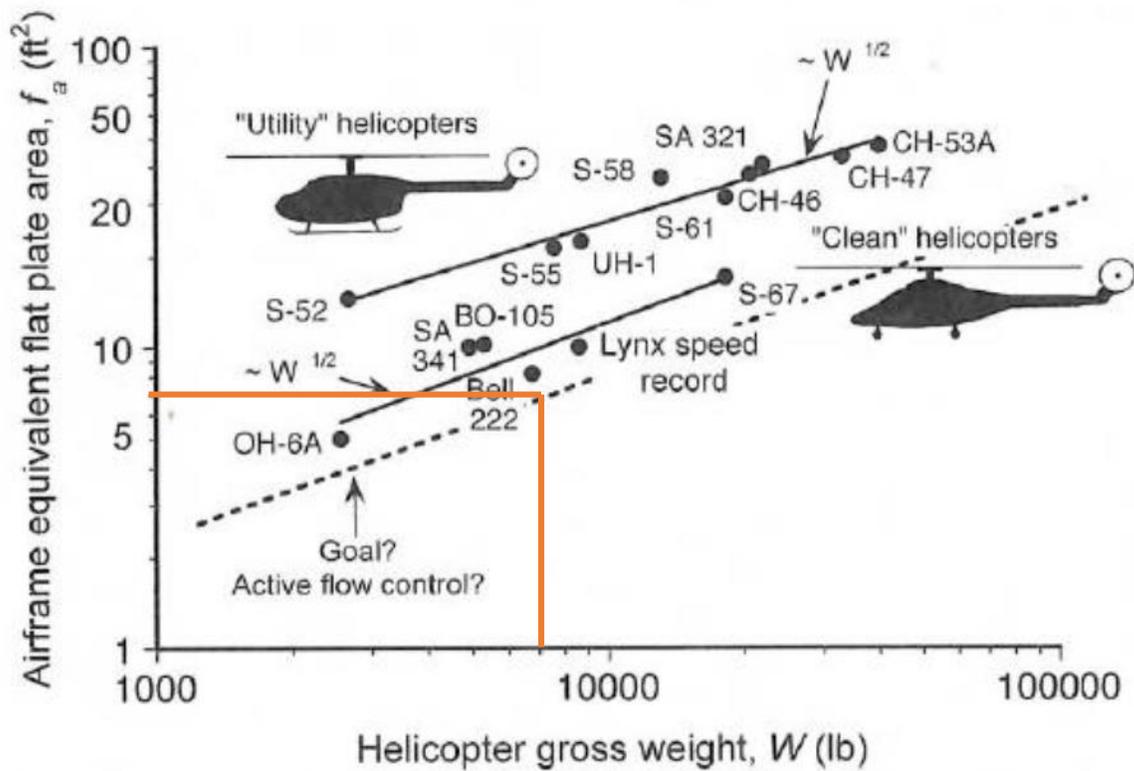
最大離陸重量	31000 N
飛行速度	371 km/h

1.5倍の速度

翼諸元

アスペクト比	7
翼幅	7 m
翼面積	7 m ²
翼型	NACA4415
取り付け角	2.3 deg

概要(解析対象)



ロータの抗力 + 翼の抗力 + 胴体の抗力
 = 必要な推進力 16000 N

機体構成: サイドプロペラ 2個 + 推進プロペラ 1個

推進力分担率
 サイドプロペラ : 推進プロペラ = 1 : 1

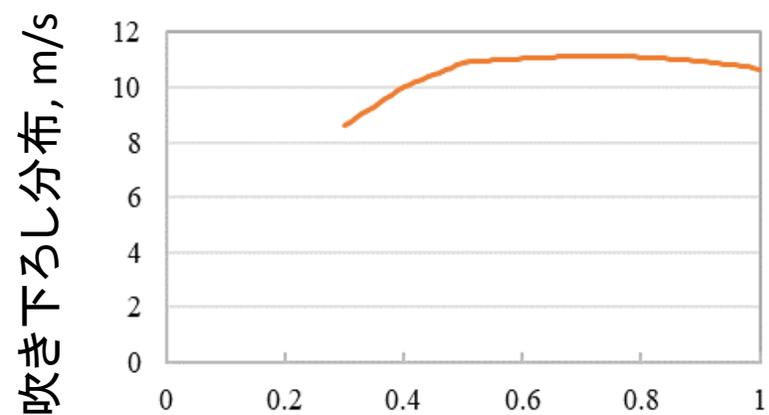
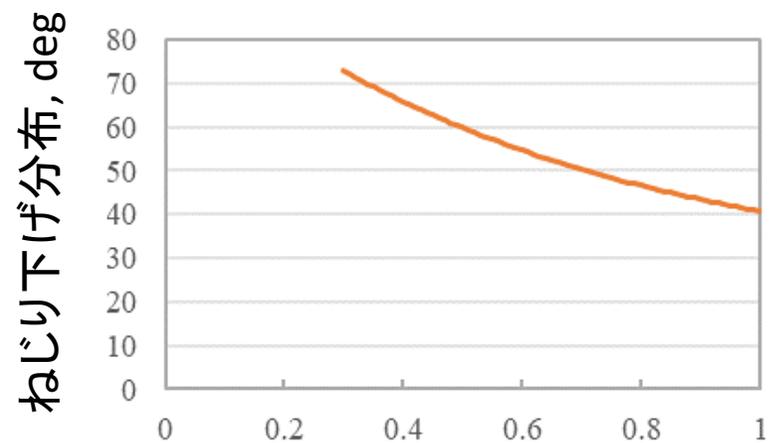
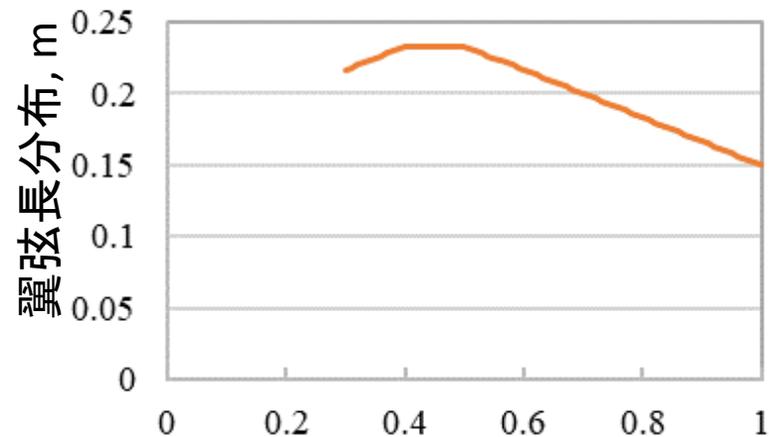
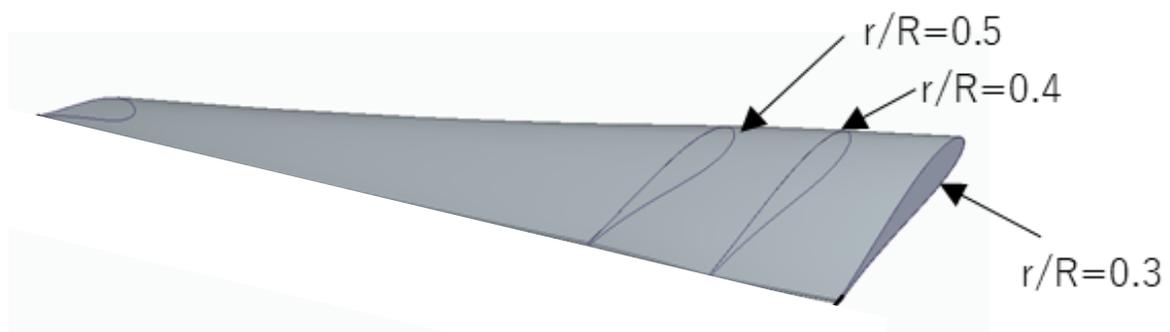
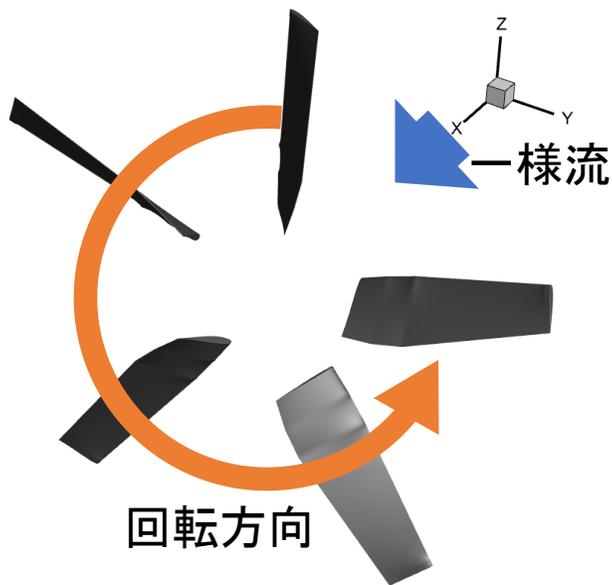
推進プロペラの必要な推進力 = 8000 N

小曳昇, 田辺安忠, 杉浦正彦, 青山剛史, 菅原瑛明“高速ヘリコプタの機体空力抵抗低減技術について”, 第 54 回飛行機シンポジウム, 2016 年 10 月

推進プロペラ

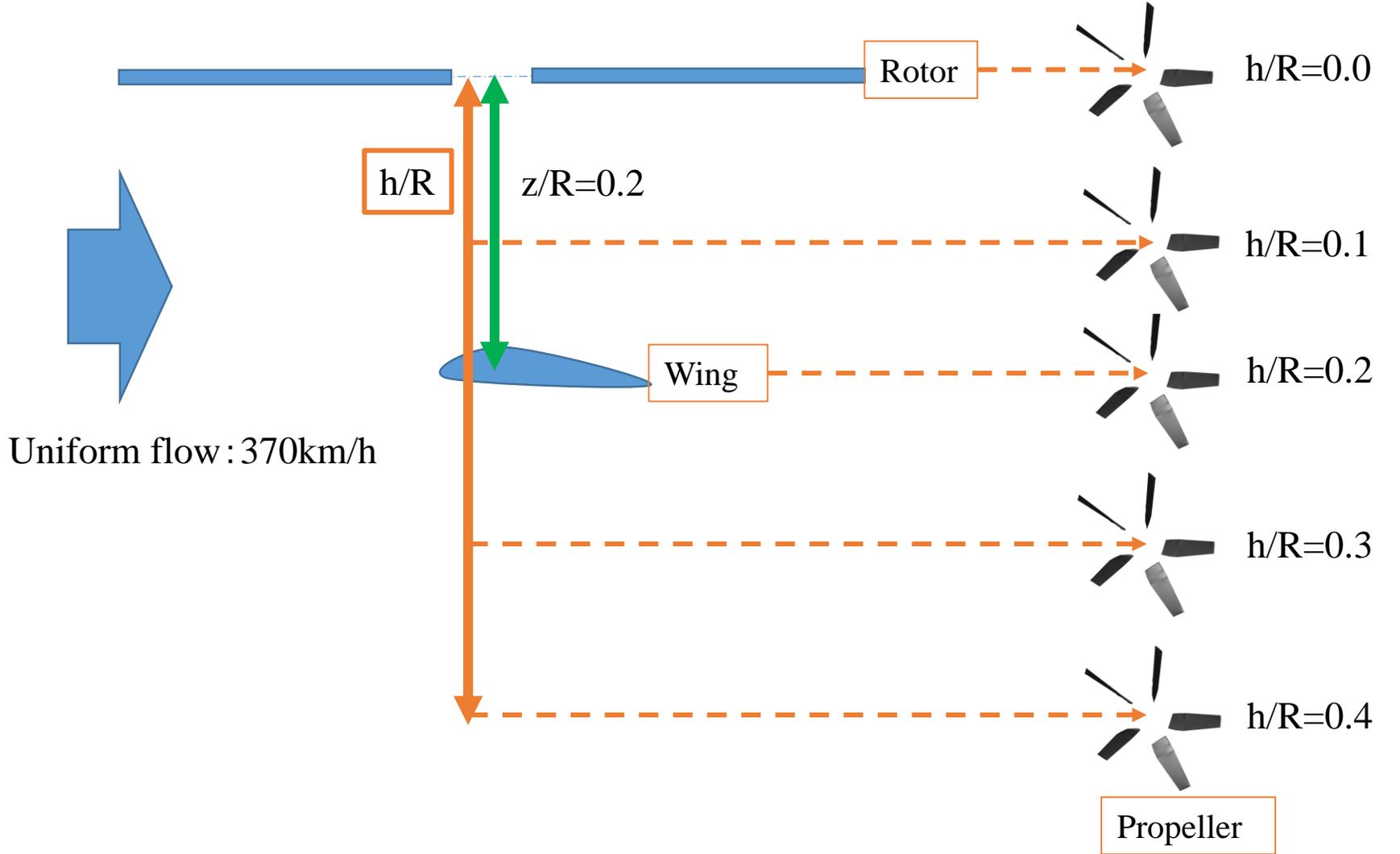
推進プロペラ諸元

翼型	oaf117
ブレードの枚数	5
プロペラ半径	1.0 m
ルートカット	0.3
プロペラ回転数	1897 RPM
回転方向(後方から見て)	時計回り



無次元ロータ半径

変更するパラメータ

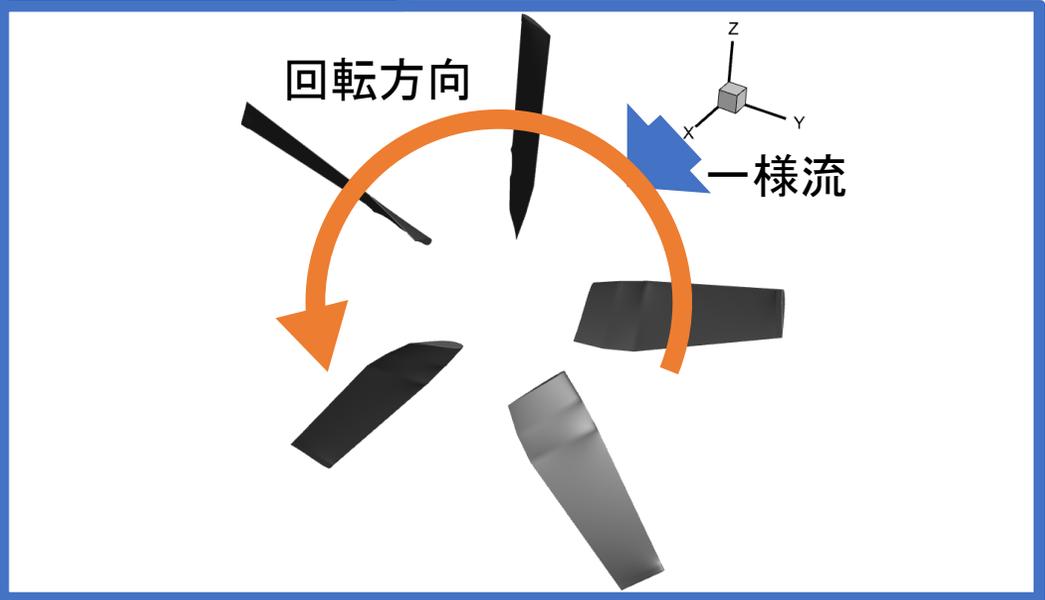


推進力
最大: 8000[N] (100%)

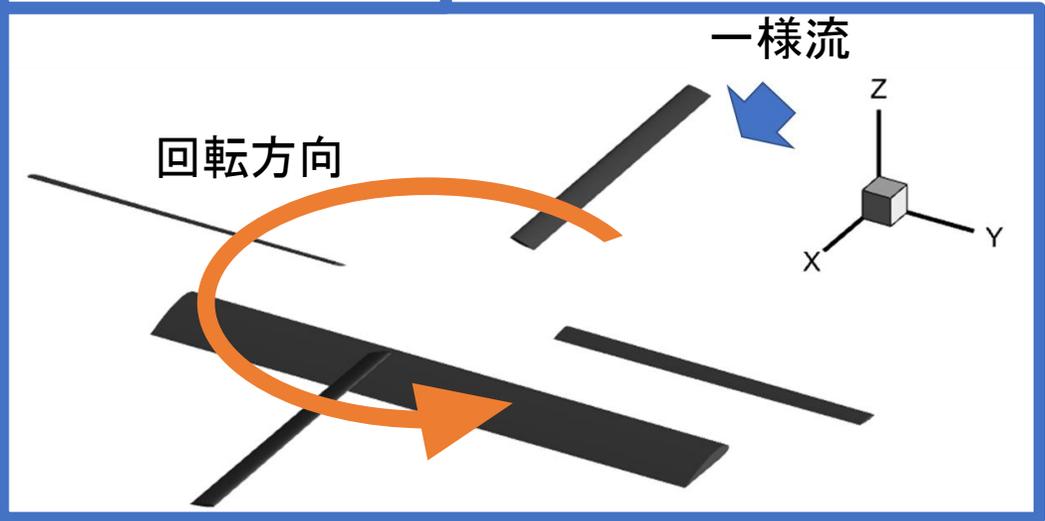
各高さで
推進力 20~100 %

概要(解析形態)

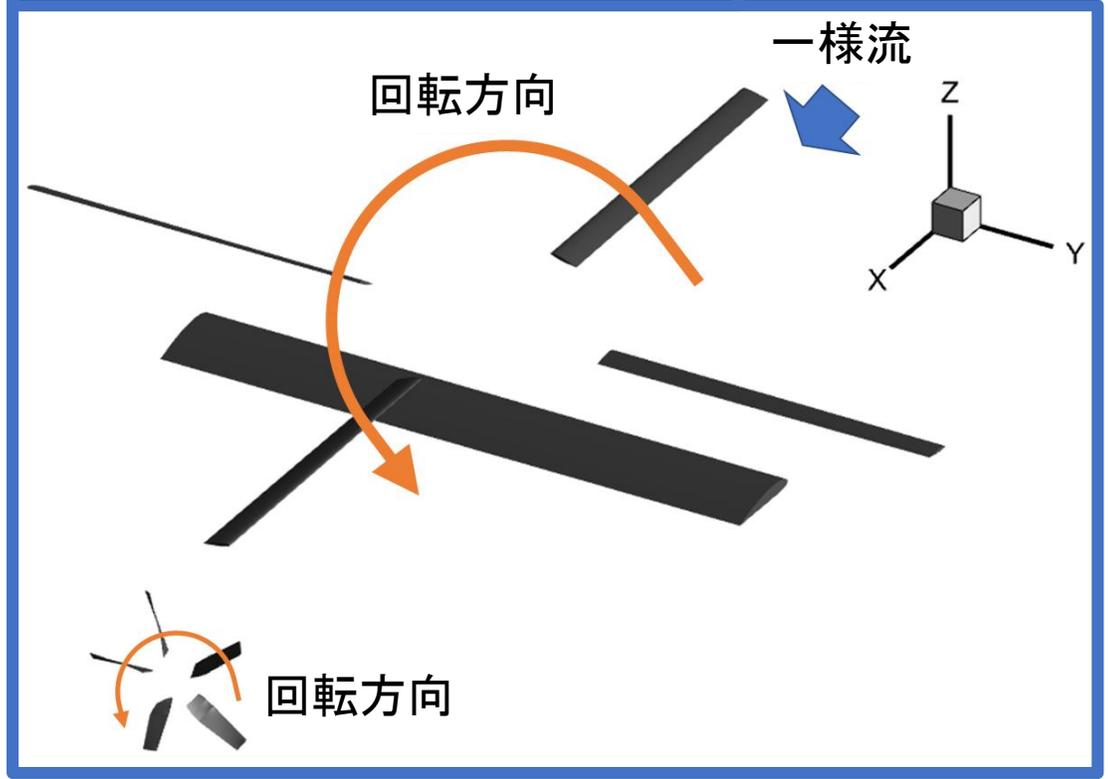
単体推進プロペラ



メインロータ/翼形態

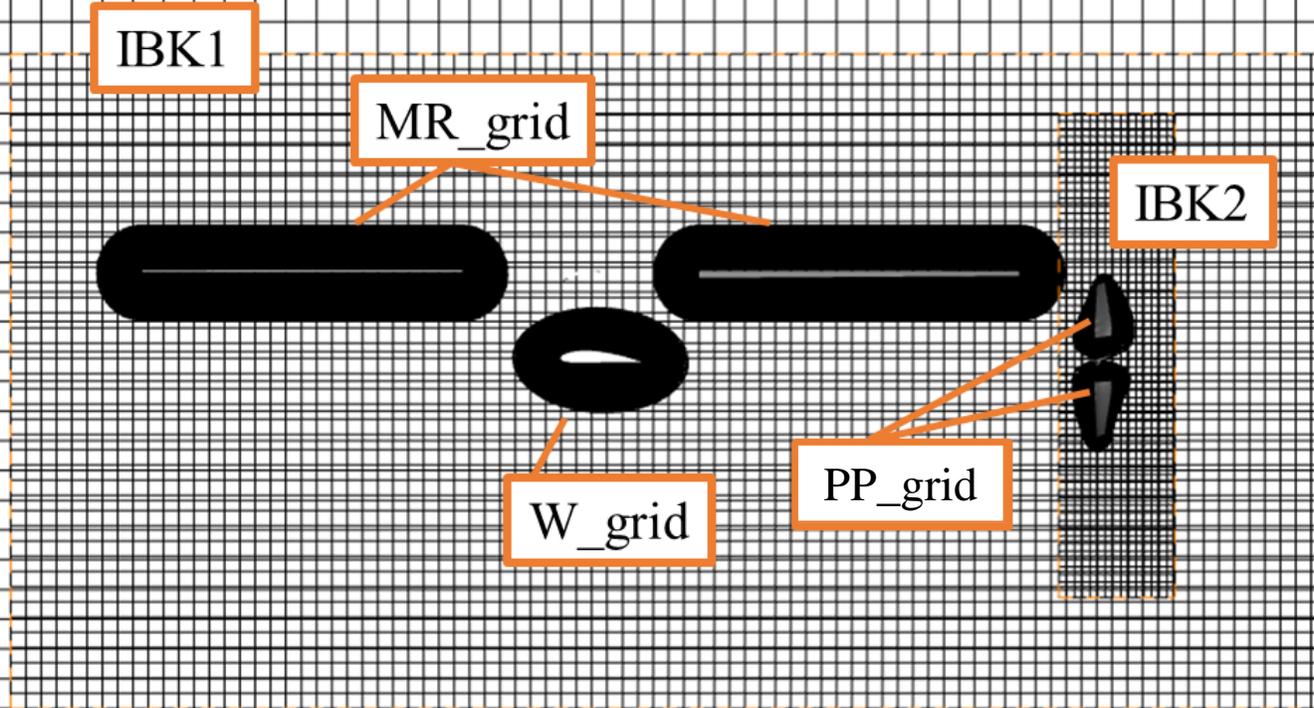


メインロータ/翼/推進プロペラ形態



概要(格子の配置)

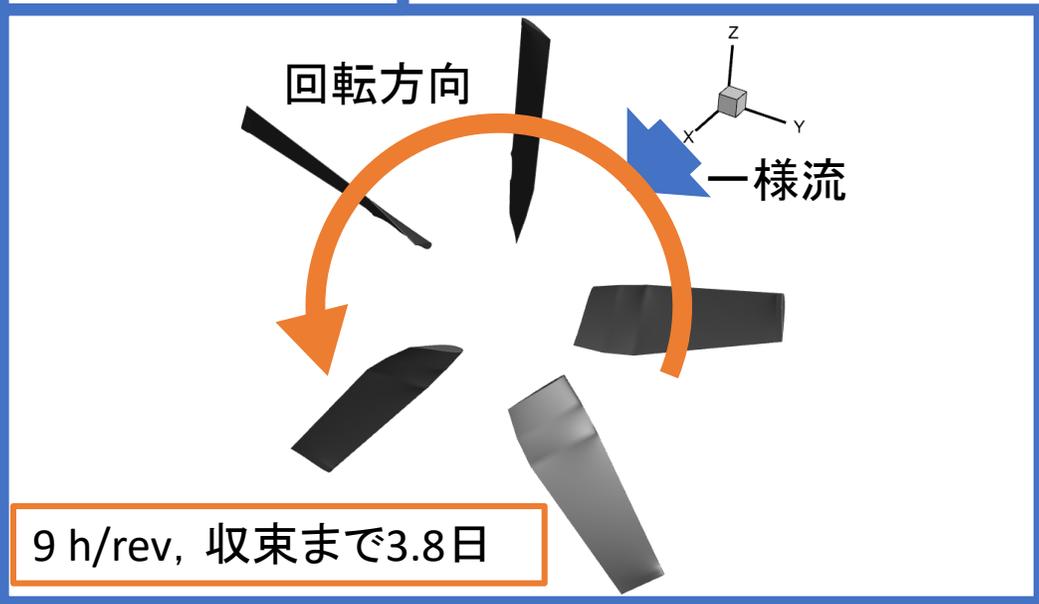
OBK



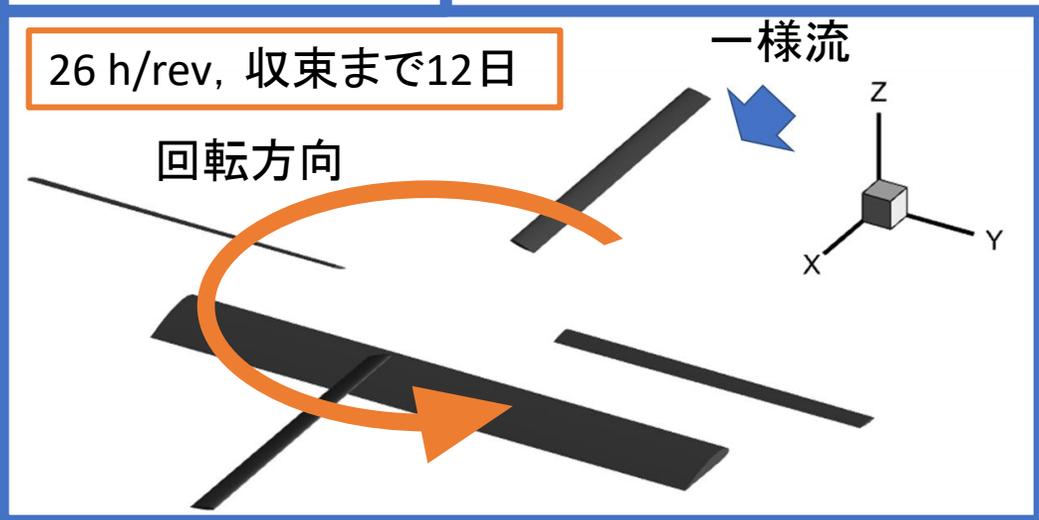
略称	格子点数	最小格子幅
OBK	179 x 167 x 137	$0.60c_{MR}$
IBK1	173 x 149 x 87	$0.30c_{MR}$
IBK2	31 x 55 x 127	$0.32c_{PP}$
MR_grid	149 x 123 x 91	$y^+ < 1$
W_grid	149 x 123 x 91	$y^+ < 1$
PP_grid	161 x 121 x 71	$y^+ < 1$

解析形態と計算時間

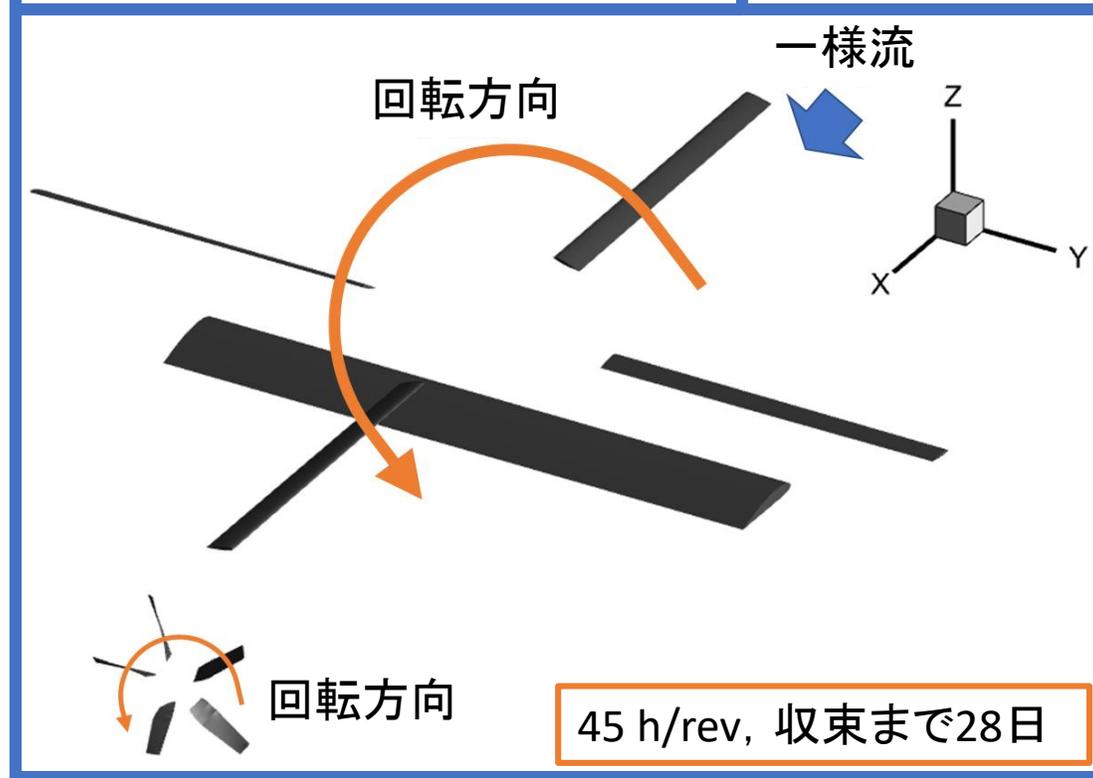
単体推進プロペラ



メインロータ/翼形態



メインロータ/翼/推進プロペラ形態



本発表内容は、下記を参考に作成した。

- ・濱本佑典, 赤坂剛史, 田辺安忠, 菅原瑛明, “前進飛行におけるコンパウンドヘリコプタのロータと主翼の空力干渉”, 第53回流体力学講演会/第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2021年6月.
- ・坂口美和, コンパウンドヘリコプタのメインロータと推進ファンの空力干渉に関する数値流体解析, プロジェクトデザインⅢレポート, 金沢工業大学, 2022.