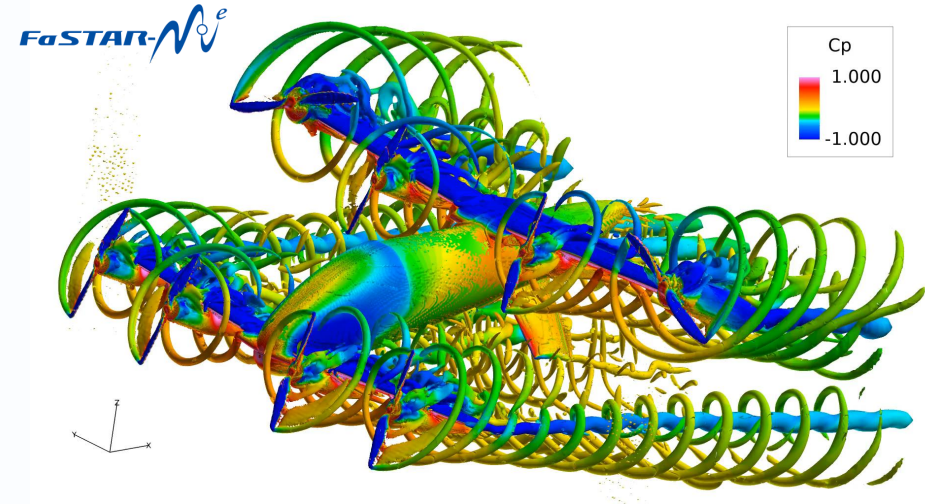
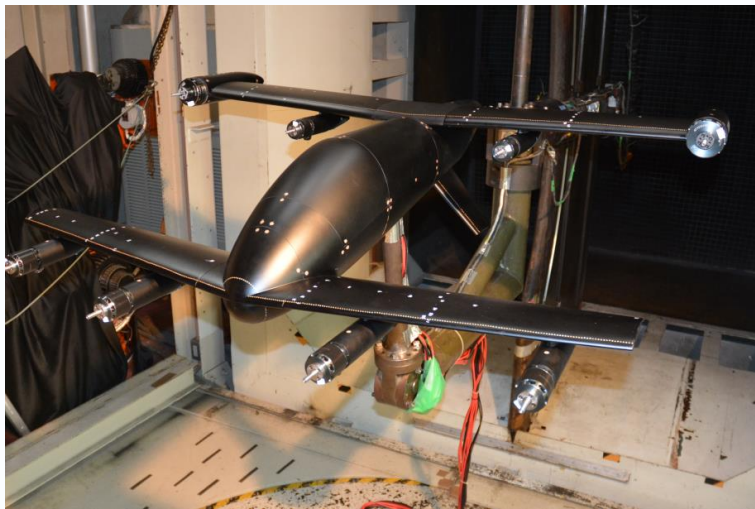


タンデムテイルトウイング eVTOL 機の 遷移飛行における空力特性解析

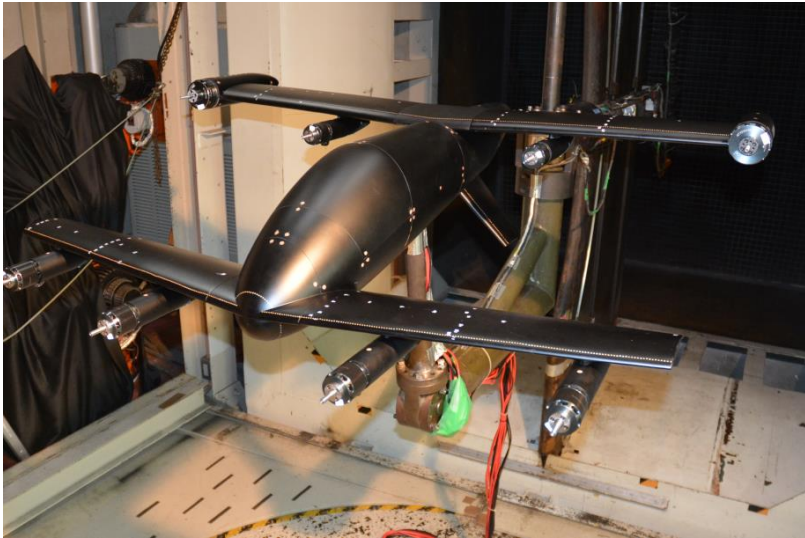


○篠塚 温志¹, 保江 かな子², 福地 亮太³, 岸 祐希², 大山 聖¹

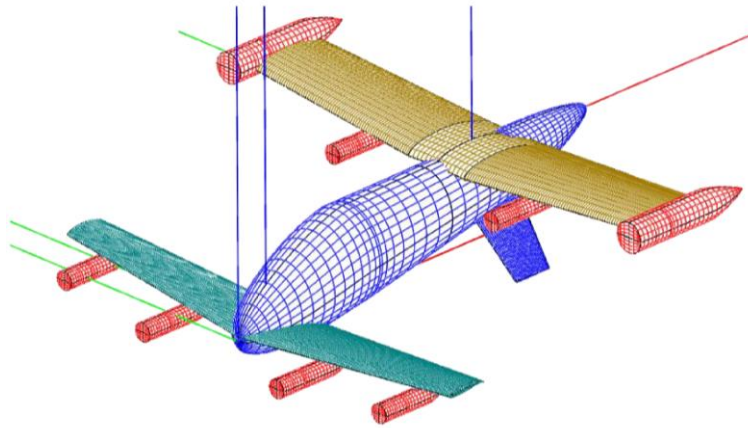
ISAS/JAXA¹, JAXA², 株式会社SUBARU³

1. 序論

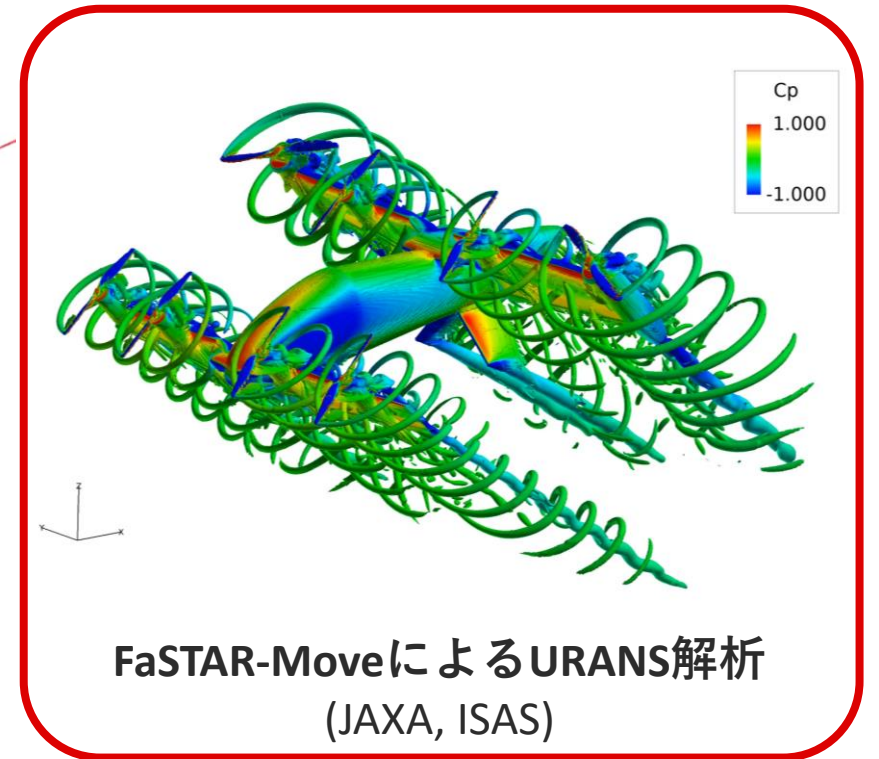
eVTOL全機形状の空力特性予測に向けた数値解析および試験技術の研究



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

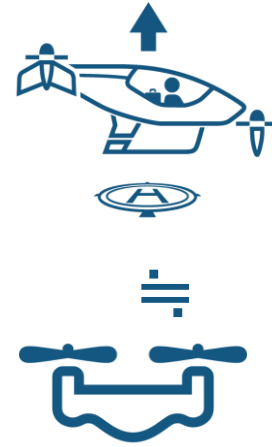
1. 序論

タンデムテイルトウイングeVTOL機とその遷移飛行



VAHANA HP

タンデムテイルトウイング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



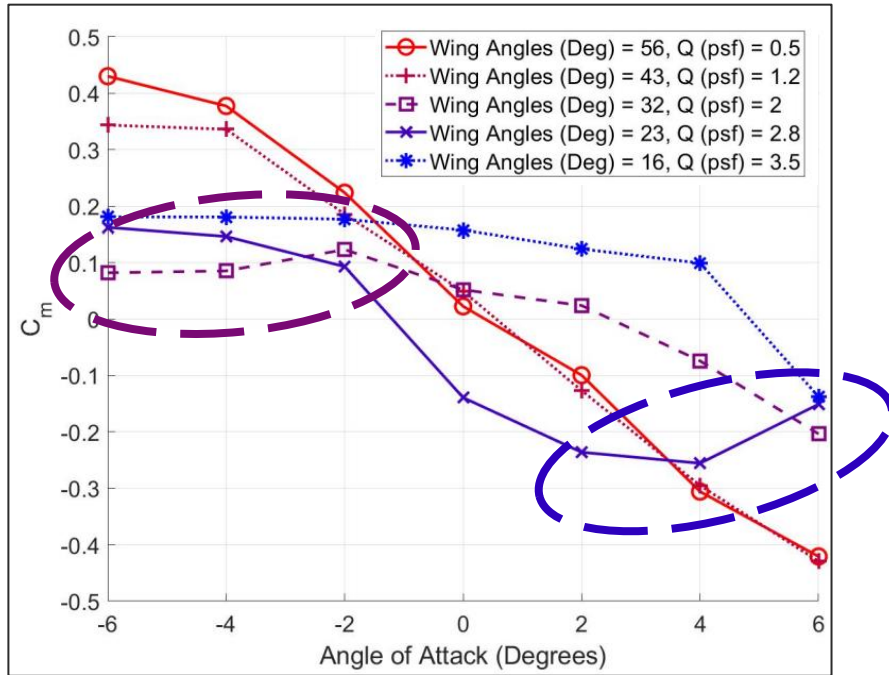
固定翼航空機に類似した巡行

タンデムテイルトウイング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

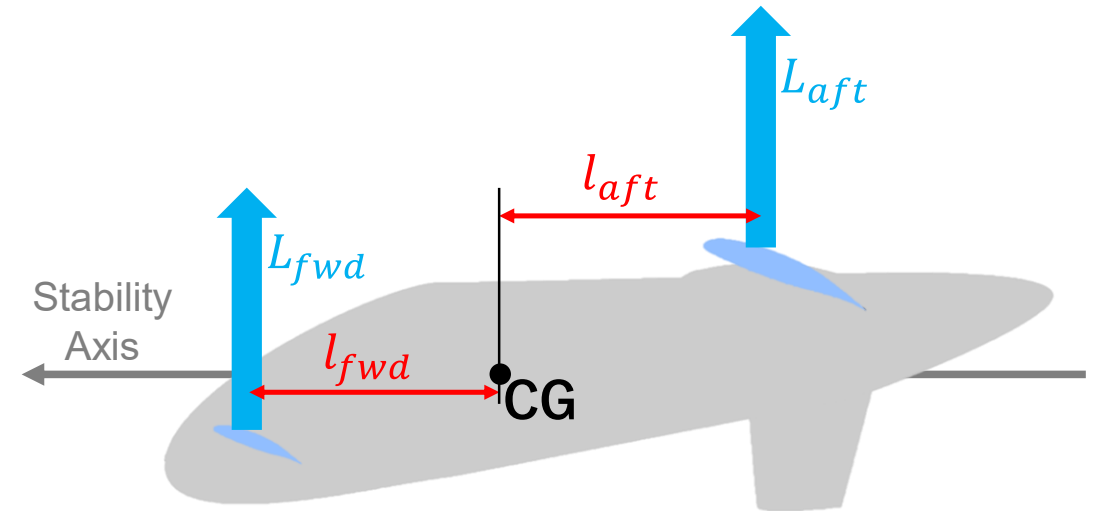
1. 序論

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

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：

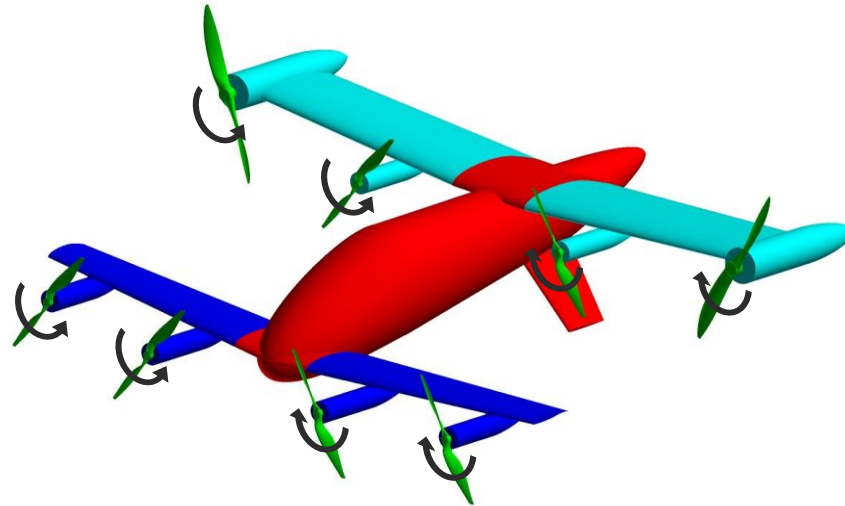
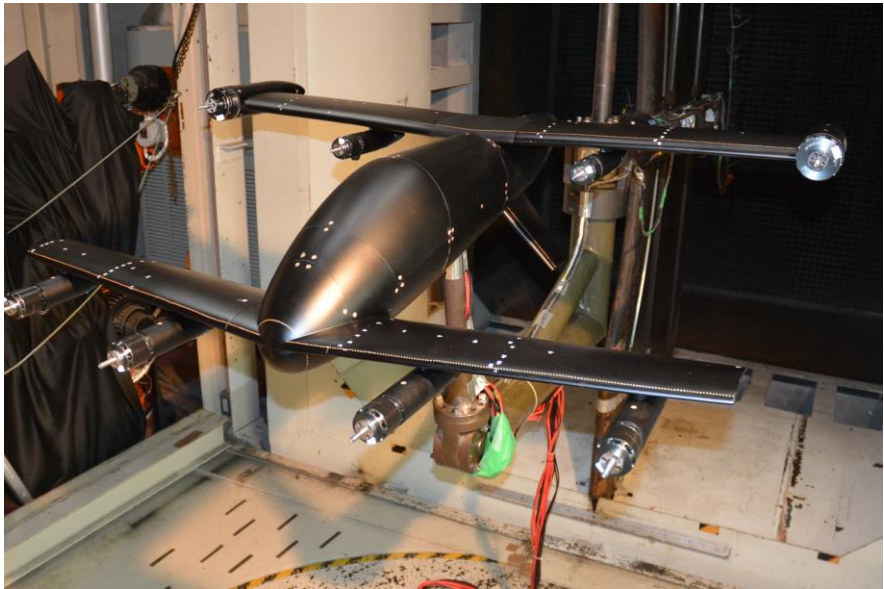
Atsushi Shinozuka, Shota Taniguchi, Kanako Yasue, Ryota Fukuchi and Akira Oyama, “Aerodynamic Analysis of Tandem Tilt-Wing eVTOL Aircraft in Cruise and Transition Flight,” AIAA SCITECH 2024 Forum, 2024.

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的设计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.

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

3. 実験手法 4. 数値解析手法

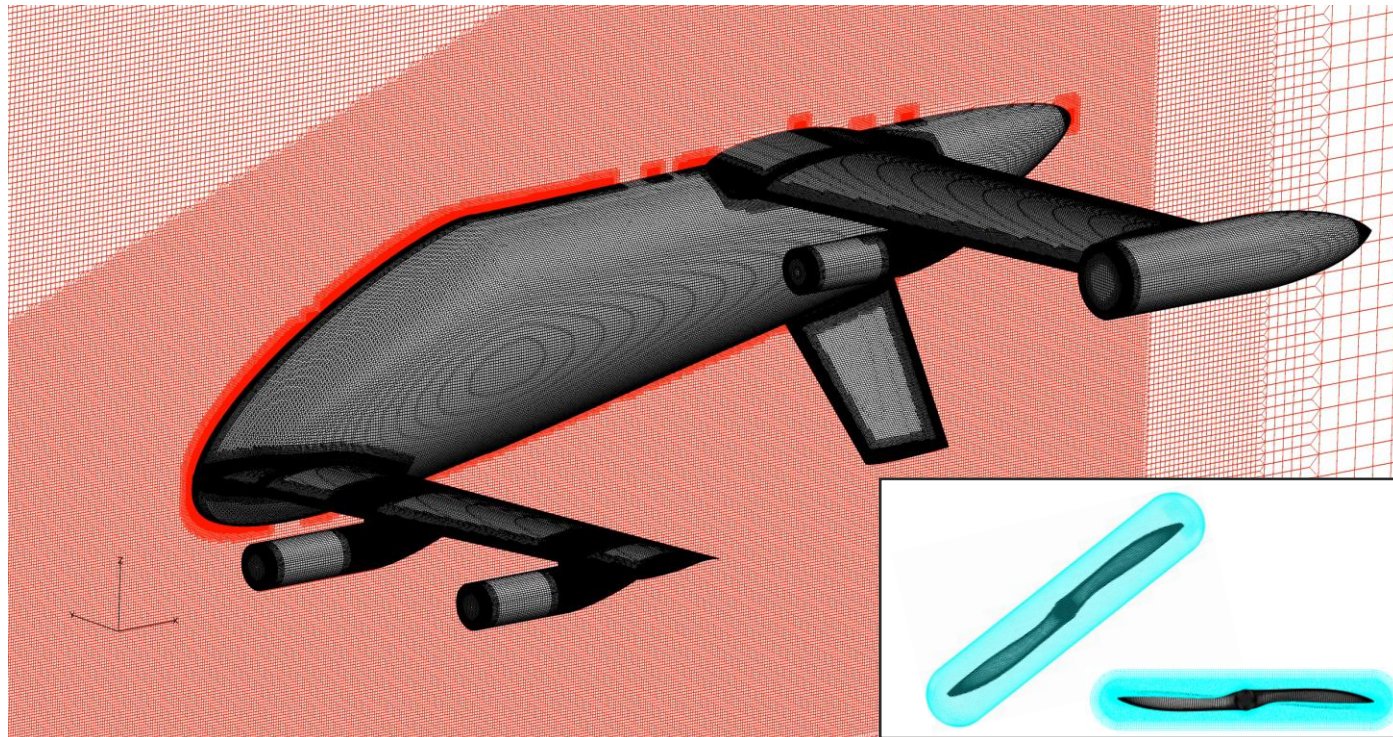
実験条件および解析条件

条件	実験	解析
Re (MAC)	2.6×10^5	2.6×10^5
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 ($J = 0.68$)	$J = 0.68$

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

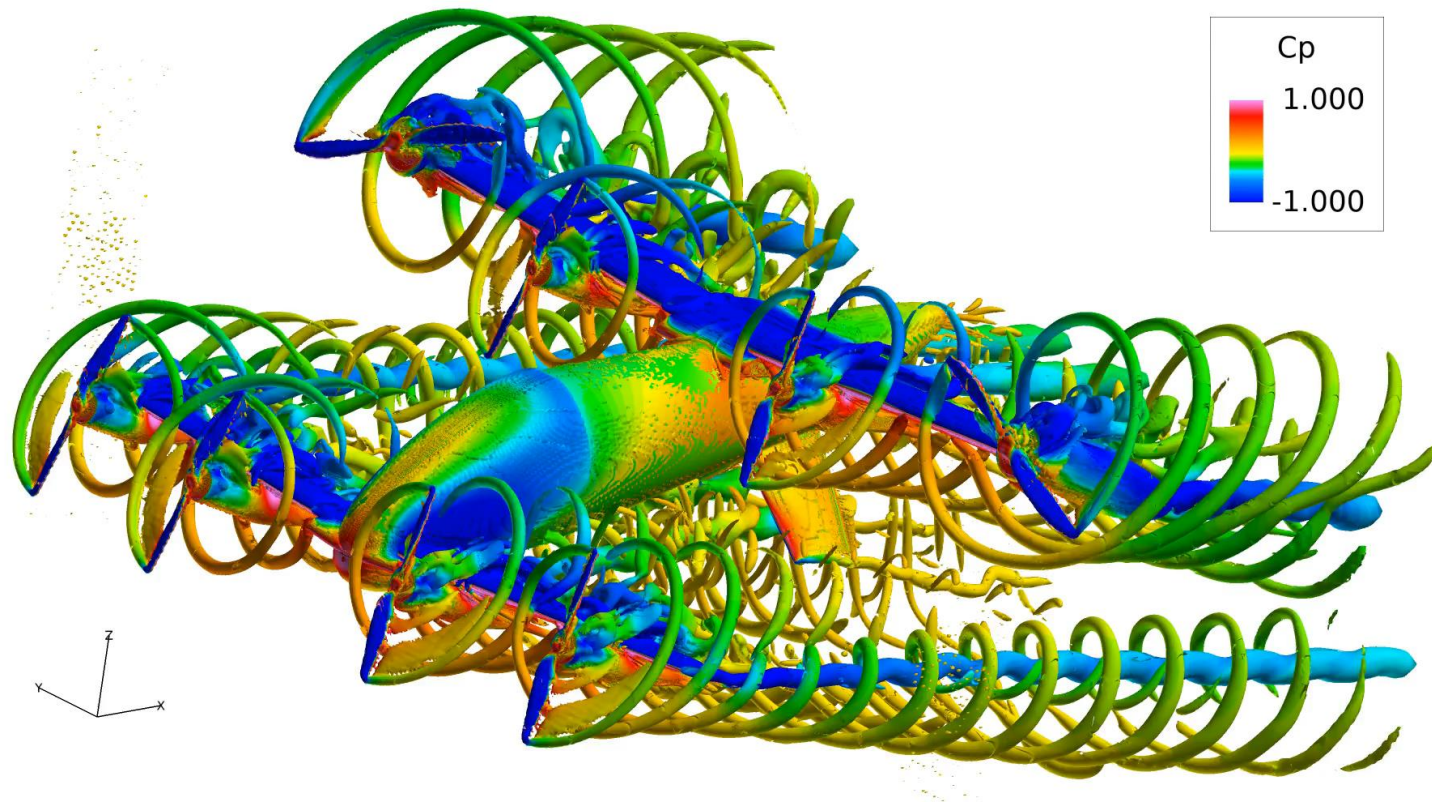
4. 数値解析手法

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-noft2-R
空間高次精度化	MUSCL
流束評価	SLAU
時間積分	LU-SGS



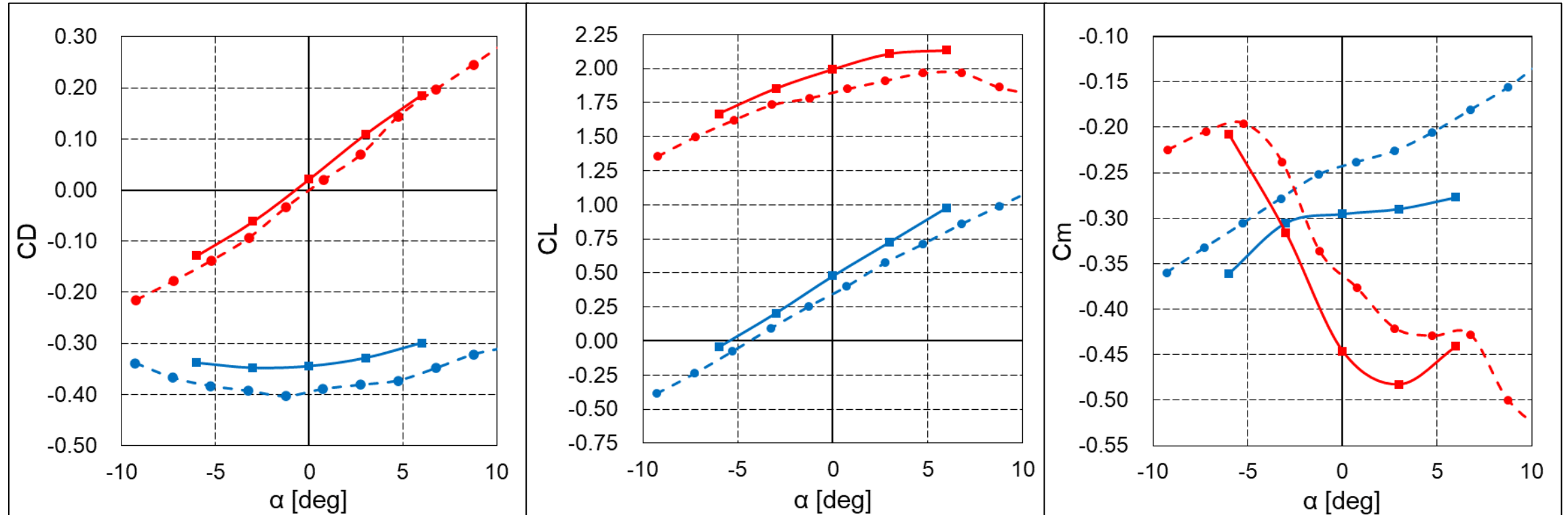
URANS解析で得られた
Q値 1.0 の等値面

テイルト 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

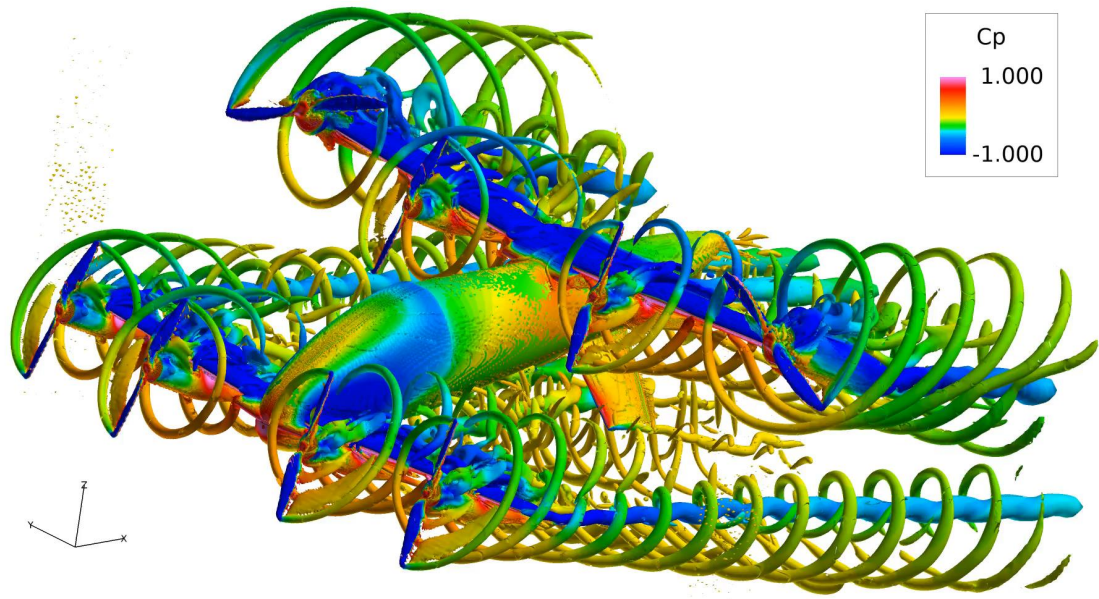
5. URANS解析の有効性検証

風洞試験及びURANS解析で得られた空力係数値

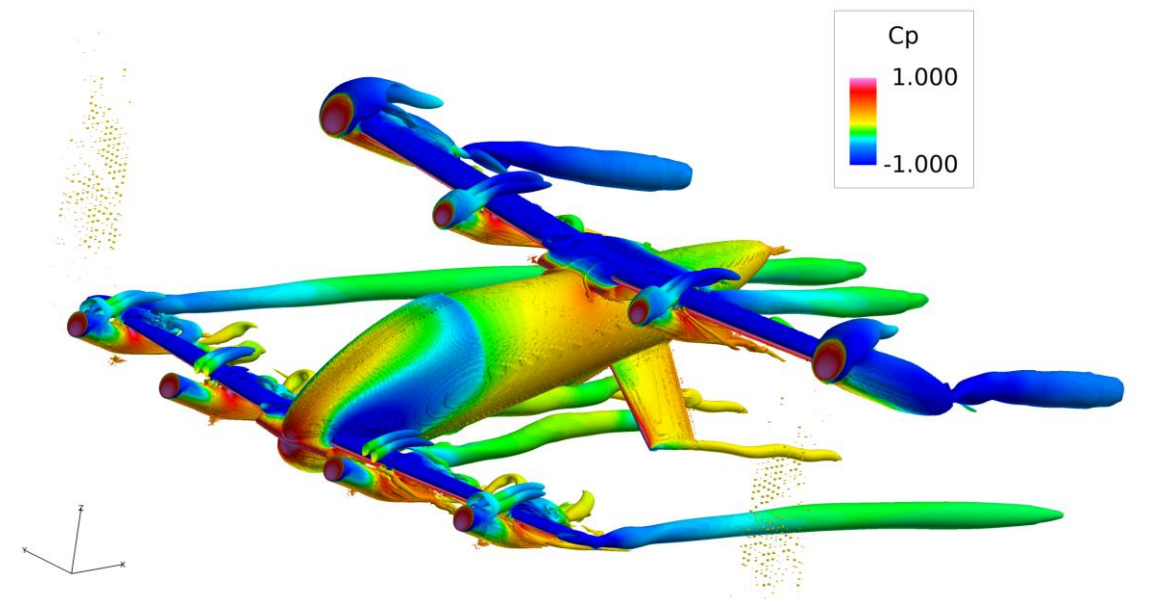


- ● - Experiment (Tilt 0.0 deg) : With-Propeller - ■ - URANS (Tilt 0.0 deg) : With-Propeller
- ● - Experiment (Tilt 22.5 deg) : With-Propeller - ■ - URANS (Tilt 22.5 deg) : With-Propeller

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



プロペラ有り

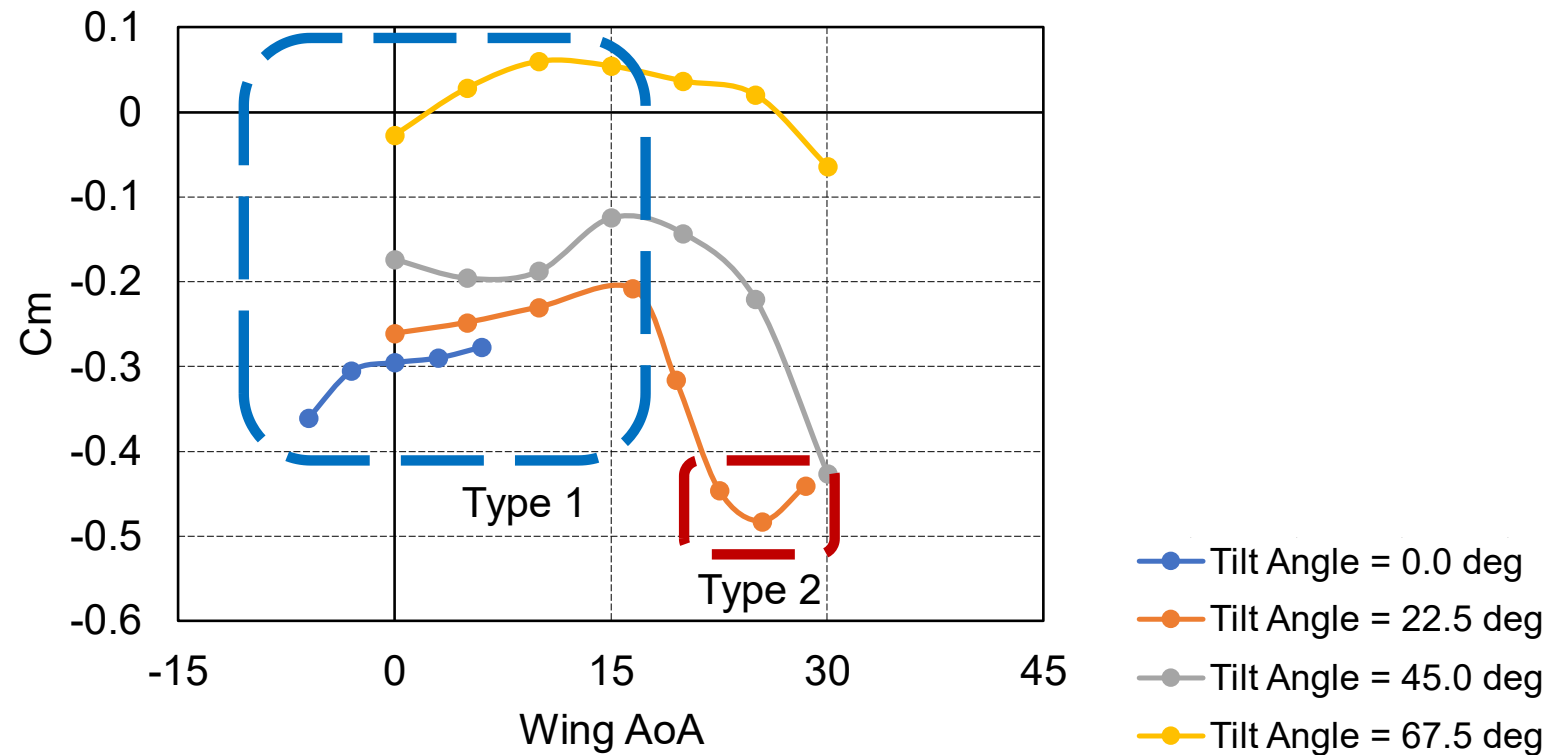


プロペラ無し

7. 遷移飛行中の縦安定性

7. 遷移飛行中の縦安定性

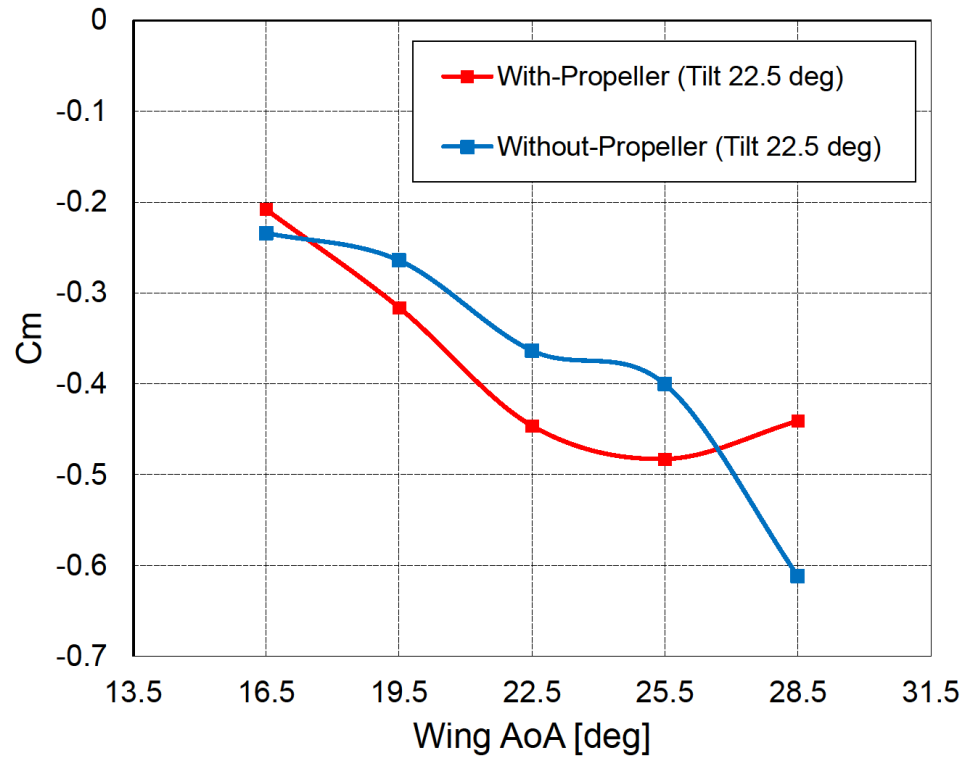
翼迎角で整理したピッチングモーメント特性



- (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

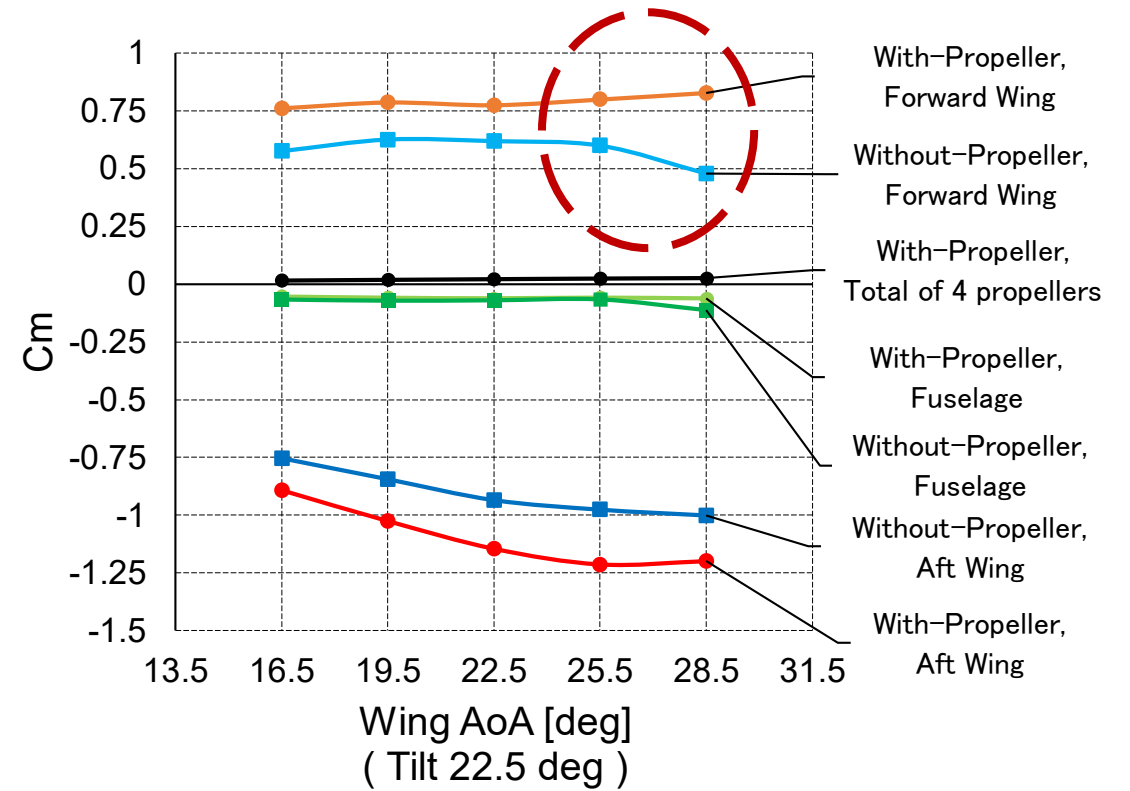
7. 遷移飛行中の縦安定性

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

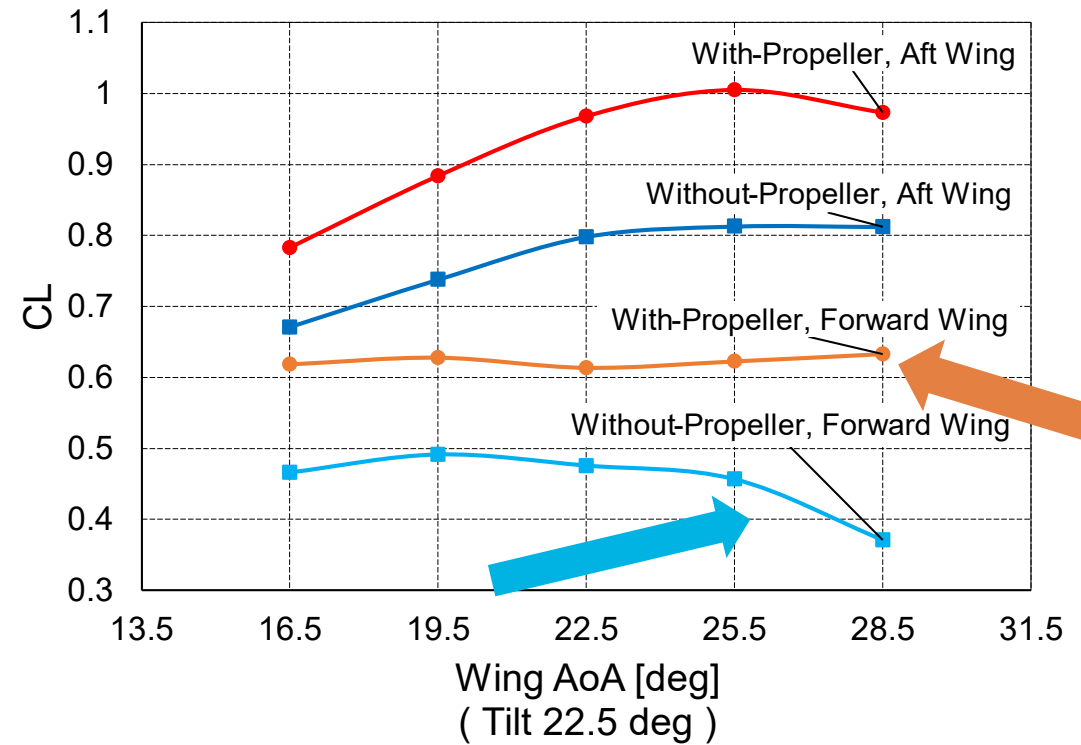
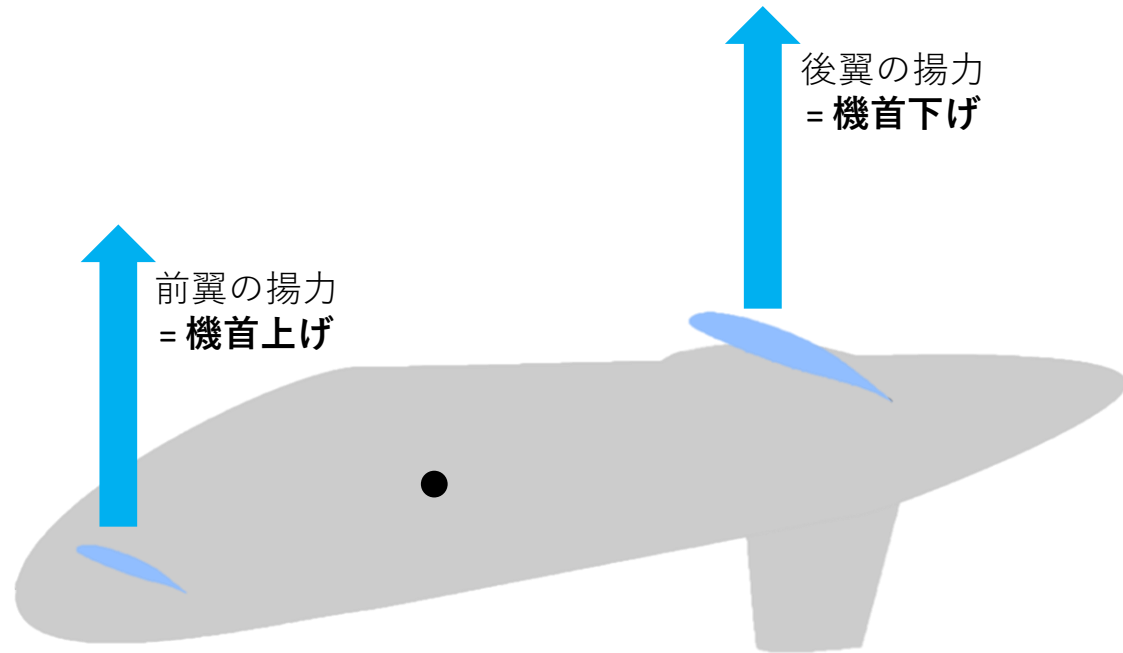


部位ごとの C_m 特性

前翼の $C_{m\alpha}$ に差異が見られる

7. 遷移飛行中の縦安定性

前後翼の揚力特性

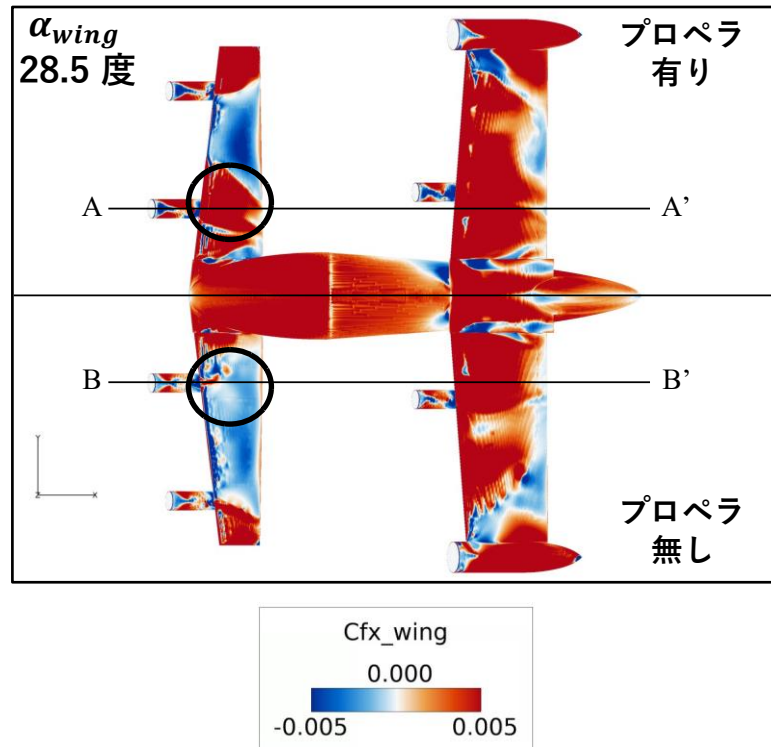


前後翼の C_L 特性

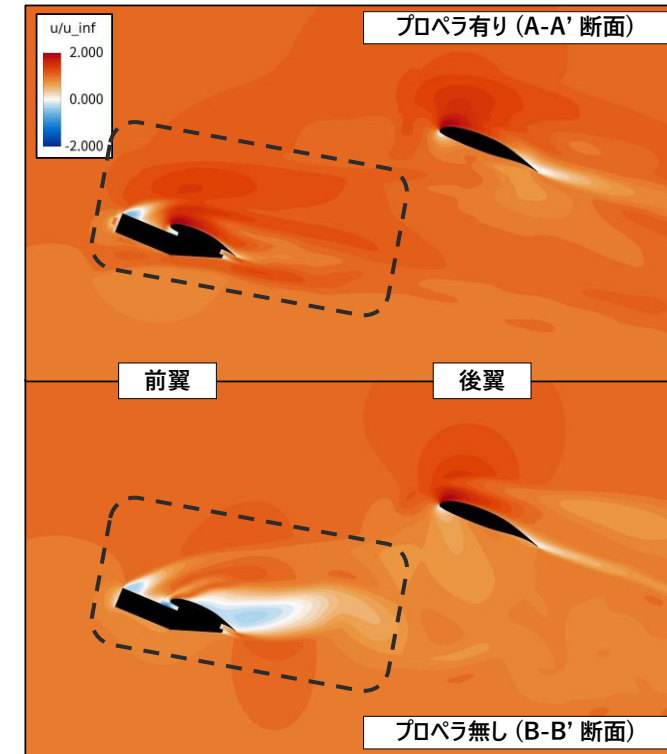
プロペラ無しでは前翼が先に揚力を失う

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 ($\alpha_{body} = 6.0$ deg, $\alpha_{wing} = 28.5$ deg)

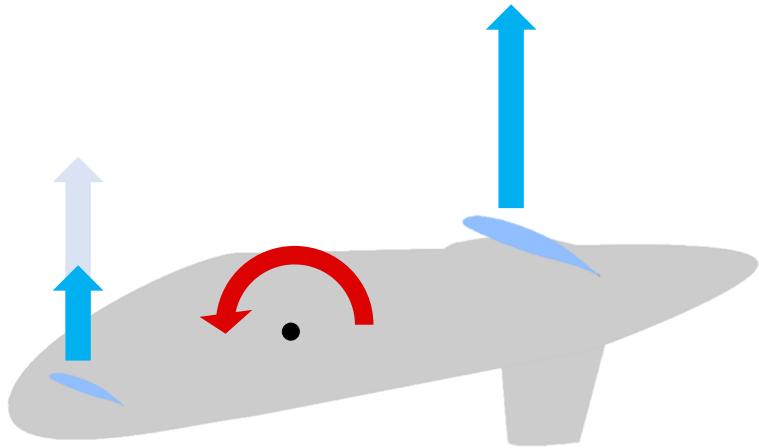


u/u_{inf} ($\alpha_{body} = 6.0$ deg, $\alpha_{wing} = 28.5$ deg)

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

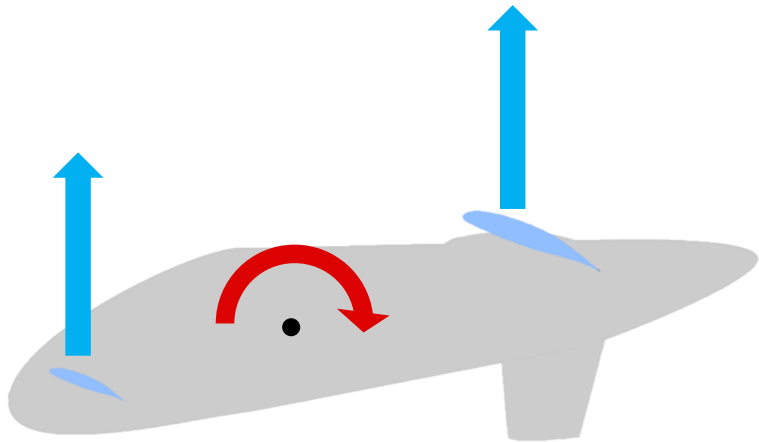
7. 遷移飛行中の縦安定性

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



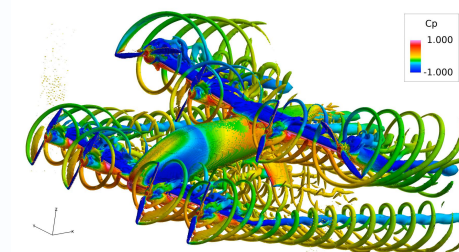
プロペラ有り：

前翼の揚力が減少せず，縦安定性が失われる

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¹, 保江 かな子², 福地 亮太³, 岸 祐希², 大山 聖¹

ISAS/JAXA¹, JAXA², 株式会社SUBARU³