

地面効果内のヘリコプタ・ロータによるダウンウォッシュの数値解析

杉浦正彦, 田辺安忠
宇宙航空研究開発機構
菅原瑛明
(株) 菱友システムズ

Numerical Analysis of the Downwash Caused by a Helicopter Rotor in Ground Effect

by

Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe(JAXA) and Hideaki Sugawara (Ryoyu Systems Co., Ltd.)

ABSTRACT

Helicopter downwash interferes with the ground when a helicopter takes off or lands. By encountering this highly turbulent helicopter wake, two small fixed-wing aircraft were rolled over in the United Kingdom. Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is investigating the helicopter wake structure in ground effect, especially in taxiing. This year JAXA is going to conduct a helicopter flight test to measure the downwash. Before the flight test, the helicopter downwash is analyzed by CFD in this study to decide the measurement conditions. Firstly, viscous effect on velocity profiles of the downwash is investigated in an isolated rotor analysis. As a result of the governing equations comparison, the flow field in Navier Stokes equations is more realistic than Euler equations. Secondly, the downwash structures are investigated in a rotor-fuselage configuration by changing the taxiing speed. The differences between the downwash structures are clearly observed and the flow field leading to a brownout condition is simulated successfully.

1. はじめに

ヘリコプタが離着陸するとき、ダウンウォッシュは地面と干渉し、複雑な流れ場となり予測するのが難しい。このヘリコプタのダウンウォッシュは固定翼機の後方乱気流に比べて強く複雑であり、小型の固定翼機が横転する事故が英国で2件発生した[1]。JAXAでは、2014年10月末、飛行試験でこのダウンウォッシュを計測する予定である。本研究では、飛行試験に先立ち、計測条件を決めるために、CFDでヘリコプタのダウンウォッシュを解析する。

過去の研究で、ロータのみのダウンウォッシュは実験で計測され[2]、CFDでも数値的に解析されてきたが非粘性での解析であった[3]。本研究では、まず、ロータのみの解析で、ダウンウォッシュの速度プロファイルに粘性が与える影響を調べる。次に、ロータと胴体を組み合わせた解析で、前進率を変化させ、後流構造の違いを調べる。

2. 数値解析手法

CFDコードには、JAXAで回転翼機用に開発しているrFlow3Dを使用した[4]。rFlow3Dは、トリムやブレードの弾性変形を考慮して、広いレイノルズ数とマッハ数の範囲で回転翼機周りの流れを解析できるコードである。

3. 数値解析条件

解析のブレードにはHART-II [5]とONERA7AD1[6]を使用した。HART-IIはロータのみの解析に、ONERA7AD1はロータと胴体を組み合わせた解析にそれぞれ用いた。胴体形状のサイズと合うように、ONERA7AD1はスパン方向に延長している。なお、ブレード諸元は表1のようになる。また、胴体形状は、飛行試験を想定し、BK117 C-2に近づけた(図1)。さらに、飛行速度に関しては、ICAO基準のタキシング速度が20 ktで、実際の運航では40 kt程度であることを考慮し、タキシング速度を5 ktから40 ktまで変化した。計算条件をまとめると表2のようになる。いずれの飛行条件でも、翼端速度は220.8 m/sである。計算格子の様子を図2、3に示す。総格子点数は約200万点である。胴体周りの複雑形状は非構造格子TAS-Code (Tohoku University Aerodynamic Simulation Code)を使用し、ロータや背景格子には構造格子を使用している(図3)。

表1 ブレード諸元

	HART-II	ONERA7AD1
ブレード枚数	4	4
ロータ半径	2.0 m	5.5 m (originally 2.1m)
翼型	NACA23012	0.41 m
コード長	0.121 m	ONERA213 (from root to 0.7R) ONERA209 (from 0.9R to the tip)

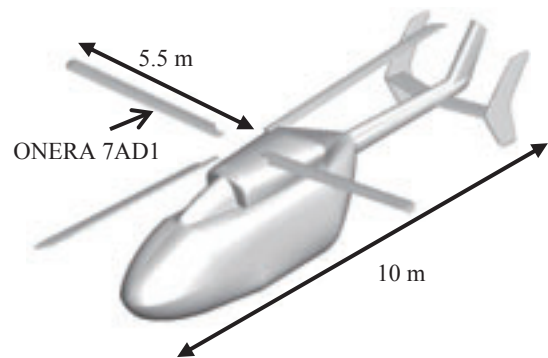


図1 ヘリコプタ・モデル

表2 計算条件

飛行条件	飛行速度 [m/s]	地面からロータ面までの高さ[m]
ホバリング	0.0	2.0
タキシング	2.57	4.1
	5.14	
	7.72	
	10.3	
	15.4	
	20.6	

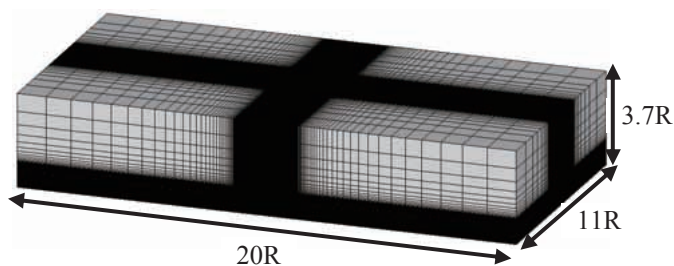


図2 CFD 計算格子サイズ

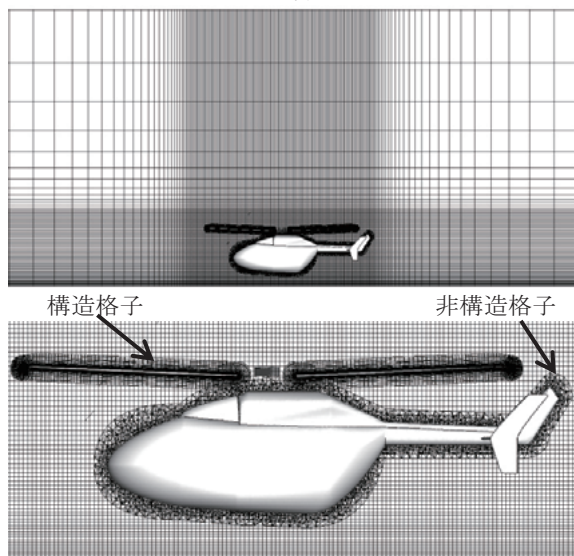


図3 CFD 計算格子 (ヘリコプタ近傍)

4. 数値解析結果

4. 1. 収束判定

まず、ロータを 40 周させたときの力とモーメントの時間履歴を図 4～7 に示す。図 4, 5 より、10 周で力はほぼ収束していることがわかる。図 6, 7 からは、15 周以降に周期的なモーメントの変動が表れていることがわかる。

つぎに、トリム角の時間履歴を図 8～10 に示す。トリム角は 10 周以降にほぼ収束していることがわかる。

図 11 にはロータ 30 周後の渦度分布を示す。図より、Starting Vortex が $3.0R$ (R はロータ半径) より遠くにあり、これよりロータに近い部分については Starting Vortex の影響が少ないといえる。図 12 に、高度ごとの無次元速度を示す。 z は地面からの高さを表しロータ半径 R で無次元化され、ダウンウォッシュの速度は次式で定義される一様誘導速度 (V_{i0}) で無次元化されている。

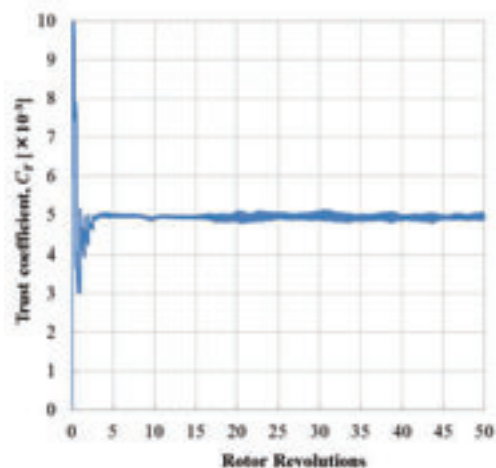


図4 推力係数の時間履歴 (N-S 方程式)

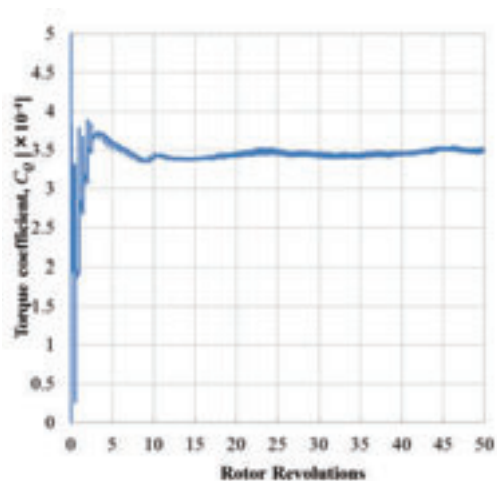


図5 トルク係数の時間履歴 (N-S 方程式)

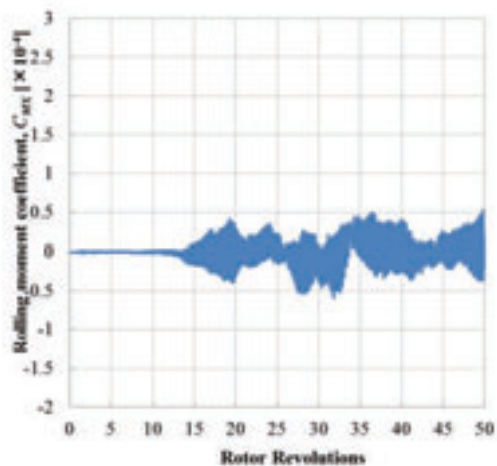


図6 ローリング・モーメント係数の時間履歴 (N-S 方程式)

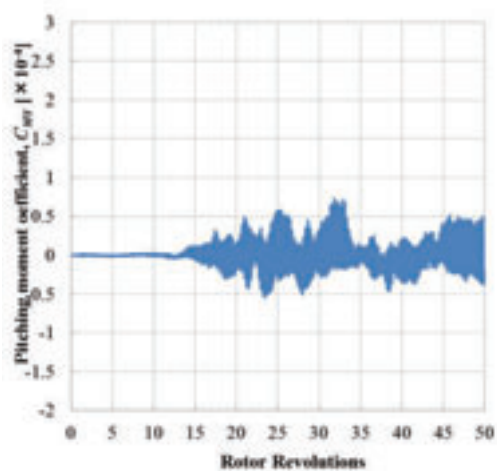


図7 ピッチング・モーメント係数の時間履歴 (N-S 方程式)

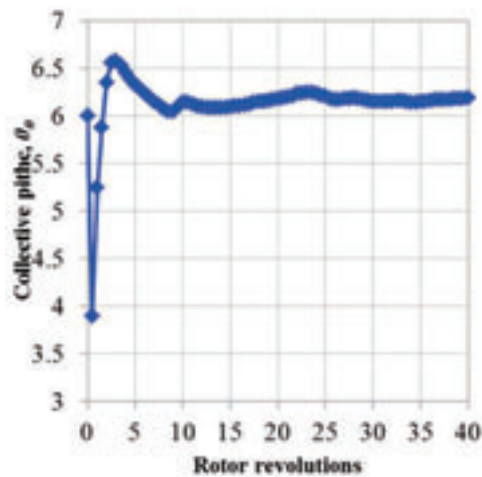


図8 コレクティブ・ピッチ角の時間履歴 (N-S 方程式)

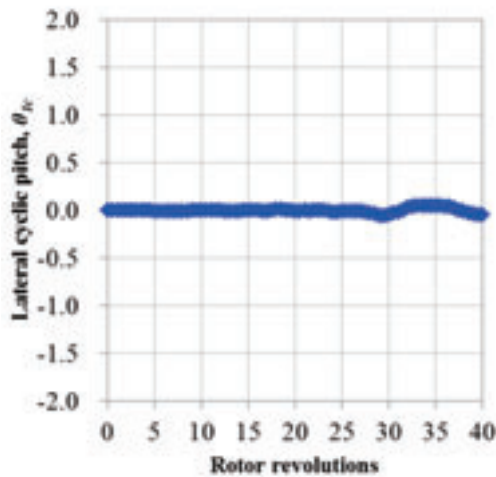


図9 横サイクリック・ピッチ角の時間履歴 (N-S 方程式)

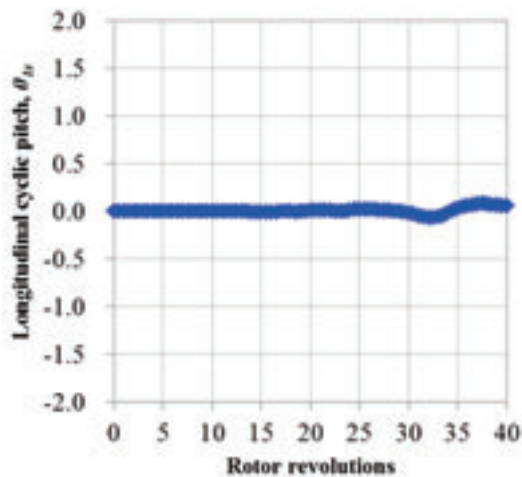


図10 縦サイクリック・ピッチ角の時間履歴 (N-S 方程式)

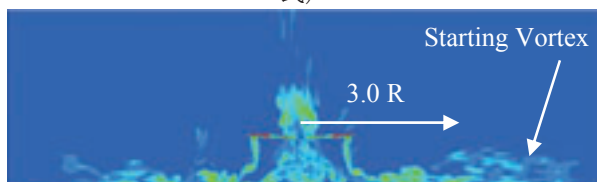
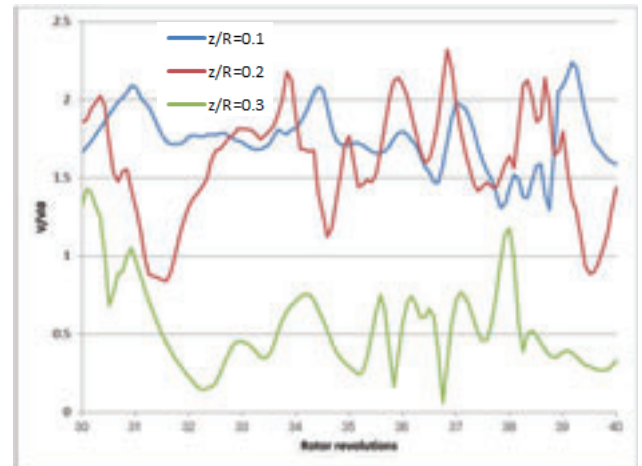


図11 ロータ30周後の渦度分布 (N-S 方程式)

図12 高度ごとの無次元速度 (V/V_{i0}) の時間履歴 (N-S 方程式)

$$V_{i0} = \sqrt{T/2\rho A}$$

ここで、 T は推力、 ρ は空気密度、 A はロータ面積である。図12より、いずれの高度においても、速度変動に周期性はないものの、ある範囲で変動しており、大きなずれがないことがわかる。

以上より、力・モーメント、トリム角は10～15周という早い段階で収束するが、Starting Vortexの影響が少なくなるのは30周以降なので、次節で述べる速度分布の計算には、ロータ30周から40周のデータを平均化する。

4. 2. 粘性の影響

次に、ロータ後流における粘性の効果について調べる。

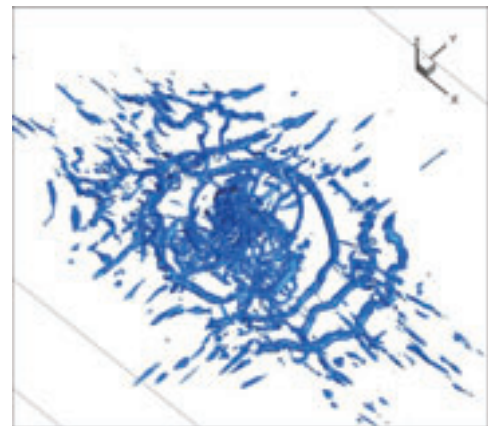


図13 ロータ40周後のQ値等値面 (オイラー方程式)

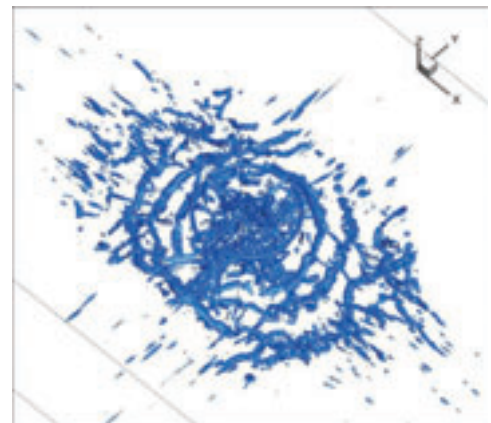


図14 ロータ40周後のQ値等値面 (N-S 方程式)

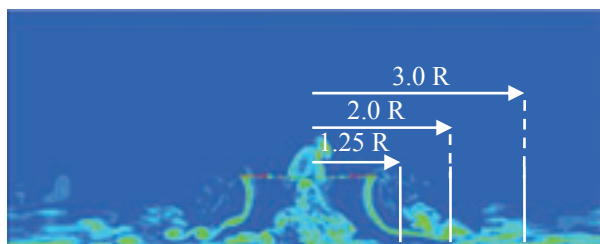


図 1.5 ロータ 40 周後の渦度分布 (オイラー方程式)

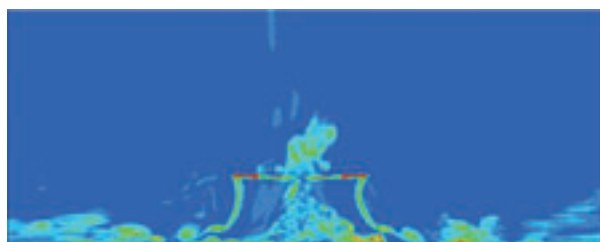
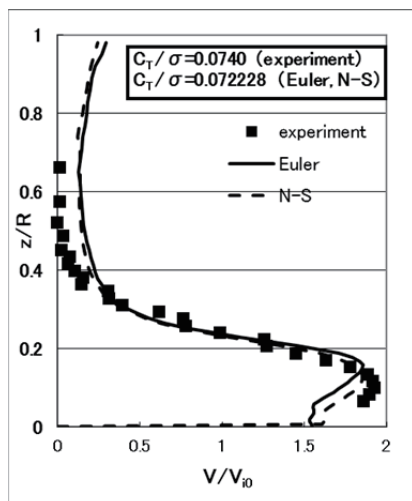
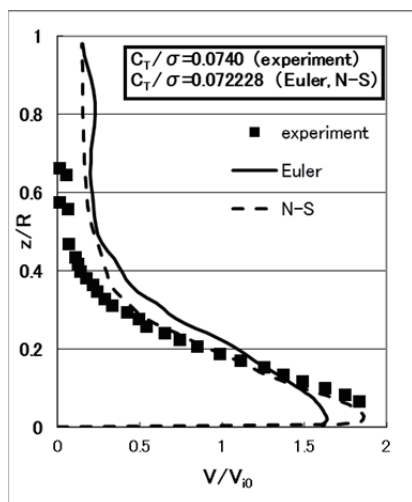
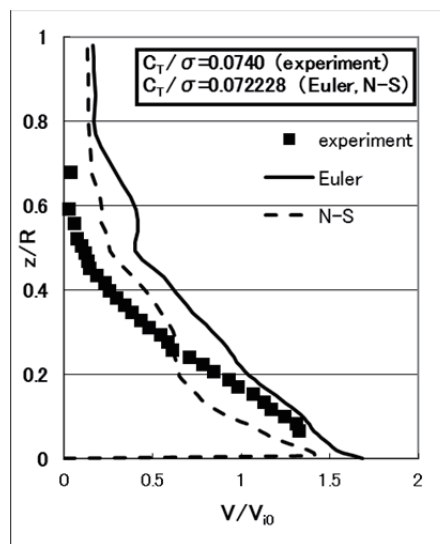


図 1.6 ロータ 40 周後の渦度分布 (N-S 方程式)

図 1.7 速度プロファイル ($x/R=1.25$)図 1.8 速度プロファイル ($x/R=2.0$)図 1.9 速度プロファイル ($x/R=3.0$)

つまり、オイラー方程式とナビエ・ストークス (N-S) 方程式で計算したダウンウォッシュを比較する。

図 1.3, 1.4 にロータ 40 周後の Q 値等値面を示す。N-S 方程式の方が渦が早く減衰している様子がわかる。

図 1.5, 1.6 にはロータが 40 周したときの渦度分布を示す。鉛直面の渦度分布に関しては、大きな差がないことがわかる。

最後に、図 1.7～1.9 にロータから 1.25R, 2.0R, 3.0R 離れた距離の鉛直面の速度プロファイルを示す。水平距離 (x) と鉛直距離 (z) はロータ半径で無次元化されている。なお、座標原点はロータ中心の地面上とし、軸方向は図 1.3, 1.4 のように取る。前節で述べたように、速度はロータ 30 周から 40 周の 10 回転のうち 30° ほどのデータを平均化している。実線と破線は、それぞれオイラー方程式と N-S 方程式を表している。実験データ[2]も四角のシンボルで合わせて示す。いずれの図においても、オイラー方程式よりも N-S 方程式の方が実験値に近いことがわかる。また、オイラー方程式では、地面上の速度がゼロとはならず現実的とはいえない。したがって、ロータと胴体を組み合わせた解析では N-S 方程式を採用する。

4. 3. 後流構造

最後に、ロータと胴体を組み合わせた解析で、タキシング速度を変化させ、後流構造の違いを調べる。図 2.0 にそれらの上面図を示す。渦構造は渦度の等値面で表し、音速で無次元化した水平面の速度で色づけされている。タキシング速度が 0 kt のとき、胴体による遮蔽効果はあるが、ほぼ同心円状に渦度分布は広がる。タキシング速度が 5 kt あるいは 10 kt のときには、渦度分布は胴体後方で縮流する。さらに、15 kt に増加すると、胴体前方に渦がたまり、渦のロータ面への再循環を確認できる。この図より、CFD でブラウンアウト条件を再現できたといえる。20 kt の場合、胴体前方に衝撃波のように渦が集中している。30 kt や 40 kt にタキシング速度が増加すると、固定翼の後方乱気流のように 2 つの渦が形成される。30 kt の場合と 40 kt の場合を比較すると、40 kt の方がタキシング速度が大きいため、機体軸方向に 2 本の渦が伸びていることがわかる。図 2.1 には、機体軸に沿った渦度分布の断面図を示す。馬蹄形渦が明瞭に示されており、40 kt の場合より 30 kt の場合の方が水平面で渦が広がっていることがわかる。

以上の渦構造についてまとめると次のようになる：1) タキシング速度が 30 kt 以上では、ヘリコプタの後流は固

定翼の後方乱気流と似た馬蹄形渦となる。2) タキシング速度が小さいほど、馬蹄形渦は水平面で広がり、固定翼の後方乱気流が地面効果を受けた場合の挙動と似ている。馬蹄形渦は直線を維持するわけではない。3) 20 kt 以下では、ブラウンアウトの危険性はあるが、胴体後方に強い渦はなく、後続機への危険性は少ない。

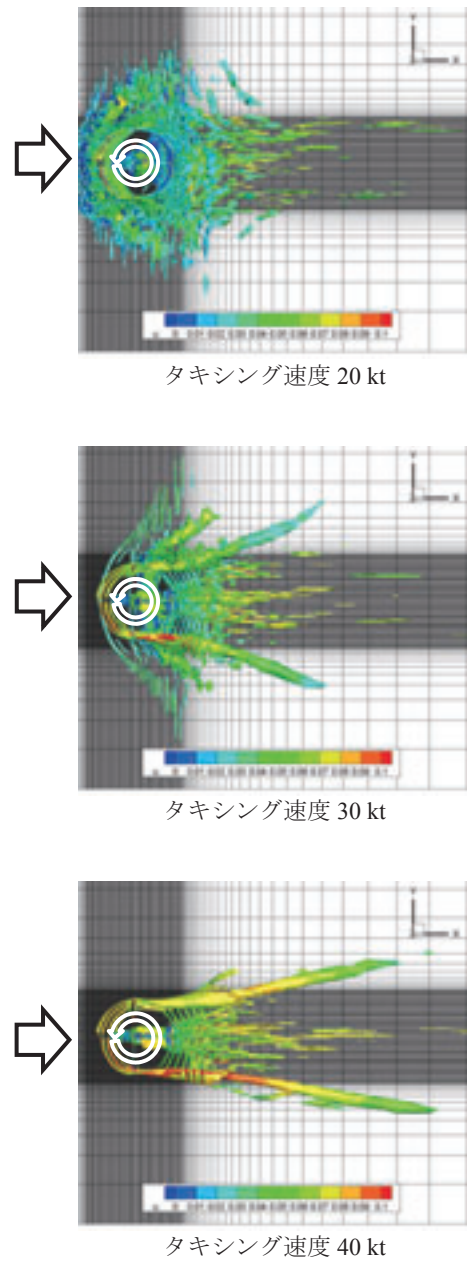
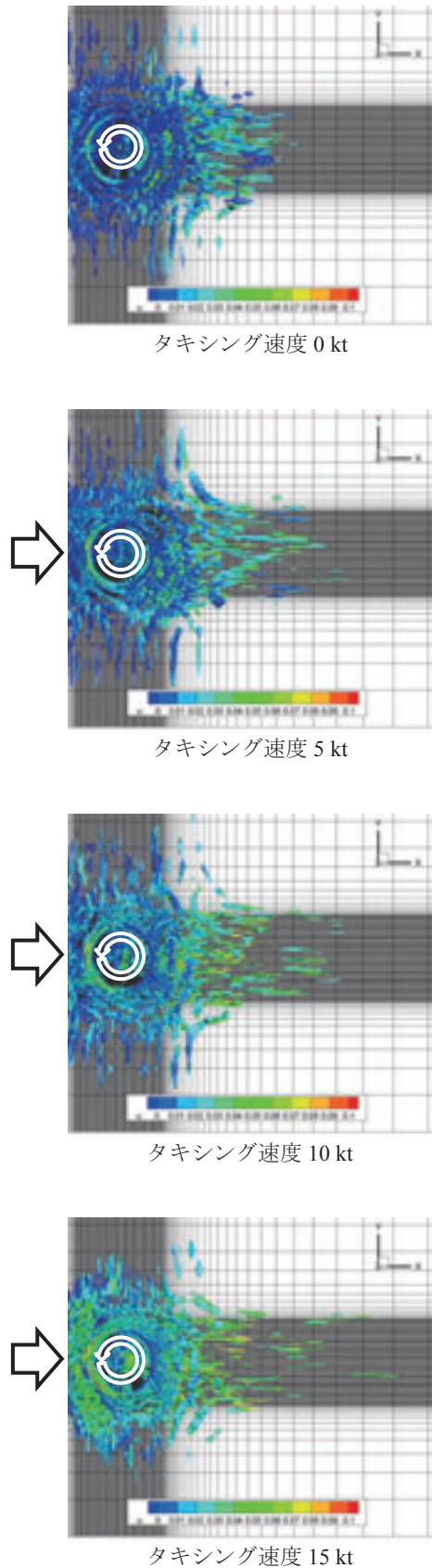
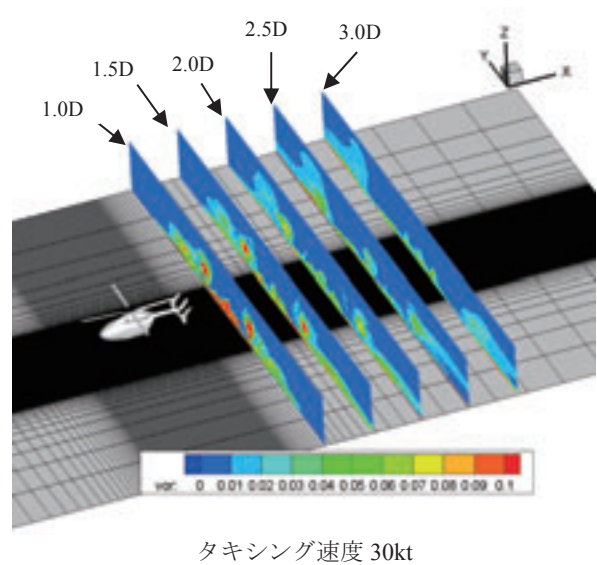
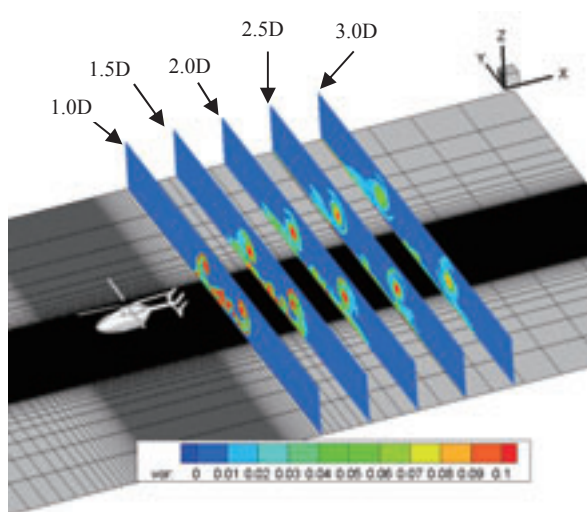


図 20 タキシング速度による後流構造の変化（上面図）





タキシング速度 40 kt

図 2 1 機体軸方向の温度分布断面図

5. おわりに

本研究では、地面効果内でのヘリコプタ・ロータによるダウンウォッシュを解析した。支配方程式の比較から、オイラー方程式よりも N-S 方程式の流れ場の方が現実的であることがわかった。次に、ロータと胴体を組み合わせた解析で、前進率を変化させ後流構造の違いを調べたところ、タキシング速度が大きいほど後続機への危険性が高まることがわかった。一方、タキシング速度が小さいときは、ブラウンアウトに入る危険性があるなど、後流を発生しているヘリコプタ自身が注意すべきであることもわかった。

本研究の後流分布の考察にもとづいて、飛行試験方法が決められた。2014 年 10 月末に北海道大樹町で飛行試験が行われる予定で、今後は、本研究で示した後流の温度分布と飛行試験の結果を比較する。

参考文献

- 1) CAA, "Aircraft accident report 1/93," Technical report, Civil Aviation Authority, 1993.
- 2) 井星正氣, 臼田裕幸, 糸賀紀晶, 「狭い空間上でホバリングするヘリコプタロータの地面効果（壁間隔に対して非対称位置にあるロータの変動荷重）」, 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007.
- 3) Tanabe, Y., Saito, S., Ooyama, N., Hiraoka, K., "Study of a Downwash Caused by a Hovering Rotor in Ground Effect," 34th European Rotorcraft Forum, 2008.
- 4) Tanabe, Y., Saito, S. and Sugawara, H., "Evaluation of Rotor Noise Reduction by Active Devices Using a CFD/CSD Coupling Analysis Tool Chain," 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, 2012.
- 5) van der Wall, B. G., and Burley, C. L., "2nd HHC Aeroacoustics Rotor Test (HART II) -Part II: Representative Results -," DLR 1 B 111-2005/3, 2005.
- 6) Schultz, K., et. al., "A Parametric Windtunnel Test on Rotorcraft Aerodynamics and Aeroacoustics (Helishape) - Test Procedures and Representative Results," Aeronautical Journal, Vol. 101, pp. 143-154, 1997.