

ヘリコプタブレードの風洞計測技術とCFD解析

小西 晃平

東京農工大学 亀田研究室 D2

回転翼機: 次世代エアモビリティ (ドローン・エアタクシー)

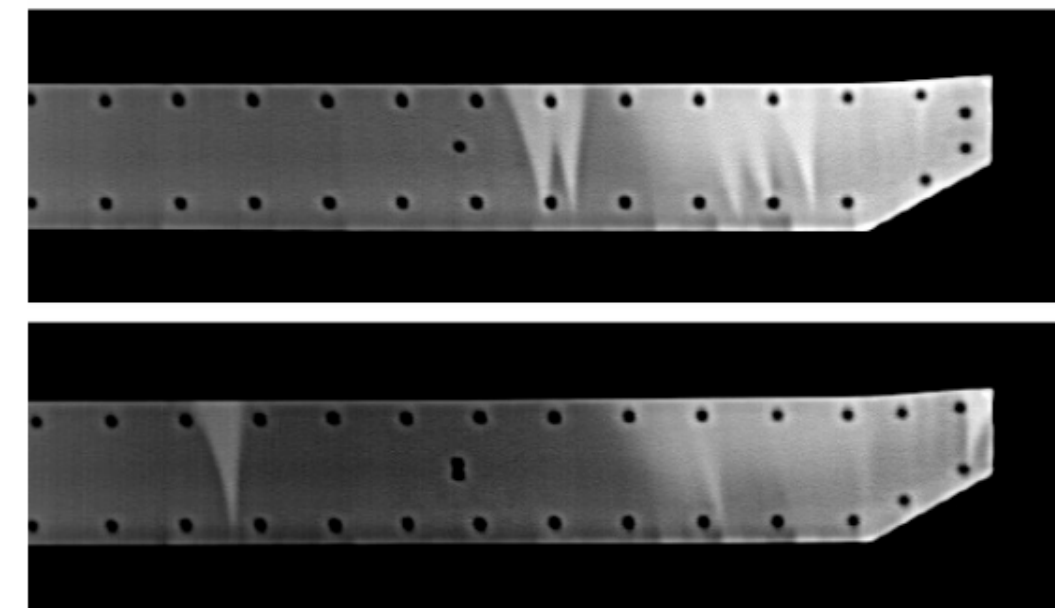
機動力を要求されるミッションへの適用が期待

- 遠隔地への小規模物資/人員・旅客の輸送 (災害時等)

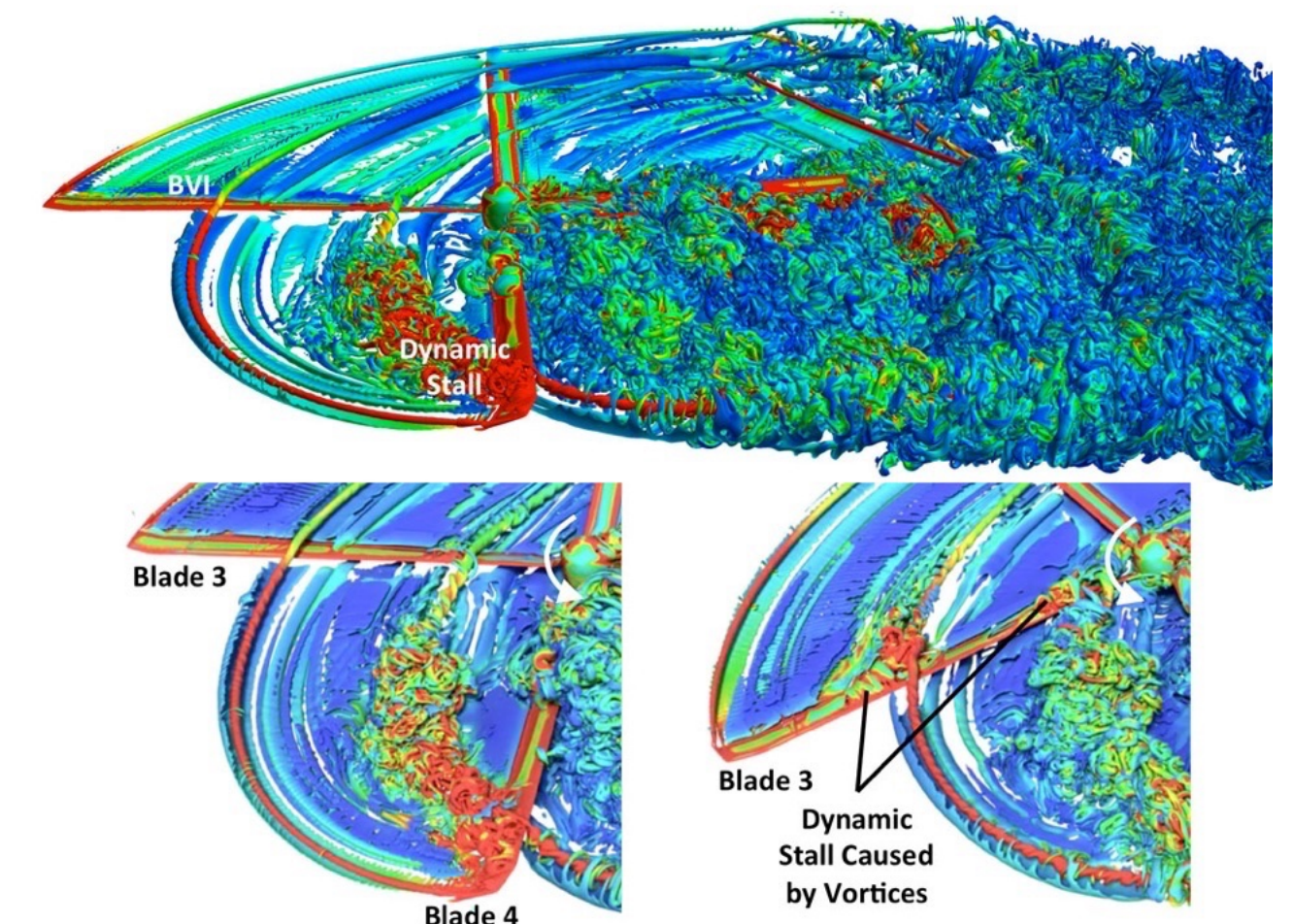
数値シミュレーション: 機体開発の効率化に寄与

回転翼まわり流れに特徴的な流体現象:

- Blade-vortex interactions (BVI)
- 後退側での Dynamic stall
- 動的な境界層遷移
- 複数ロータ間の干渉
- ...etc.



R. Jain, *AIAA SciTech Forum*, 2024,
AIAA 2024-0893



(c) NASA

このような問題への**適用可能性評価** (妥当性評価) が重要

空力弾性: 回転翼まわりの流れに影響する重要な現象のひとつ

CFD/CSD 連成解析: 空力弾性現象を数値的に解析する手法

移動・変形物体の解析において, 解析結果/各種モデルの妥当性評価が難しい

- **流体側:** 乱流 / 遷移モデル, 格子生成, etc...
- **構造側:** 物性値, 構造ダイナミクスのモデル (beam modeling), etc...

○ 6分力天秤で計測可能な力 (推力など) の実験/計算比較

— **流れ場 (圧力場, 速度場, 境界層遷移) の 実験/計算比較**

- 実際の変形形状 をシミュレーション上で再現することが困難

実験/数値シミュレーションを統合した解析プラットフォームの構築

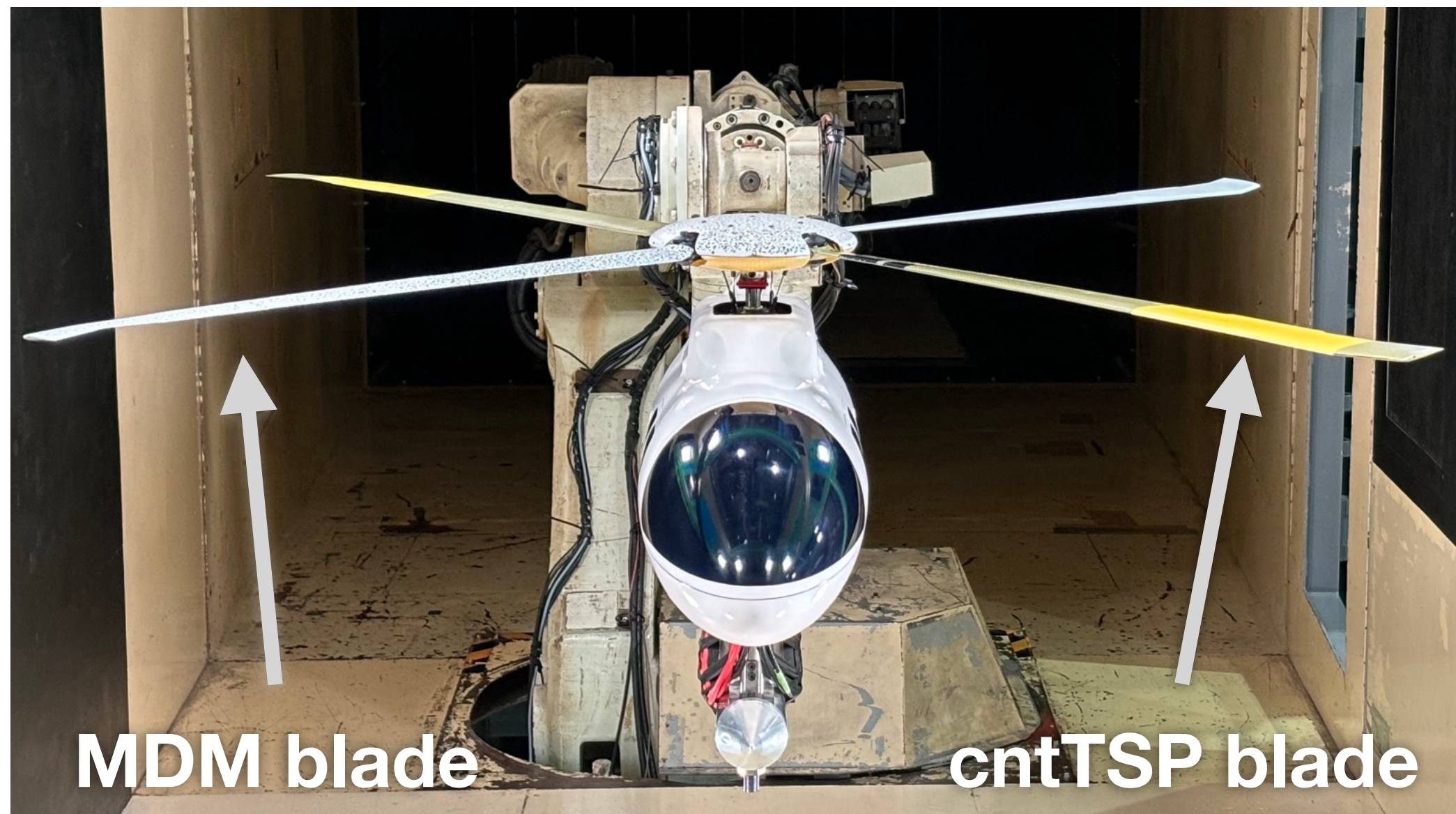


Fig: Test model

計測項目

- ブレードの変形形状計測 (stereo DIC)
- ブレード上の境界層遷移計測 (cntTSP)

概要

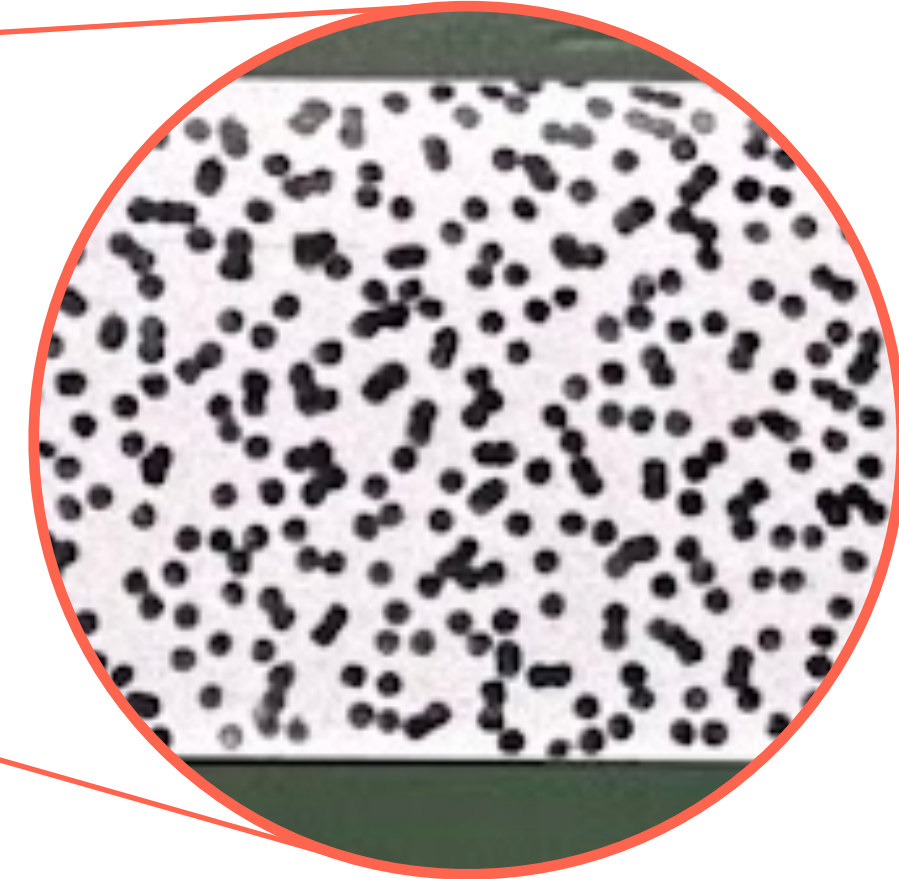
- 2m × 2m 低速風洞 @ JAXA 調布航空宇宙センター
- ブレード形状: UH-60A のメインロータ
- Rotor radius: 765 mm

気流条件

- ホバリング条件 (通風なし)
- ロータ回転数: 940 rpm
- 推力条件
 - 低推力: $C_T = 2.4 \times 10^{-3}$
 - 高推力: $C_T = 5.4 \times 10^{-3}$

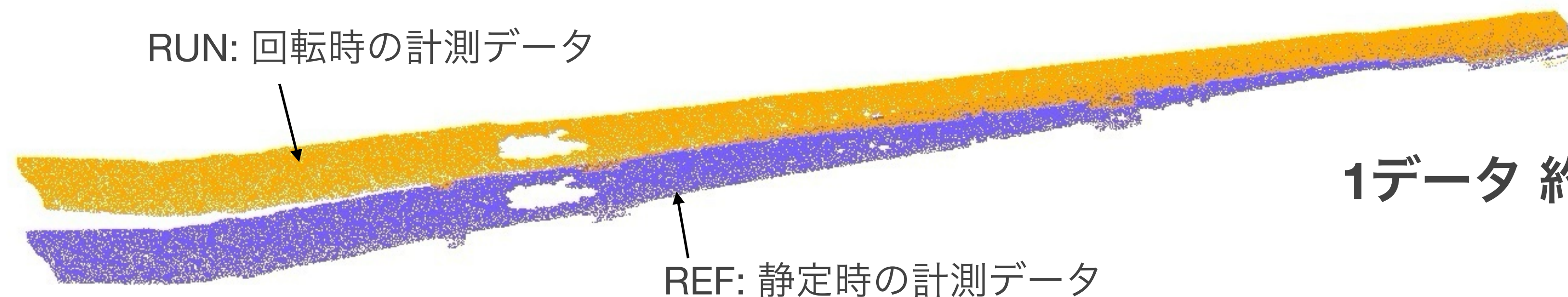
ブレードの変形形状計測

■ ステレオデジタル画像相関: Stereo digital image correlation (stereo-DIC)



- ランダムなドットパターンを塗装したブレードを使用
- 2台のカメラを用いたステレオ計測
- 変形前後での表面パターンの移動量解析

高解像度な表面形状データを取得可能 (~ pixel)



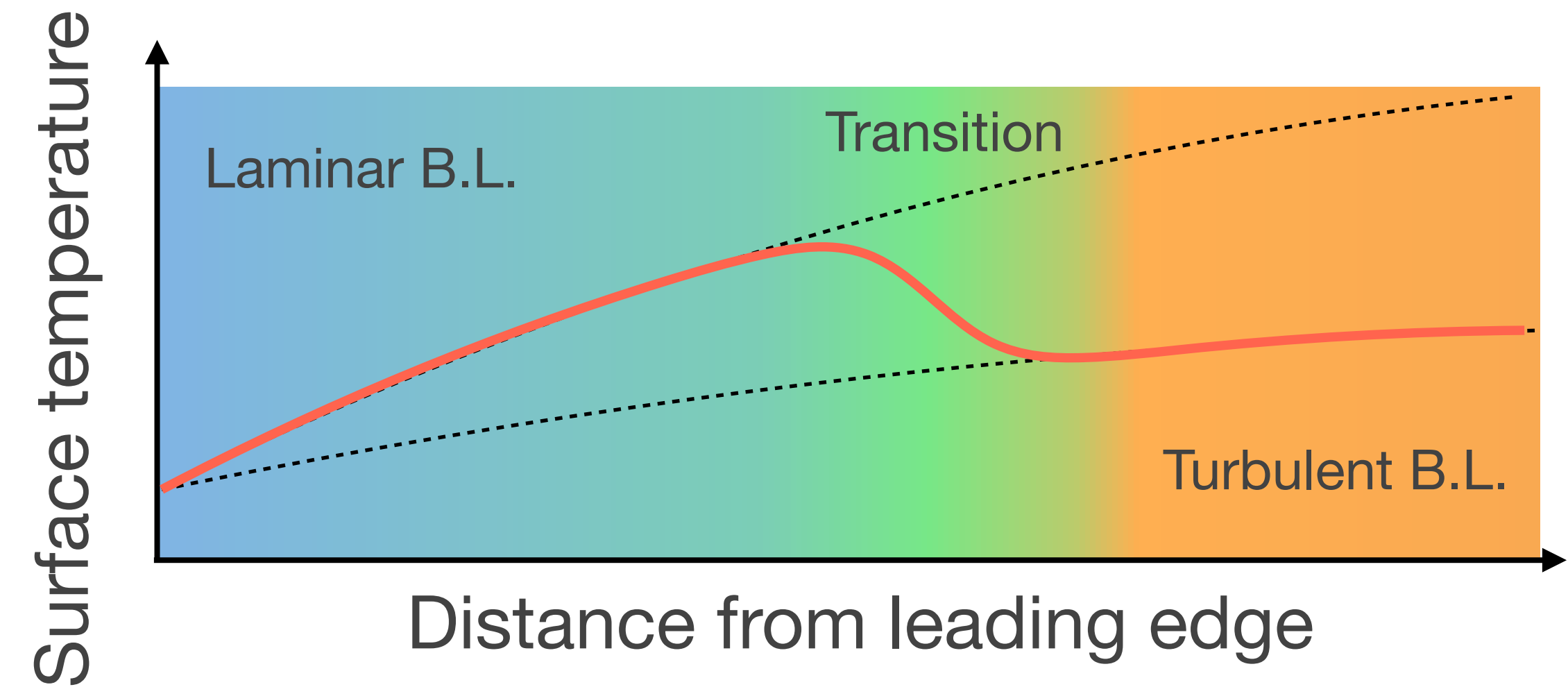
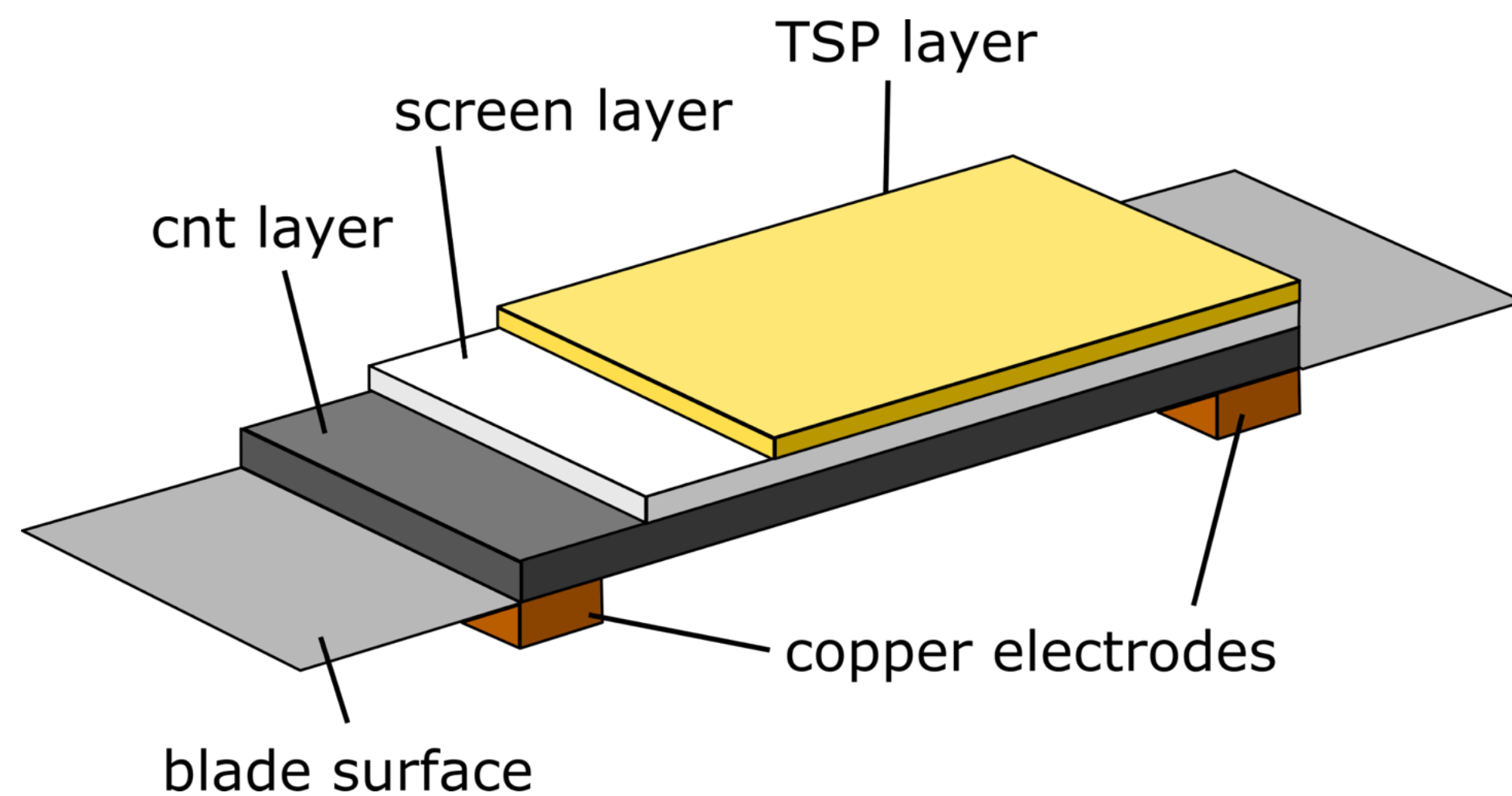
1データ 約160万点 の表面点群データ

Wind Tunnel Test

cntTSP 境界層遷移計測

cnt: カーボンナノチューブ (carbon nanotube)

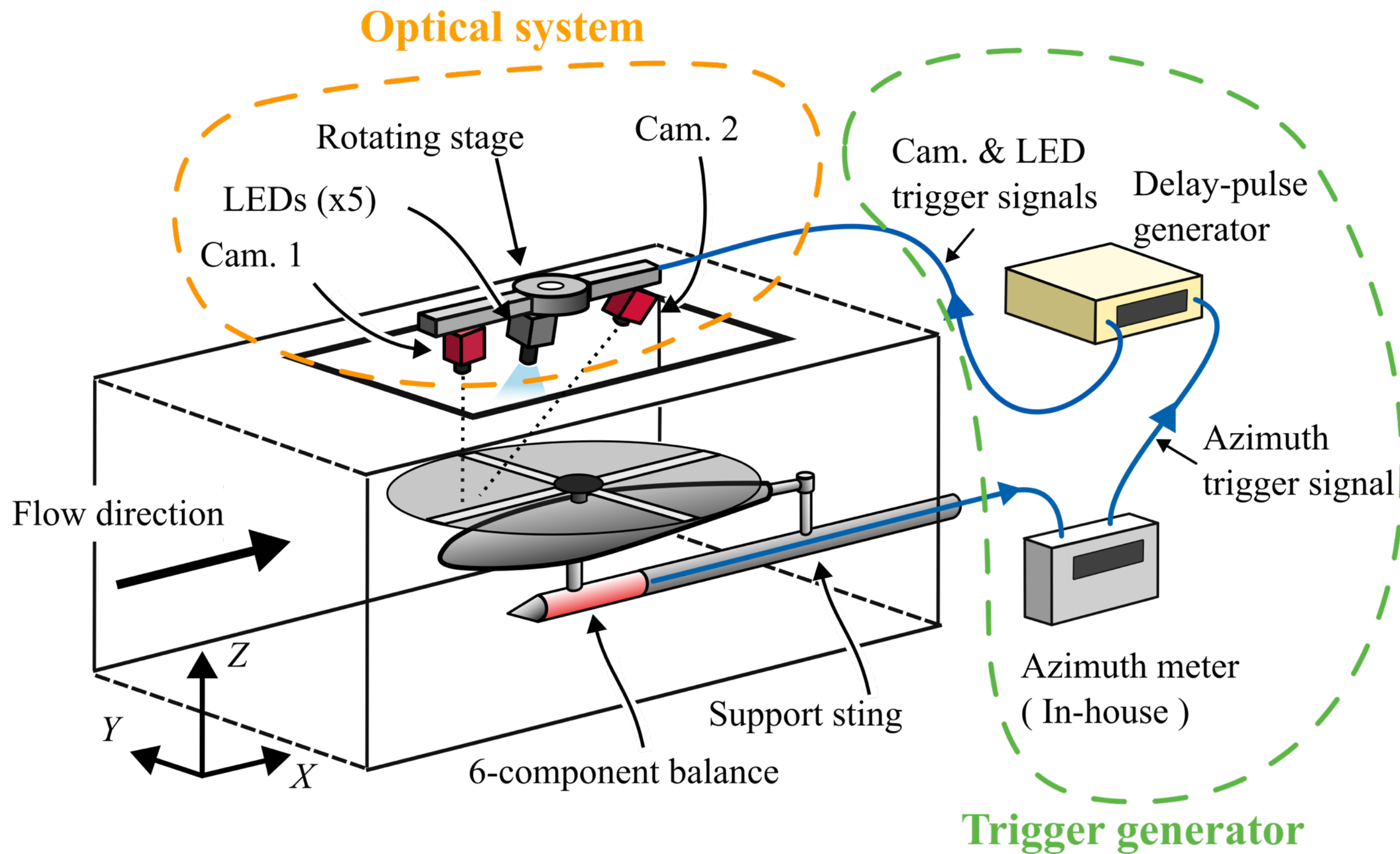
TSP: 感温塗料 (temperature sensitive paint)



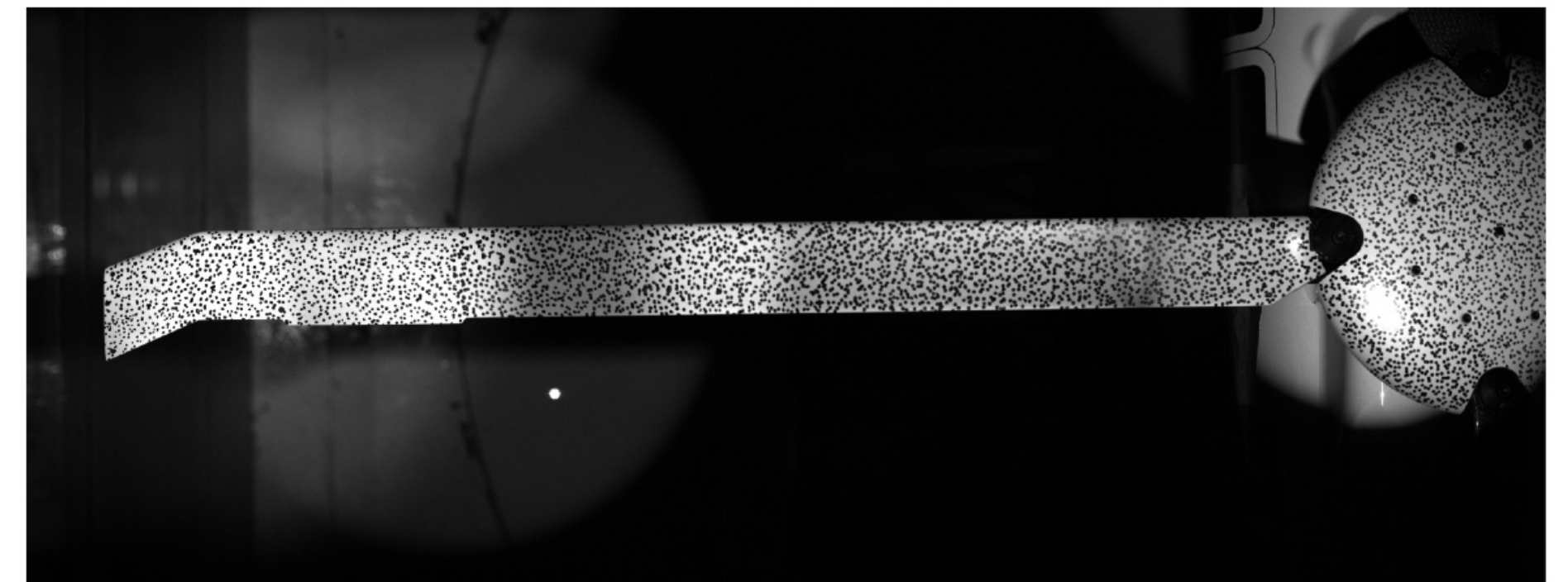
境界層遷移計測の概要

- 層流/乱流 境界層での 熱伝達率の違い
- 等熱流速で表面加熱 → 層流/乱流で表面温度に差

CFDの妥当性検証に耐える高精度計測 → 高空間解像度計測



- 計測対象ブレードに限定した計測
- 回転ステージにより計測系ごと回転させることで、任意方位角における計測が可能



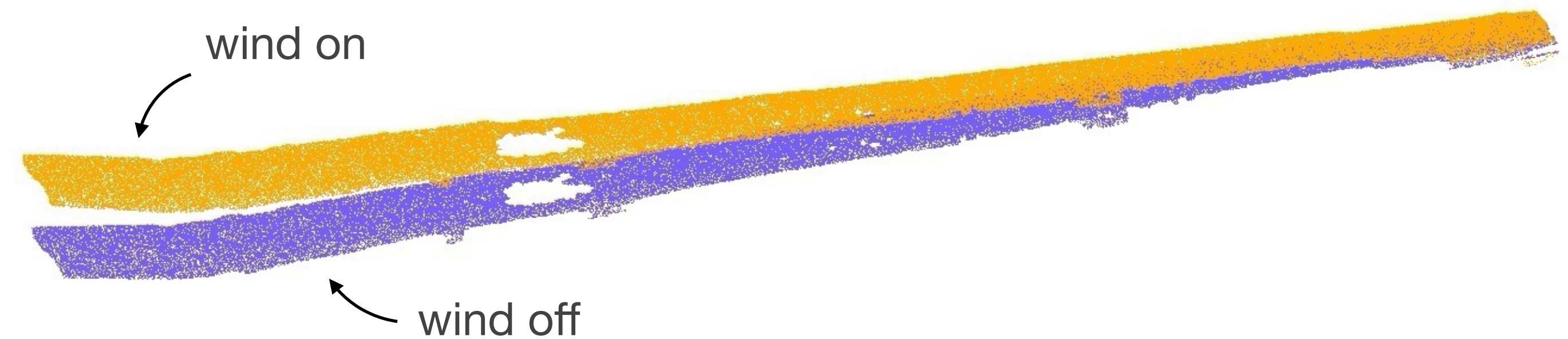
↑ 計測範囲

計測対象ブレードを変更することで、ほぼ同一セットアップで 変形計測 / 境界層遷移計測を実施可能

風洞実験とCFDの統合解析

変形形状計測データ:

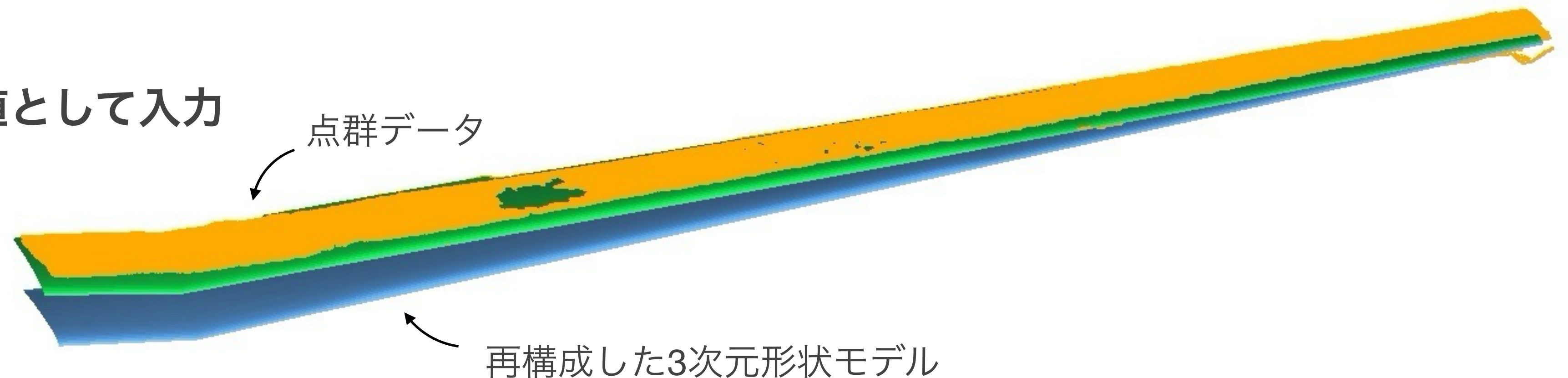
- 変形前後のブレード表面点群データ
- 2台のカメラの視野外は取得不可
(e.g. ブレード裏面など)



表面点群データからブレードの変形パラメータ (lead-lag, flap, torsion) の推定 & 3D形状再構成



変形量を CFDソルバに既知の値として入力



風洞実験での変形形状を再現したCFD解析が可能

変形形状再構成

各計測方位角で個別に変形パラメータを再構成

計測方位角	ψ_1	ψ_2	$\dots$	ψ_n
再構成した 変形パラメータ	x_1	x_2	$\dots$	x_n

Discrete Fourier transformation (DFT)

$$x(\psi) = \sum_{k=0}^{\lfloor n/2 \rfloor} a_k \sin k\psi + b_k \cos k\psi$$

フーリエ係数を求める

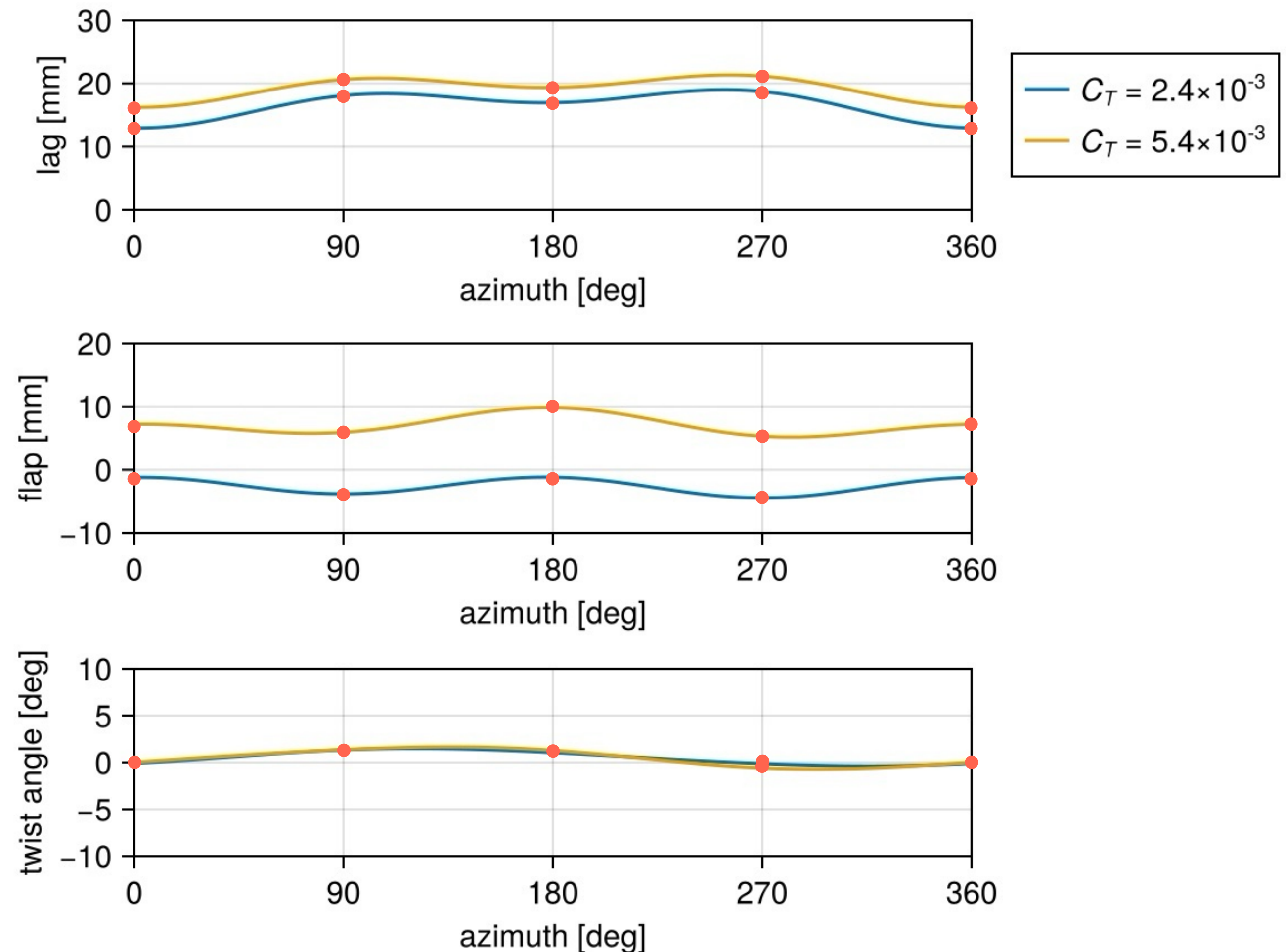
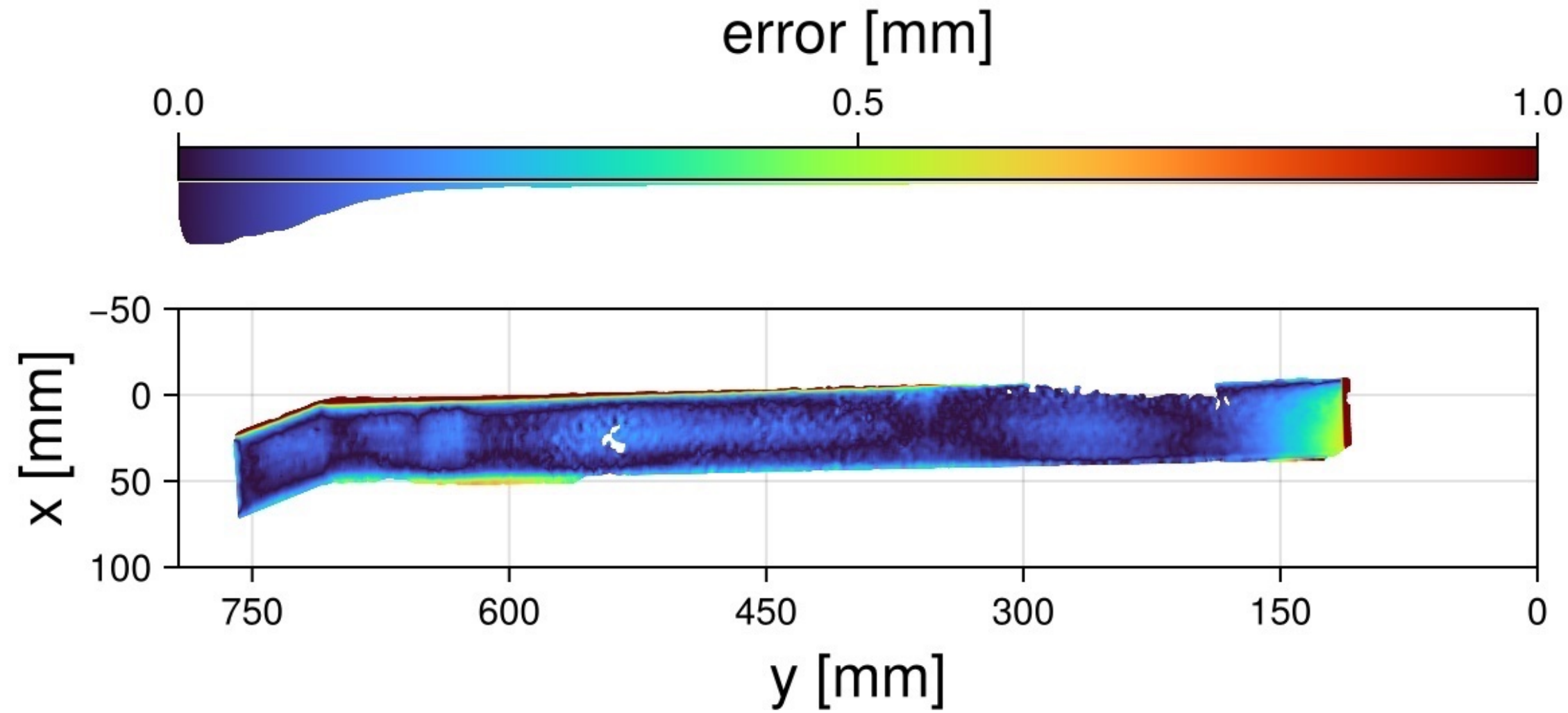


Fig: Reconstructed tip deformation

変形形状の再構成

Low-thrust



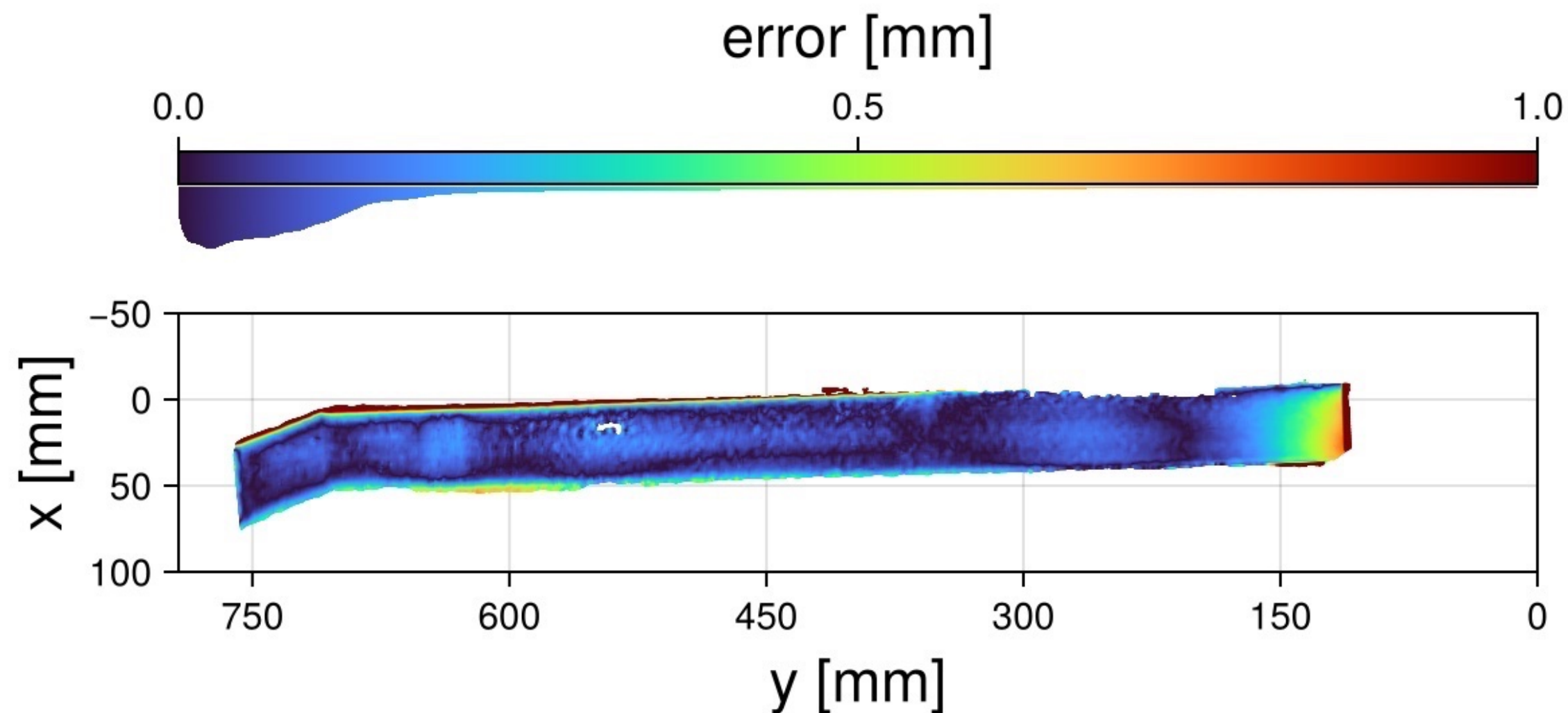
翼端部を除き

0.3 mm 未満の精度で3次元形状を再構成

翼根部での誤差: 再構成の際に仮定した境界条件の誤差

→ 空力予測への影響は小さい

High-thrust



CFD ソルバ: rFlow3D

移動重合格子を使用

- ブレードの回転/変形 を追跡

Flow condition

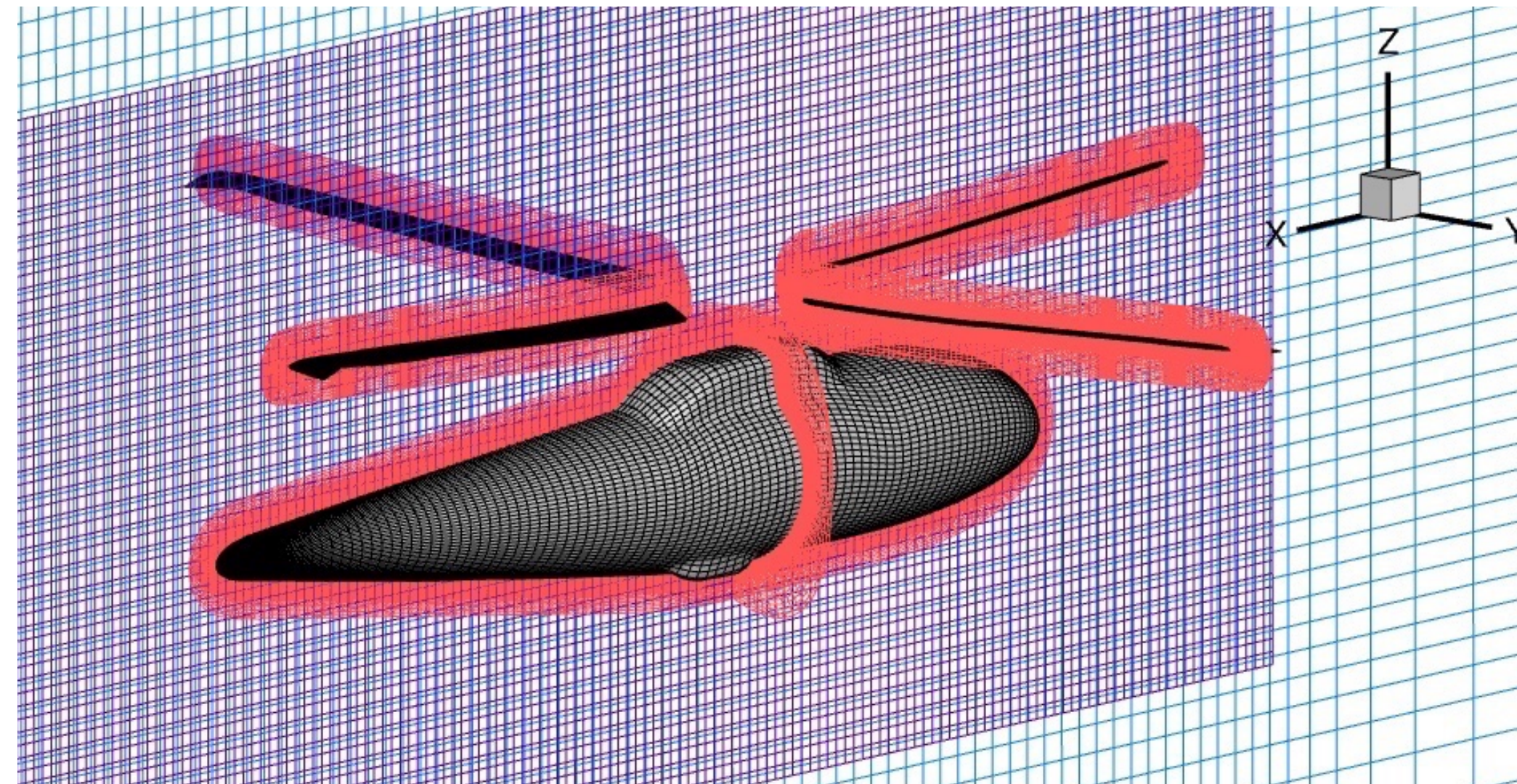
Freestream velocity	0.0 m/s
Rotor speed	940 min ⁻¹
Freestream temperature	291.7 K
Advance ratio	0.0

Numerical scheme & models

Reconstruction	Fourth-order compact MUSCL
Advection term	Modified SLAU
Time integration	Background: 4stage-RK Object: LU-SGS
Turbulence model	SST-2003
Transition model	$\gamma - \text{Re}_\theta$

計算格子

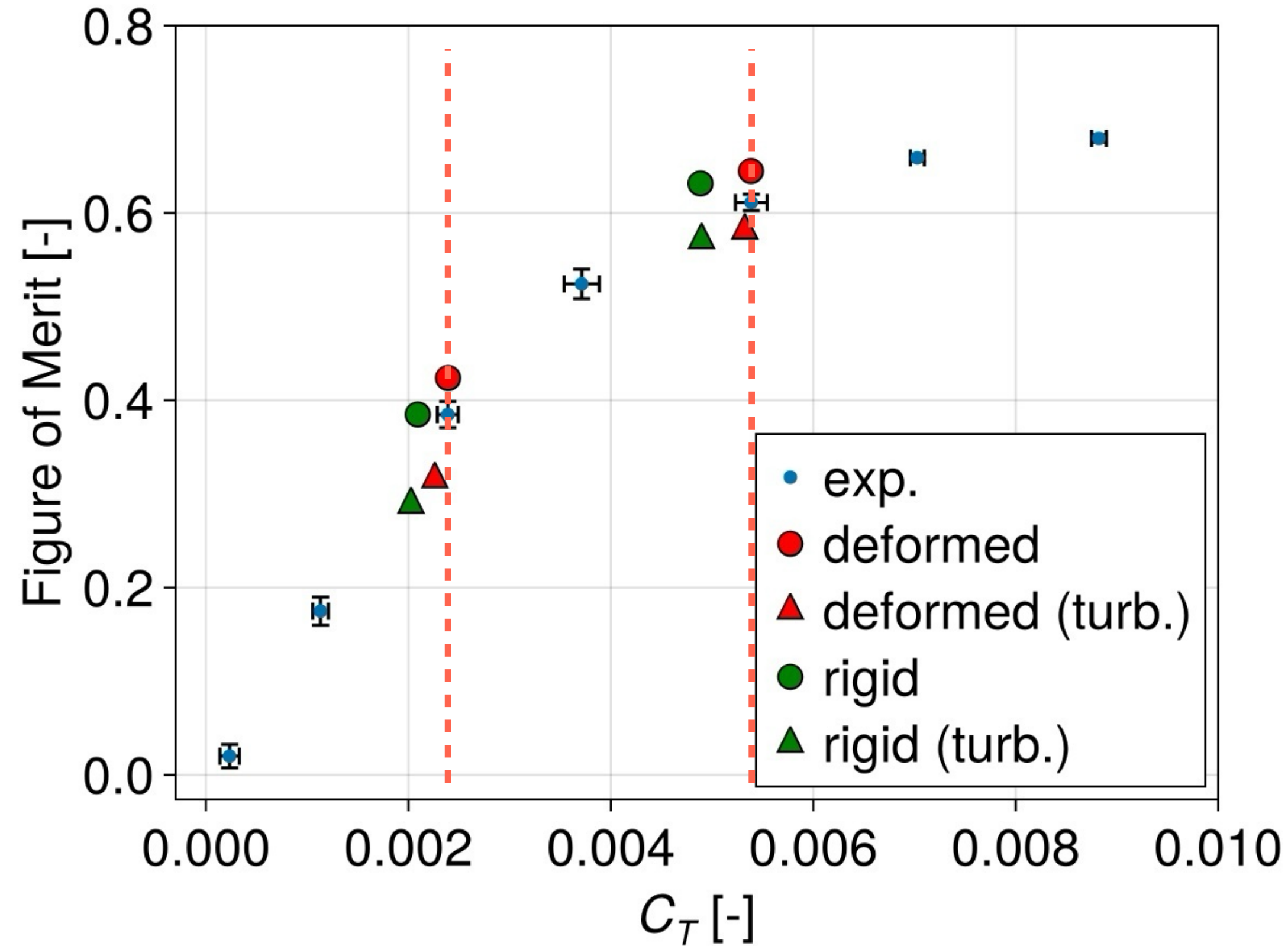
総格子点数: 約1400万点



計算ケース

① 空力弾性変形 ② 境界層遷移 の影響を考察するため

- 変形ブレード (提案手法)
- 剛体ブレード
- 自然遷移 (遷移モデル使用)
- 全面乱流



Annotations

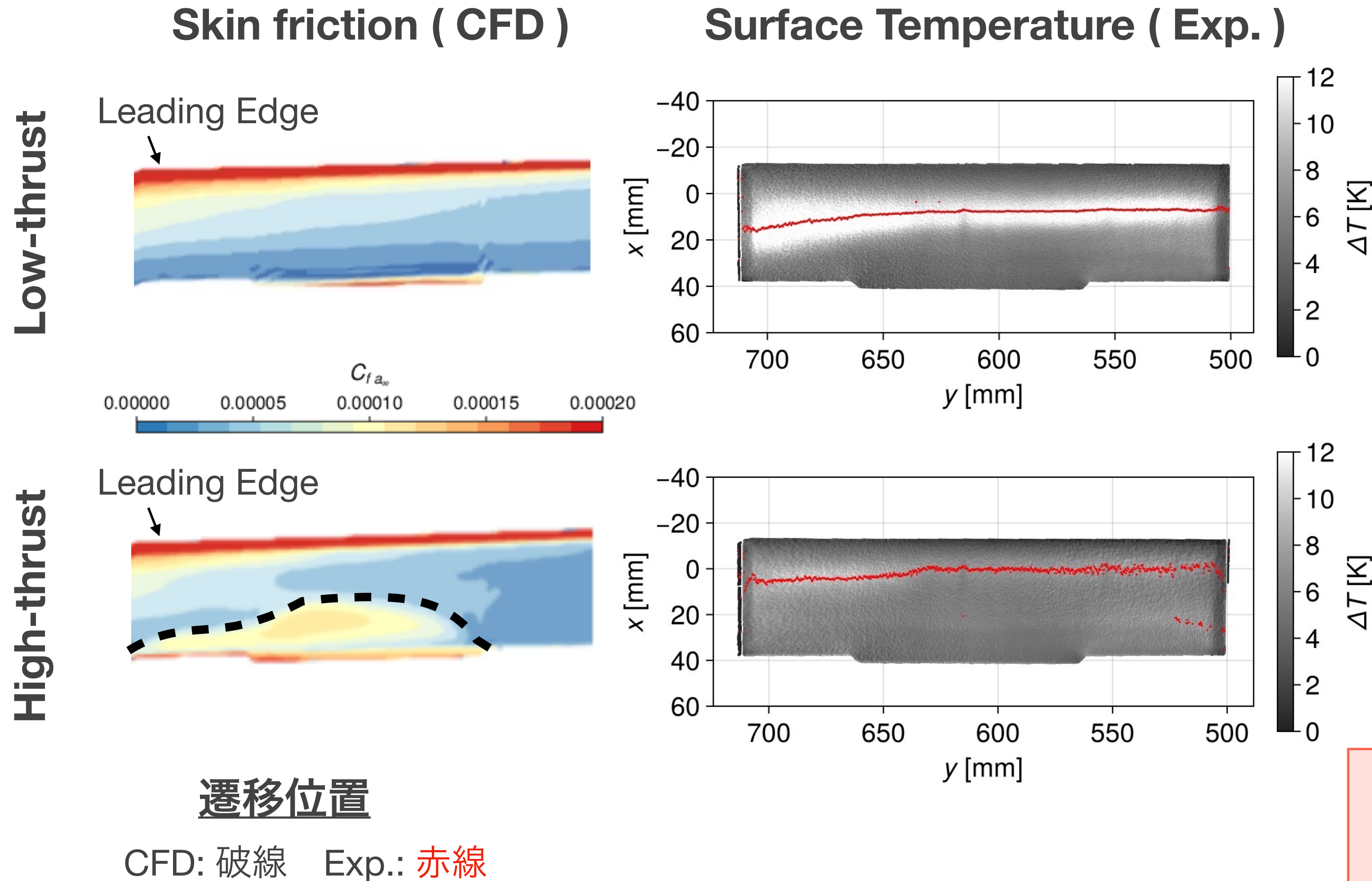
- **Unmarked:** 遷移モデル使用
- **turb.:** 全面乱流 (遷移モデルなし)

Fig: C_T vs Figure of Merit

Table: 推力の予測誤差 (exp. vs. CFD)

	Low thrust	High thrust
Rigid	12.4%	9.3%
Deformed	1.1%	0.6%

- 推力係数は実験値との誤差が大幅に改善
- FM 予測値は依然として一定の乖離
→ ブレード上遷移位置予測の誤差が影響している可能性



- 低推力ケース: 境界層遷移 (skin friction の増大) は見られない
- 高推力ケース: 後縁付近 / 局所的 に遷移を予測
- 遷移モデルはさらなる改善が可能
- 横流れ成分の考慮 など

移動変形物体に対する
流れ場の定量的な比較が可能

Fig: Transition location in Exp. and CFD

実験計測データを用いた 移動変形物体まわり流れの数値シミュレーション技術の確立

- 変形計測データからブレードの3次元形状モデルを再構成する手法の構築
- 再構成した3次元形状を用いたCFD解析の実行
- 風洞実験で計測された, ブレード上境界層遷移の予測精度について評価

CFD解析の妥当性評価を行う一手法

Future works

- 変形形状再構成手法のさらなる高度化 (精度向上, 高速化 等)
- 移動変形物体に対する CFD解析技術のさらに詳細な妥当性検証
- e.g. 前進飛行における境界層遷移, 表面圧力分布 (PSP), ... etc.