

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

濱本 佑典（金沢工業大学大学院），赤坂 剛史（金沢工業大学），
田辺 安忠，菅原 瑛明（宇宙航空研究開発機構）

Aerodynamic Interaction Between a Rotor and a Wing on Compound Helicopter in Forward Flights

HAMAMOTO Yusuke (Graduate School of Kanazawa Institute of Technology),
AKASAKA Takeshi (Kanazawa Institute of Technology),
TANABE Yasutada, SUGAWARA Hideaki (JAXA)

ABSTRACT

Compound helicopter based on a single main rotor has a fixed wing under the main rotor. It is known that in high advance ratio flight, aerodynamic interaction between the rotor and the wing mainly occurs under the advancing side of the main rotor. However, since the flow field around the rotor heavily depends on the flight speed, it is necessary to investigate the effect of the interaction in a wider speed range. A computational model of compound helicopter is constructed with a main rotor of UH-60A helicopter and a winged-body configuration where the fuselage is designed by JAXA and the wing form is rectangular. This paper investigates the influence on aerodynamic performance of the rotor/winged-body configuration due to change of advance ratio through numerical simulations. As a result, the total lift-drag ratio of the rotor and winged-body with aerodynamic interaction is reduced compared to that without aerodynamic interaction. At the same time, the lift share of the rotor with aerodynamic interaction increases compared to that without aerodynamic interaction. The amount of increase of the lift share by the rotor is almost constant for the advance ratios from 0.3 to 0.7.

1. はじめに

従来、ヘリコプタはホバリング能力、垂直離着陸能力を持つことから、災害救助、遭難捜索、物資・人員輸送に使用されてきた。しかし、従来のヘリコプタは、飛行速度が頭打ちになっている。これを受けて、宇宙航空研究開発機構(JAXA)では主翼両端と尾部に推進用のプロペラを付け、メインロータ下方に主翼を備えたシングルロータ型のコンパウンドヘリコプタを提案している¹⁾。しかし、このタイプのコンパウンドヘリコプタはメインロータ下方に主翼や推進ファンを備えており、相互に空力干渉が生じ、空力特性に影響を及ぼす。メインロータと主翼の空力干渉においては、メインロータの後流が主翼の揚抗比を低下する等の空気力学的な課題があり、高い飛行効率や信頼性をもつコンパウンドヘリコプタを設計するためには、空力干渉が各構成要素の空気力へ与える影響は高精度な予測が求められる。

メインロータとアンチトルク用のサイドプロペラの空力干渉については、木村らにより数値解析的に現象の解明が進められており、ホバ時ではメインロータの後流によるサイドロータのフィギュアオブメ

リットの増加や断面垂直力係数の周期的な変動の発生が確認されている²⁾。

ホバ時のメインロータと主翼の空力干渉については、多くの研究が行われており、Felkerらや中嶋らにより実験的にロータ翼間距離や主翼フラップと翼の空気力の関係が得られている³⁻⁵⁾。また、菅原らによりホバ時のメインロータと翼胴の空力干渉についての複数の文献が解析され、メインロータの推力に対する翼のダウンロードはロータ面積に対する翼や胴体の上方からの投影面積の比と翼や胴体の長さとの比で推算できることが示された⁶⁾。

低速域（前進率0.05～0.25）でのメインロータと翼胴との空力干渉についてはLeishmanらにより定常・非定常の翼面上の圧力分布と前進率の関係が実験的に観測された⁷⁾。この実験と数値解析の比較を菅原らが行っており傾向の一致が確認され、低速域で発生するロータの渦が翼に当たる場合や近くを通過する場合には格子依存性が高くなることを示した⁸⁾。

コンパウンドヘリコプタの巡航速度域である前進率0.5では田辺らによりメインロータと主翼の空力干渉について実験と数値解析が行われ、実験と数値解

析の空力特性の傾向の一致やロータの揚力分担率が揚抗比に与える影響を示している⁹⁾。また、前進率0.7では菅原らにより数値解析的にメインロータと主翼の揚力分担率や翼の翼面積による空力干渉時の空力特性について研究し、高効率なコンパウンドヘリコプタの設計についての知見を与えている¹⁰⁾。加えて、メインロータと固定翼の空力干渉において、空力干渉時の固定翼の空力特性の変化がメインロータの後流による迎角の変化であることを明示した¹¹⁾。Brouwersらは前進率を0.2~0.45程度まで変化して、機体重量一定で翼の取り付け角を変えた時の全機の揚抗比と前進率の関係を実験的に示した¹²⁾。

Airbus Helicopters社は、救急医療や捜索救難を目的として高速飛行可能なRACERというシングルロータ型のコンパウンドヘリコプタの開発を進めている。RACERはメインロータや推進およびアンチトルク用ラテラルロータ、ボックス型複葉翼、尾翼を備えている¹³⁾。この機体形状に対して、DLRなどの研究機関は空力干渉がボックス型複葉翼や水平尾翼の空力性能に与える影響について研究している¹⁴⁾。

先行研究では、巡航飛行条件やある特定の飛行速度において、ロータと固定翼の空力干渉化が空力性能に与える影響を調査し、大幅な空力性能低下が生じることが示されている。しかしながら、ロータの後流は飛行速度によって流れ場構造が大きく異なり、空力干渉が空力性能に与える影響が異なると考えられ、さらなる調査が必要である。そこで、本研究では広い前進率にわたって、メインロータと翼胴の空力干渉について数値解析を用いて調査を行い、空力干渉が全機の空力特性へ与える影響を明らかにする。

2. 計算する機体諸元

本研究ではコンパウンドヘリコプタを想定した空力干渉時のメインロータと翼胴の空力特性を調査する。

本研究で計算を実施するロータには、シコルスキー社のUH-60Aのメインロータを使用した。選定理由としては、諸元についての公開されている情報や先行研究結果が多いためである。ロータの外観を図1、ロータ諸元を表1に示す。ロータ半径は8.18 mで、ねじり下げのある4枚ブレードのロータである。ブレードの詳細な諸元は参考文献15、16に記載がある。

本研究で計算に使用した翼胴の外観を図2、諸元を表2に示す。翼胴形状は文献10と同様である。主翼の取り付け角は4.2 degであり、スパン長はロータ直径の0.7倍、ロータ回転中心からロータ半径の0.235倍下方に取り付けてある。



図1 ロータブレードの外観

表1 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 枚
等価線形ねじり下げ	-16 deg
ブレード翼型	SC1095/SC1094R8
ソリディティ	0.082

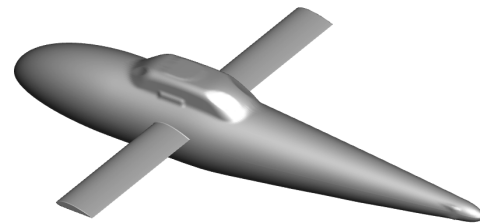


図2 翼胴モデルの外観

表2 翼胴モデルの諸元

翼面積	13.115 m ²
スパン長	11.452 m (ロータ直径の0.7倍)
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	ロータ半径の0.235倍下方

3. 数値計算手法

数値計算には、JAXAで開発している回転翼機向けCFD解析ツールrFlow3Dを用いる¹⁷⁾。計算手法を表3に示す。移動重合格子法を用いており、計算格子は外側背景格子、内側背景格子、翼胴の物体格子、ロータブレードの移動物体格子の4種類である。外側背景格子と内側背景格子の総称が背景格子、翼胴の物体格子とロータブレードの移動物体格子の総称が物体格子である。支配方程式は3次元圧縮性Navier-Stokes方程式で、有限体積法で離散化している。時間積分は、背景格子に4段階のルンゲ・クッタ法、物体格子にDual-time stepping法で非定常陰解法を構築し、疑似時間の時間積分はLU-SGS法で求めている。非粘性流束の計算にはmSLAU、空間高次精度化にはFCMT法、粘性流束の計算には2次制度の中心差分を用いて計算している。乱流モデルはMenter k- ω SST 2003 modelを用いる。

計算格子を図3に示す。内側背景格子は等間隔の直

行格子であり、格子幅はブレード翼端翼弦長の15%である。背景格子の格子幅は、内側背景格子と重合している箇所では内側背景格子の格子幅の2倍であり、重合していない箇所では遠方になるにつれて格子幅を広くしている。物体格子の壁面最小格子幅は、 $y^+ \leq 1$ となるように作成している。計算条件により風速やロータ回転数を変化するが、すべて同じ格子を用いて計算を行っている。

表3 計算手法

	背景格子	ブレード/ 翼胴格子
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 2003 model	

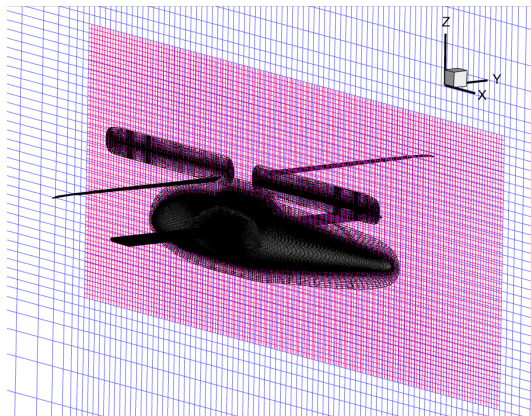


図3 計算格子の外観

4. 計算条件

本研究では、コンパウンドヘリコプタのロータの前進率におけるメインロータと翼胴の空力干渉が全機空性能へ与える影響を調査する。計算条件を表4に示す。コンパウンドヘリコプタはロータ回転面を傾けず、推進プロペラにより前進するため、シャフト角は0 degとする。使用するロータはUH-60Aのメインロータであり、機体重量はUH-60Aの最大離陸重量である97860.80 N¹⁸⁾とした。コンパウンドヘリコプタはヘリコプタよりも高速で飛行するため、ブレード前進側ではブレード上のマッハ数が音速付近に達する。そのため、メインロータの回転数を減速する必要がある。本研究では、最低回転数をホバリング回転数¹⁸⁾から75%RPMとし、図4のように飛行速度に応じて回転数が徐々に減速するとしている。

空力干渉時のロータと翼胴、全機の空力特性を単

体ロータ、単体翼胴、単体同士の足し合わせと比較するための揚力とモーメントのトリム条件を表5に示す。ロータ単体は2種類のトリム条件で計算を行い、ロータ単体のトリム条件はロータ単体と翼胴単体の足し合わせた空気力と空力干渉時の全機の空気力を比較するために計算を行った。なお、空力干渉形態とロータ単体形態において、ロータのローリングとピッチングモーメントが0になるトリムをとる。

表4 計算条件

全機揚力 (単体ロータ と単体翼胴の 計算の場合)	97860.80 N (単体のロータ推力 = 97860.80 N - 単体翼胴の揚力)
前進率	0.10, 0.15, 0.20, 0.30, 0.40, 0.50, 0.60, 0.70
ロータ回転数	回転数のスケジュールに従い変 化 (図4) 258 RPM (100%)~ 193.5RPM (75%)
一様マッハ数	前進率とロータ回転数に従い変 化 (図4) 0.01625~0.39
ロータシャフ ト角	0 deg

表5 計算する形態とトリム条件

	トリム条件	
形態	揚力	モーメント
空力干渉	ロータと翼胴の合計揚 力 = 機体重量	ロータの Mx=My=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

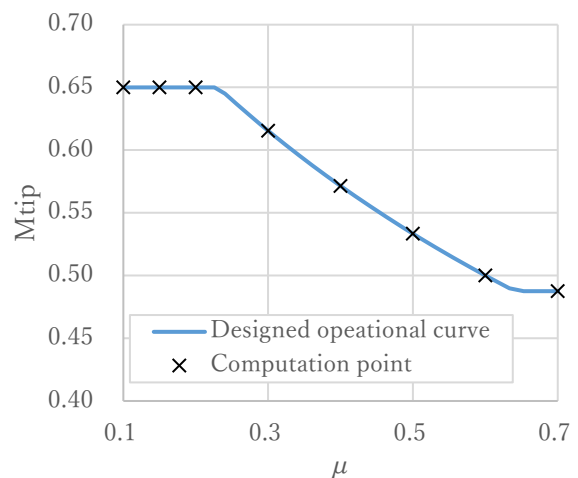


図4 計算を行うブレード端マッハ数と前進率の関係

5. 解析結果

前進率に対する空力干渉によるロータの揚力分担率を図5に示す。ロータの揚力分担率は全機揚力 C_{LT} に対するロータ揚力 C_{LR} で表し、機体重量を受け持つ全機揚力のロータ揚力が占める比率を表す。なお、全機の空力特性を示す際、空力干渉時のロータと翼胴の形態をロータ/翼胴形態とし、空力干渉を考慮しない単体のロータと翼胴の形態を単体形態とする。ロータ単体揚力と翼胴単体揚力の合計の揚力を単体形態の全機揚力としている。各揚力係数は式(1),(2)で定義している。

$$C_{LT} = \frac{L_T}{\rho\pi R^2 V_{tip}^2} \quad (1)$$

$$C_{LR} = \frac{L_R}{\rho\pi R^2 V_{tip}^2} \quad (2)$$

ここで、全機揚力を L_T 、ロータ揚力を L_R 、空気密度を ρ 、ロータ半径を R 、ロータ翼端速度を V_{tip} としている。無次元化に使用するロータ翼端速度は図4のように計算する前進率ごとに変更する。

図5より、ロータの揚力分担率は前進率0.1~0.7にかけて、干渉を考慮していない単体形態に比べて空力干渉時にロータ揚力が大きくなっていることが分かる。これは、空力干渉によって翼胴の揚力が減少し、全機揚力を満たすためのロータの必要揚力が増加しているためである。前進率0.3~0.7では、ロータの揚力分担率はほぼ一定量増加しており、その増加量は0.06~0.08程度である。また、前進率0.1~0.2では揚力分担率は1付近をとっており、翼胴の揚力が非常に小さいことが分かる。

次に、前進率に対する全機の揚抗比を図6に示す。全機の揚抗比は全機揚力 C_{LT} に対する全機の実効抗力係数 C_{DET} で表す。全機実効抗力係数は式(3)で定義している。

$$C_{DET} = C_{DT} + \frac{C_P}{\mu} \quad (3)$$

ここで、全機効力係数を C_{DT} 、ロータのパワー係数を C_P としている。

ロータ/翼胴形態と単体形態の全機揚抗比は前進率と共に増加し、単体形態では前進率0.5付近で、ロータ/翼胴形態では前進率0.4付近で最大値をとることが分かる。また、ロータ/翼胴形態の全機揚抗比は単体単体形態と比べ前進率の増加と共に減少していることが分かる。トリム条件により全機揚力は全機重量であるため、これらの傾向は全機揚抗比の変化量は全機実効抗力係数により決まる。そこで、全機実効抗力係数 C_{DET} を構成するロータ実効抗力係数と翼胴

実効抗力係数が、全機実効抗力係数の変化量 ΔC_{DET} に占める内訳を図7に示す。全機実効抗力係数の変化量 ΔC_{DET} はロータ/翼胴形態の全機実効抗力係数と単体形態の全機実効抗力係数の差である。図7より、全機実効抗力係数の増加量は前進率0.1~0.7ではロータが60%以上を占めていることが分かる。これは、空力干渉によりロータ実効抗力係数が増加したことによることと、空力干渉による翼胴の揚力減少を補うためのロータ揚力の増加が原因と考えられる。一方、翼胴で増加した抗力係数は空力干渉によるもののみであると考えられる。

前進率0.1~0.2の範囲でロータの実効抗力係数に比べ、翼胴の抗力係数の寄与は小さく、前進率0.15では負になっていることが分かる。また、前進率0.3~0.7では、翼胴の抗力係数が全機実効抗力係数の増加量の34~37%でほぼ一定の割合で占めていることが分かる。



図5 前進率と揚力分担率の関係 (Rotor/Winged-body config. : 空力干渉時の揚力分担率, Isolated config. : 翼胴単体とロータ単体の揚力分担率)

翼胴の抗力係数が増加することが図7より分かったので、翼胴の抗力係数の内、胴体部分と翼部分にかかる抗力係数を抜き出し、空力干渉により増加する翼胴の抗力係数の内訳を図8に示す。図8より空力干渉による翼胴の抗力係数は翼部分より胴体部分で増加することが分かる。これはロータブレードにねじり下げがついており、ブレード翼根側で吹きおろし速度が大きくなり、胴体周りの流れに大きく干渉していると考えられる。前進率0.1~0.2では、特に翼胴の翼部分で抗力係数が減少していることが分かる。これはロータの吹きおろしと一様流の合成速度が翼胴に斜めにあたり、特に翼部分で負の迎角が生じ、翼素では前下方向に揚力を生じていることが原因と考えられる。前進率0.3~0.7では一様流速がロータ吹きおろし

速度に対して大きく、また翼型もキャンバー翼であり取り付け角もあるため迎角が正となり、翼素の揚力は上向きに発生していると考えられる。文献11で述べられているように、ロータ吹きおろしにより翼の迎角が減少し、揚力を減少し抗力を増加させていると考える。



図6 前進率と全機の揚抗比の関係

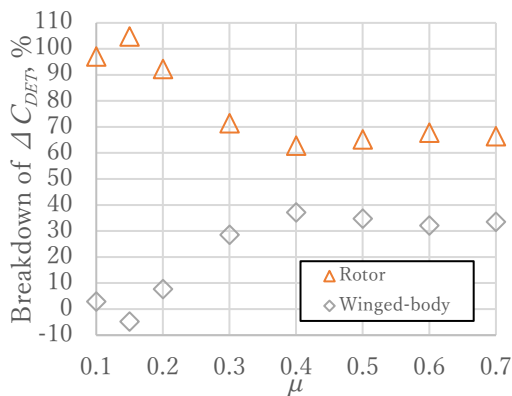


図7 全機実効抗力係数の増加量の内訳と前進率の関係

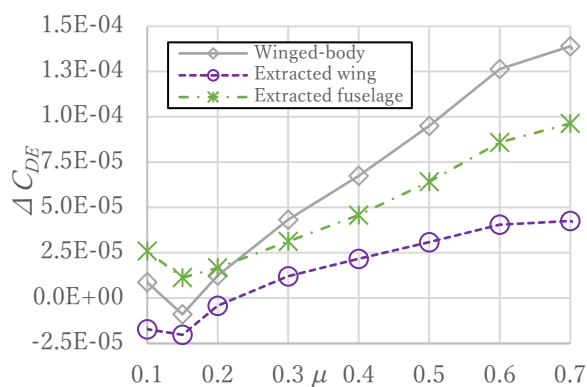


図8 翼胴の抗力係数の増加量の内訳と前進率の関係

6. まとめ

コンパウンドヘリコプタのメインロータと翼胴の空力特性の前進率による影響を数値解析によって調査した。全機揚力を一定にして、前進率は0.1~0.7まで変化し、翼胴をロータ下方に配置したロータ/翼胴形態とロータ単体、翼胴単体形態で計算を実施した。単体形態の空気を足し合わせた空気を単体形態とし、ロータ/翼胴形態と比較を行った。

数値計算の結果から、以下のことが明らかになった。

- ロータの揚力分担率は前進率0.3~0.7では、ほぼ一定量増加しており、その増加量は0.06~0.08程度である。また、前進率0.1~0.2では1に近い値となった。
- 全機揚抗比は単体形態と比較して、前進率の増加と共に減少し、最大全機揚抗比をとる前進率が小さくなった。
- 全機実効抗力係数の増加量はロータの実効抗力係数の増加が60%以上を占めており、翼胴側の抗力係数の増加は主に胴体部分で抗力係数が増加していることが分かった。また、前進率0.1~0.2では翼胴単体の抗力係数の増加量は小さく、前進率0.3~0.7では34~37%のほぼ一定の割合で占めることが分かった。

参考文献

- 1) 田辺安忠, 小曳昇, 杉浦正彦, 青山剛史, 菅原瑛明, “高速ヘリコプタのスケールダウン模型の設計について”, 第54回飛行機シンポジウム, 2016年10月.
- 2) 木村桂大, 菅原瑛明, 田辺安忠, “コンパウンドヘリコプタのメインロータとサイドプロペラの空力干渉”, 第58回飛行機シンポジウム, 2020年11月.
- 3) Felker, F. F., and Light, J. S., “Rotor/Wing Aerodynamic Interactions in Hover”, NASA TM-88255, 1986.
- 4) 中嶋鉄太, 糸賀紀晶, “有翼ヘリコプタのホバリング性能に対する主翼位置の影響”, 日本航空宇宙学会論文集, 66, 4 (2018), pp. 85-90.
- 5) 林諒也, 糸賀紀晶, 有田俊作, “有翼ヘリコプタのホバリング性能改善に向けた主翼フラップ諸元の検討”, 第58回飛行機シンポジウム, 2020年11月.
- 6) 菅原瑛明, 田辺安忠, 亀田正治, “ホバリング時のロータと固定翼の空力干渉によるダウンロード”, 日本航空宇宙学会論文集, 68, 4(2020), pp. 163-171.

- 7) Leishman, J. G. and Bi, N., "Experimental Investigation of Rotor/Lifting Surface Interactions", *J. Aircraft*, 31, 4(1994), pp. 846-854.
- 8) Sugawara, H., and Tanabe, Y., "Numerical Investigation of Rotor/Wing Aerodynamic Interactions at High Advance Ratios", *J. Aircraft*, 56, 6(2019), pp. 2285-2298.
- 9) Tanabe, Y., Sugawara, H., Kobiki, N., Kobayashi, W., Hayashi, H., and Satou, R., "Experimental and Numerical Investigation of Interaction Between Rotor and Wing at High Advance Ratio", *Vertical Flight Society 76th Annual Forum*, Oct. 2020.
- 10) Sugawara H., Tanabe Y., and Kameda, M., "Effect of Lift-Share Ratio on Aerodynamic Performance of Winged Compound Helicopter", *J. Aircraft*, published online, Mar. 2021.
- 11) Sugawara, H., and Tanabe, Y., "A Study of Rotor/Wing Aerodynamic Interaction at High Speed Flight on a Compound Helicopter", *6th Asian/Australian Rotorcraft Forum / Heli Japan 2017*, Nov. 2017.
- 12) Brouwers, E., Fillmax, M., and Deresz, R., "Advanced AH-64 Compound Wind Tunnel Testing Overview", *Vertical Flight Society 75th Annual Forum*, May 2019.
- 13) Blacha, M., Fink, A., Eglin, P., and Cabrit, P., "Clean Sky2: Exploring New Rotorcraft High Speed Configurations", *43rd European Rotorcraft Forum*, Sept. 2017.
- 14) Wentrup, M., Yin, J., Kunze, P., Streit, T., Wendisch, J., Schwarz, T., Pinacho, J., Kicker, K., and Fukari, R., "An Overview of DLR Compound Rotorcraft Aerodynamics and Aeroacoustics Activities With in the CleanSky2 NACOR Project", *American Helicopter Society 74th Annual Forum*, May 2018.
- 15) Davis, S. J., "Predesign Study for a Modern 4-Bladed Rotor for RSRA", *NASA Contractor Report*, 166155, 1981.
- 16) Bousman, W. G., "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094 R8 Airfoils", *NASA /T2003-212265, AFDD/TR-04-003*, Dec. 2003.
- 17) Tanabe, Y., Saito, S. and Sugawara, H., "Construction and validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction", *38th European Rotorcraft Forum*, Sept. 2012.
- 18) Prouty, R. W., "Helicopter Performance, Stability, and Control", *Krieger Publishing Company*, Malabar, Florida, 2005, pp. 698.