

火星ヘリコプタ『HAMILTON』 に関する数値解析

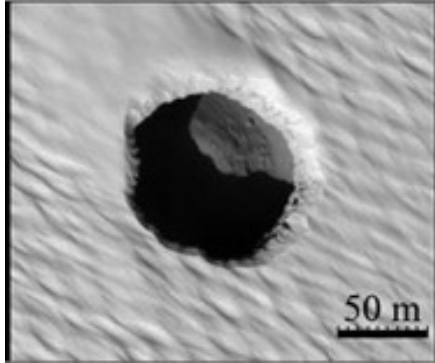
工学院大学
航空熱流体工学研究室

佐藤 允, 武藤 悠太, 吉川 昂汰

2022/03/16

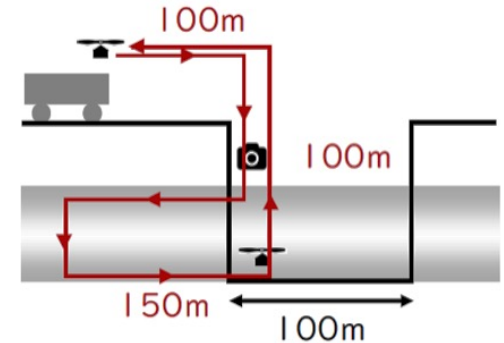
火星地下空洞探査

火星に存在する縦孔・地下空洞の探査



火星表面の縦孔
Cushing *et al.*, (2015)

- 断層の観測
- 生命やその痕跡
- 有人火星探査の基地



地下空洞探査ミッション
Aoki *et al.*, (2018)

ヘリコプター型探査機を用いた探査が検討

火星の大気密度は地球の約1/100, 音速は地球の約2/3であり, 空力性能向上が鍵となる

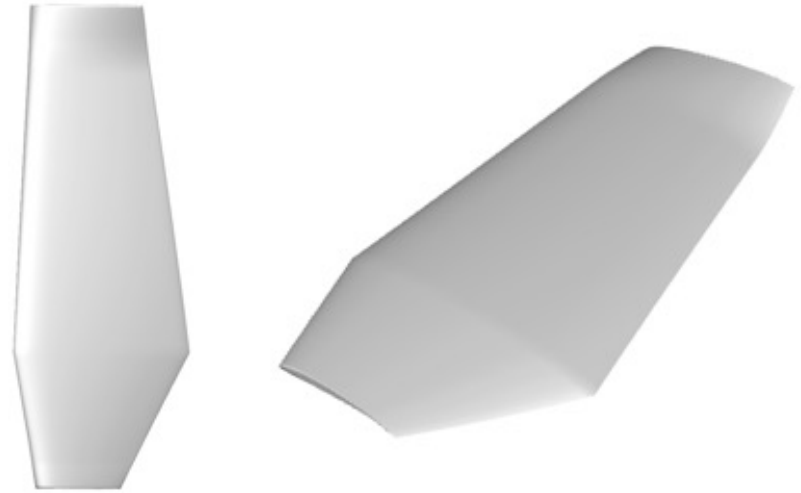
火星ヘリコプター HAMILTON

3

(HexAcopter for Martian plT crater exploraTiON)



HAMILTON 概略図



ブレード平面形状

- 可変ピッチ
- マルチコプター型(ヘキサローター)
- 最適化に基づくブレード平面形状 杉浦ら, (2020)
- 最適化に基づく翼断面形状 etc.

火星大気条件におけるローターの
空力特性や流れ場の詳細は不明

1. 『HAMILTON』用ロータにおける翼端マッハ数効果
2. 『HAMILTON』用ロータの数値解析と計測実験の比較(今回は非公開)
 - 閉空間の影響
 - 実験との比較

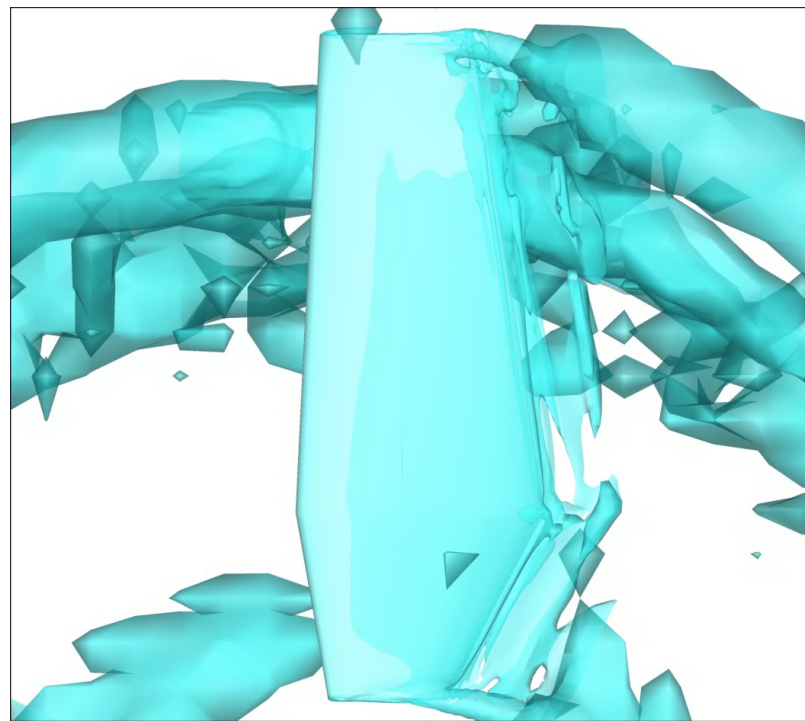
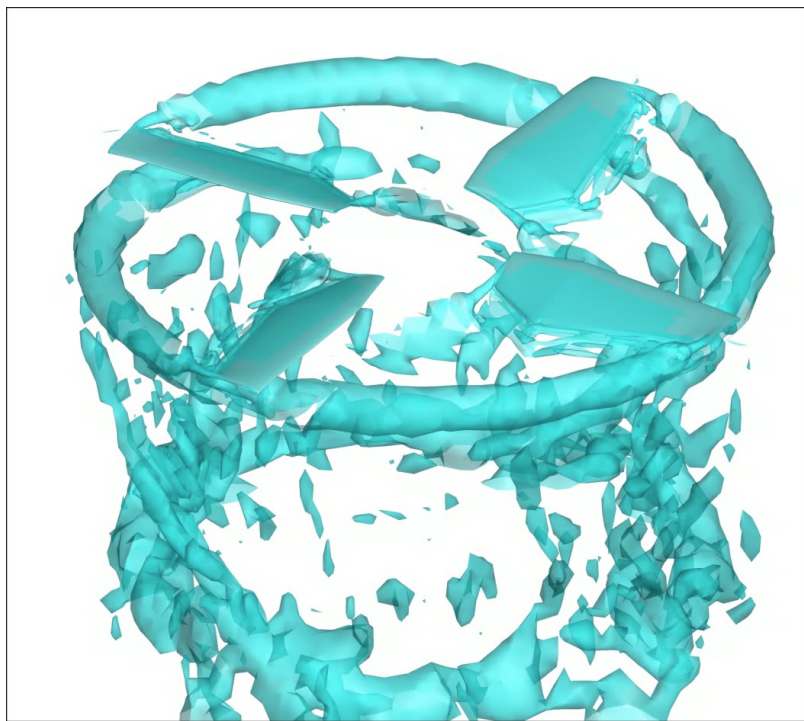


低圧タンク



ローター

『HAMILTON』用ロータに おける翼端マツハ数効果



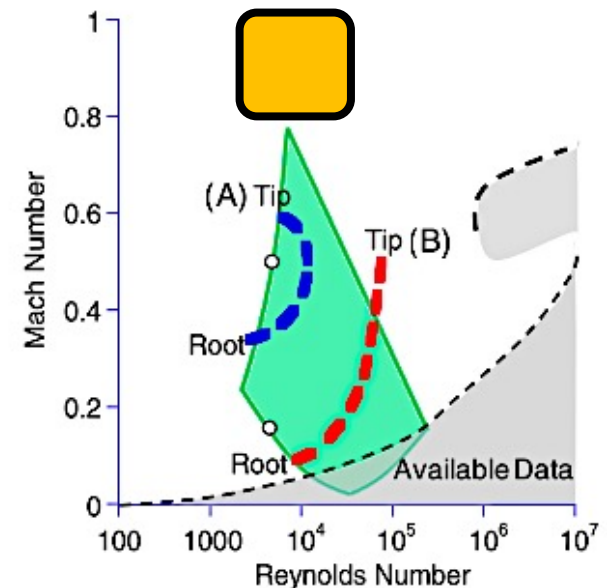
目的

6

ロータの翼端マッハ数が
性能や流れに与える影響を示す



低レイノルズ数・高マッハ数
環境下における回転翼周り
流れの特性を明らかにする



Munday *et al.* (2015)

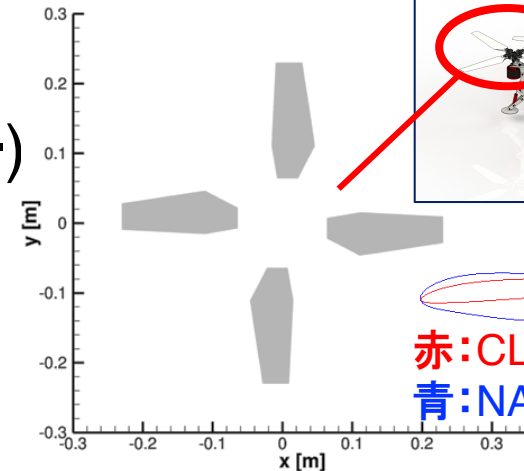
計算対象および火星大気条件

● 計算対象

- ブレード枚数 : 4(シングルローター)
- ローター半径 : 0.23 [m] ($AR \approx 3.5$)
- 翼断面形状 : CLF5605

● 火星大気条件 Koning *et al.*, (2019)

密度	: 0.017 [kg/m ³]
温度	: 223.2 [K]
気体定数	: 188.9 [J/(kg·K)]
比熱比	: 1.289
粘性係数	: 1.130×10^{-5} [Pa·s]
静圧	: 0.7166 [kPa]
音速	: 233.099 [m/s]
プラントル数	: 0.72
レイノルズ数(音速基準)	: 3.5068×10^5



赤: CLF5605
青: NACA23012(参考)



計算条件

翼端マッハ数(M_{tip})	回転数 [rpm]	レイノルズ数	ピッチ角 [deg.]	推力 [N]
0.5	4839	6622	11.97	0.784
0.6	5807	7946	11.73	1.13
0.7	6775	9270	11.49	1.54
0.8	7742	10594	11.23	2.01
0.9	8710	11919	11.03	2.54
1.0	9678	13243	10.89	3.14
1.1	10646	14567	11.29	3.80
1.2	11614	15892	11.82	4.52

※レイノルズ数はブレード半径方向75%位置のコード長と回転速度基準

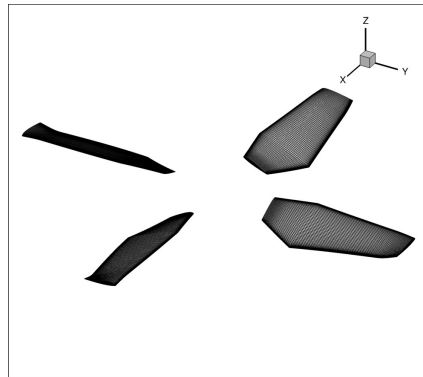
※想定ホバリング条件と推力係数(C_T)が同一となるようトリム解析を行ったため各ケースでピッチ角が異なる

計算手法および計算格子

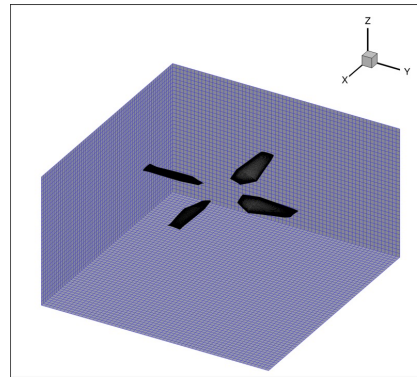
● 計算手法 (rFlow3D)

- 支配方程式 : 3次元圧縮性Navier-Stokes方程式
- 数値流束関数 : mSLAU(Modified SLAU)
- 空間高次精度化 : FCMT(Fourth Order Compact MUSCL TVD)
- 乱流モデル : なし

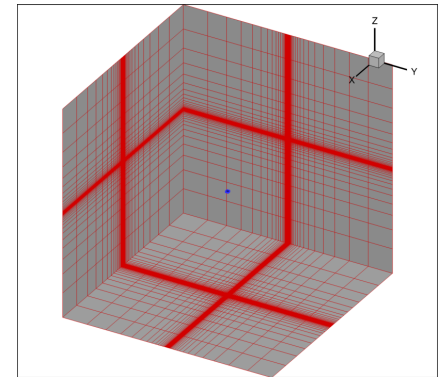
● 計算格子



ブレード周り



内側背景格子

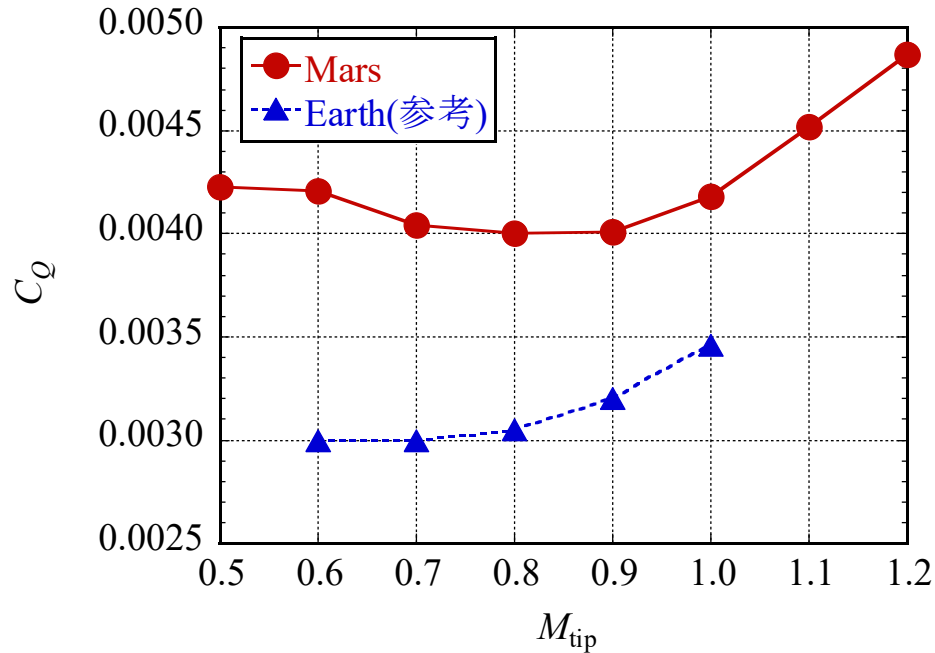


全体図

ブレード	内側背景	外側背景	全格子
90万点×4	100万点	235万点	700万点

空力性能の翼端マッハ数効果

10



トルク係数

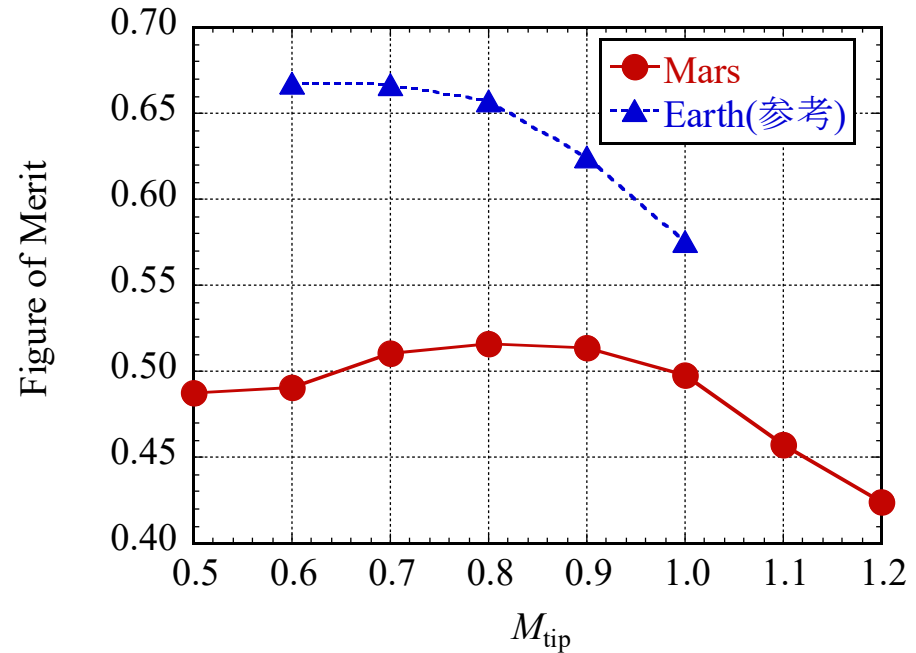
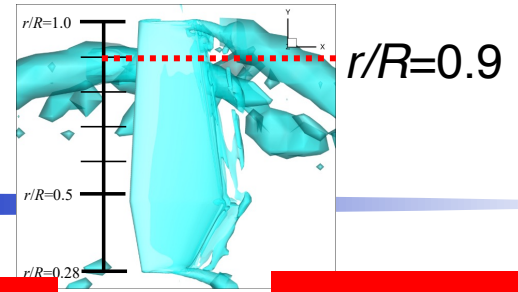


Figure of Merit

火星大気条件では $M_{tip}=0.9$ 程度まで高い空力性能を維持

地球大気条件では $M_{tip}=0.8$ 以上では空力性能が大きく低下

断面分布($r/R=0.9$)



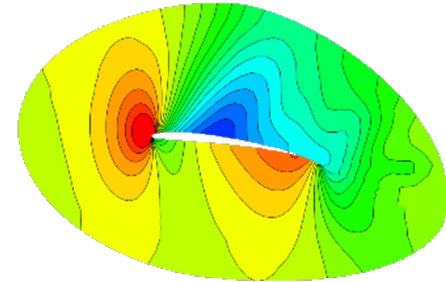
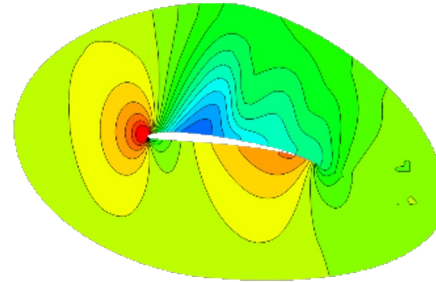
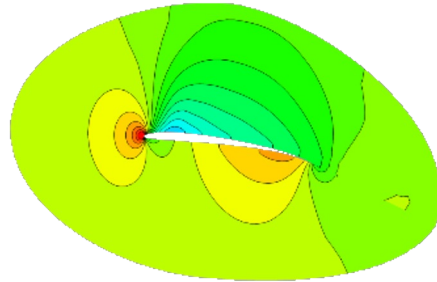
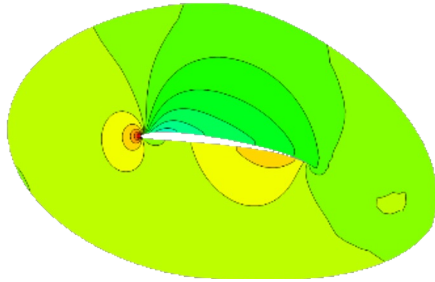
11

$M_{tip}=0.8$

$M_{tip}=0.9$

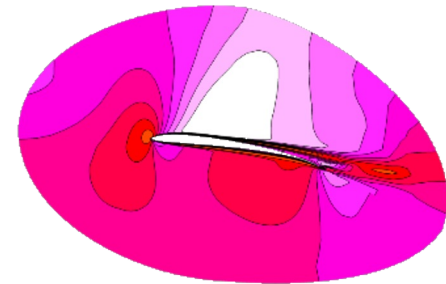
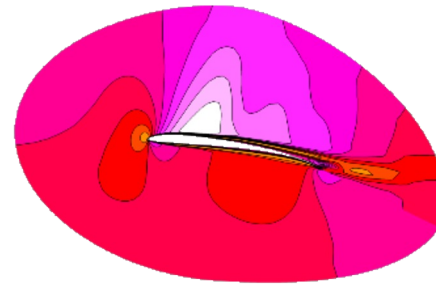
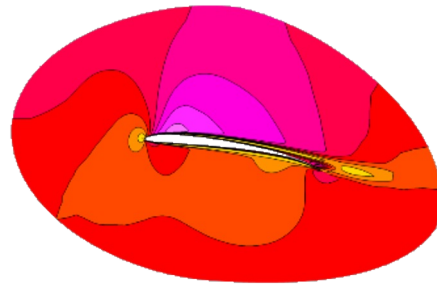
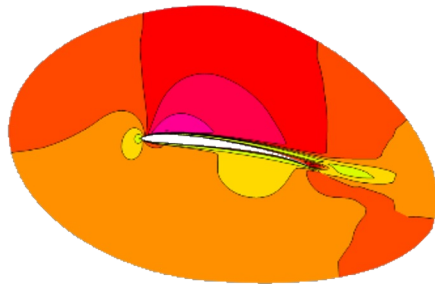
$M_{tip}=1.0$

$M_{tip}=1.1$



圧力係数分布

-0.6 0.3
 C_{pa}



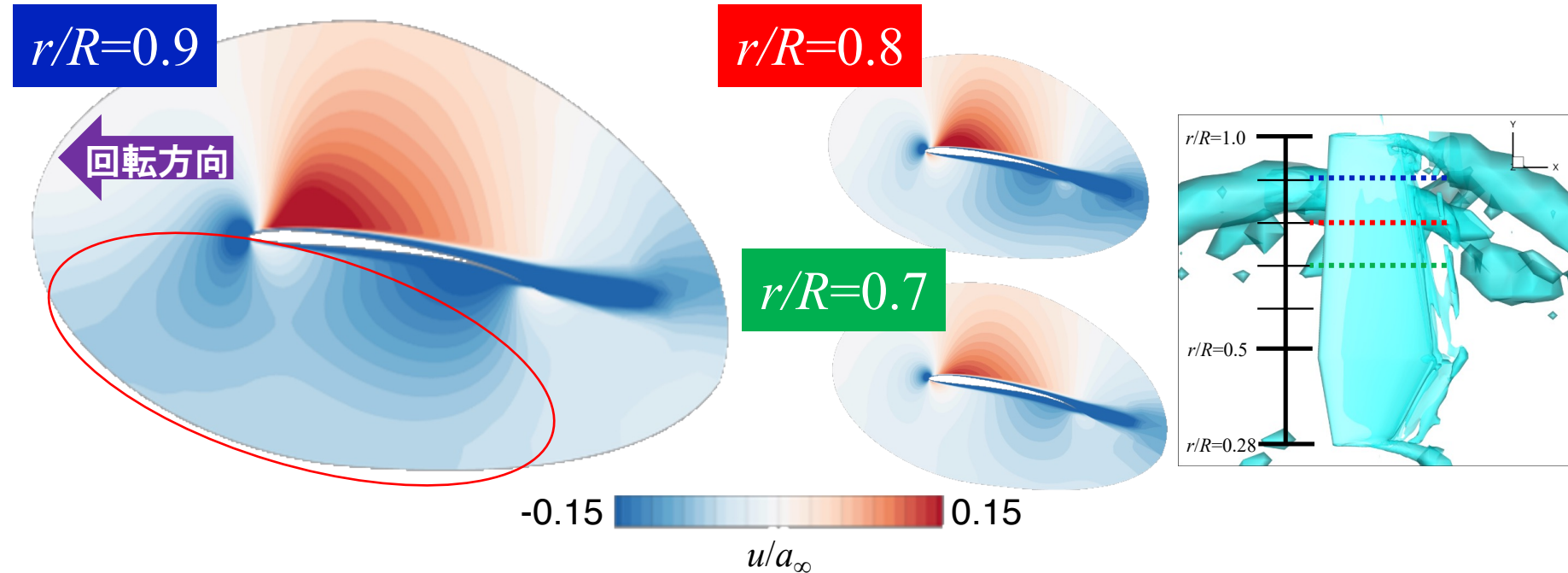
局所マッハ数分布

0.0 1.0 $M_{local} = \frac{\sqrt{(u + \omega * r/R)^2 + v^2 + w^2}}{\sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}}}$

$M_{tip}=0.9$, $r/R=0.9$ の断面で衝撃波が観察されない

断面速度分布(空間固定)

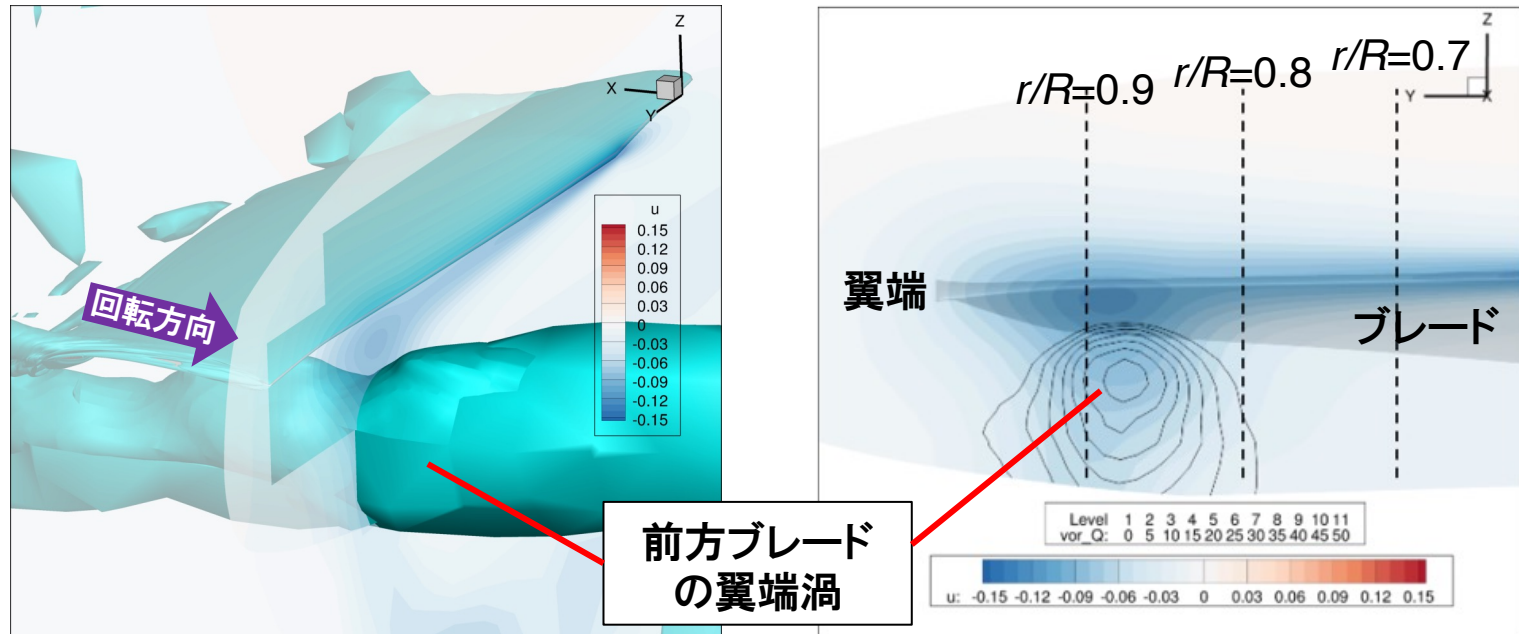
12



$r/R=0.9$ 断面の速度分布より、回転方向への流れが誘起

局所的なマッハ数が低下

マッハ数が1を超える領域がなくなり、衝撃波が形成されない

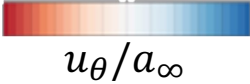


翼端渦とブレード前縁近傍の速度分布

前方ブレードが生成する翼端渦がブレード下方に存在

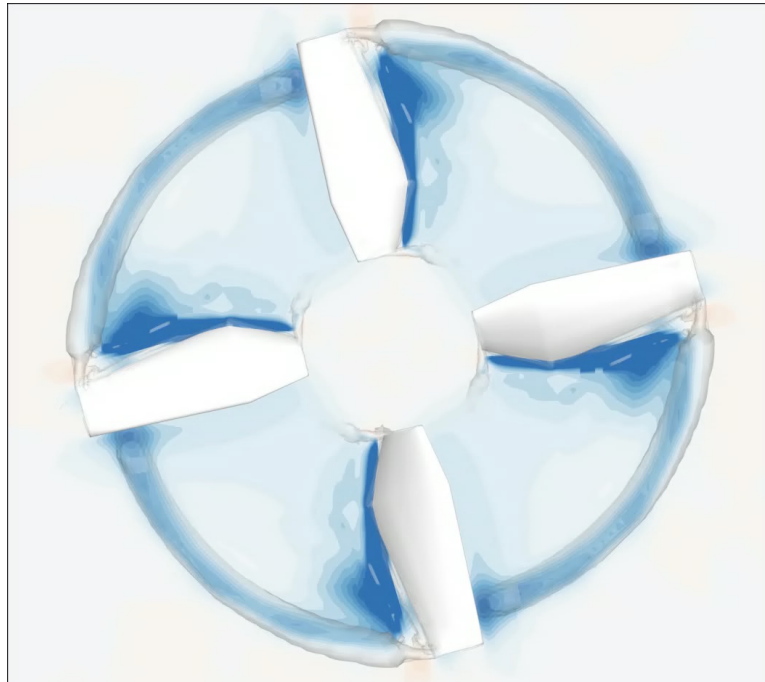
➡ 翼端渦上方で回転方向への流れが誘起

地球大気条件との比較

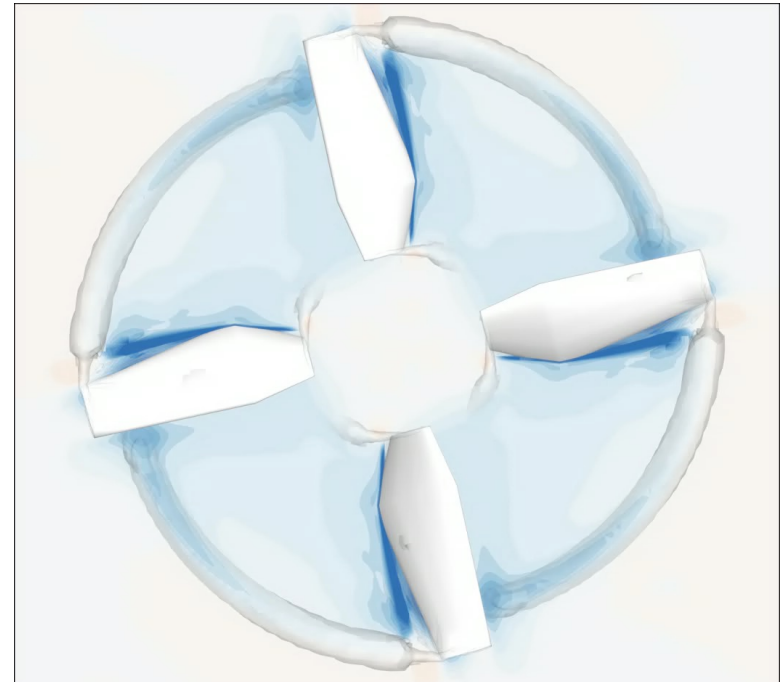
-0.1  0.1
 u_θ/a_∞

14

$M_{\text{tip}}=0.9$, Mars



$M_{\text{tip}}=0.9$, Earth



火星大気条件において翼端渦が誘起する
回転方向への流れが顕著

➡ 低レイノルズ数環境のため、粘性の影響が強い

火星ヘリコプター「HAMILTON」のローターに関する数値解析と計測実験を行い、以下の項目について調べた。

『HAMILTON』用ローターにおける翼端マッハ数効果

- 火星大気条件では翼端マッハ数が0.9のケースでも衝撃波が形成されず、地球大気条件でみられる空力性能の低下が起きない。
- 衝撃波が形成されないのは、前方ブレードが生成する翼端渦が回転方向への流れを誘起することで、ブレード翼端付近の局所マッハ数が低下するためである。

HAMILTONを翼端マッハ数0.9で運用できれば、推力が想定より25%上昇し、地下空洞探査ミッションのさらなる拡大が期待できる。