

航空新分野創造プログラム 革新回転翼航空機技術

田辺 安忠*

1. はじめに

回転翼航空機は回転翼を主な揚力発生装置として利用している航空機のこと、代表的なものにはヘリコプタ、チルト・ロータ機などがあります。垂直離着陸が可能なヘリコプタは狭い場所でも運用でき、空中停止（ホバリング）ができる飛行特性を活かすかして、人員輸送や救難救急、防災など多くの用途で活躍しており、重要な社会インフラの一環を担っています。しかしながら、在来メインロータとテールロータで構成されるヘリコプタの最大速度は固定翼の飛行機に比べると低く、比較的に高速なものでも150ノット程度で、飛行時の振動と騒音も高いレベルにあります。

近年では、複数のロータを組み合わせた垂直離着陸可能なドローンの急速な普及は「空の革命」と言われ、様々な産業に利用されるようになってきています。さらに、「空の移動革命」を目指して、空飛ぶクルマ、人員輸送を目的とした電動垂直離着陸機（eVTOL）の研究開発は世界的に過熱な様相を見せています¹⁾。複数のロータと固定翼を組み合わせた様々な機体形式が提案されています。並行して、在来のヘリコプタの高速化を目指した研究開発も盛んに行われています。

在来のヘリコプタを高速化する手段の一つとして、メインロータを残しつつ、固定翼や前進飛行推進用のプロペラなどを組み合わせるコンパウンド・ヘリコプタ（混合ヘリコプタ、複合ヘリコプタともいう）の設計概念があります。米国では Sikorsky 社が同軸反転ロータを利用して、オフセット・リフトの設計概念でロータの空力性能を向上させ、コ

ンパクトで高速飛行が可能なコンパウンド・ヘリコプタを開発しています²⁾。一方、欧州の Airbus Helicopters 社では、シングル・メインロータに固定主翼を加え、高速飛行時は主翼に揚力を分担させ、全体としては空力性能の良い機体を開発しています³⁾。シングル・メインロータのトルクを打ち消すためのアンチトルクと推進力を主翼の両端に取り付けた一対のプロペラの差動と並動で発生させています。

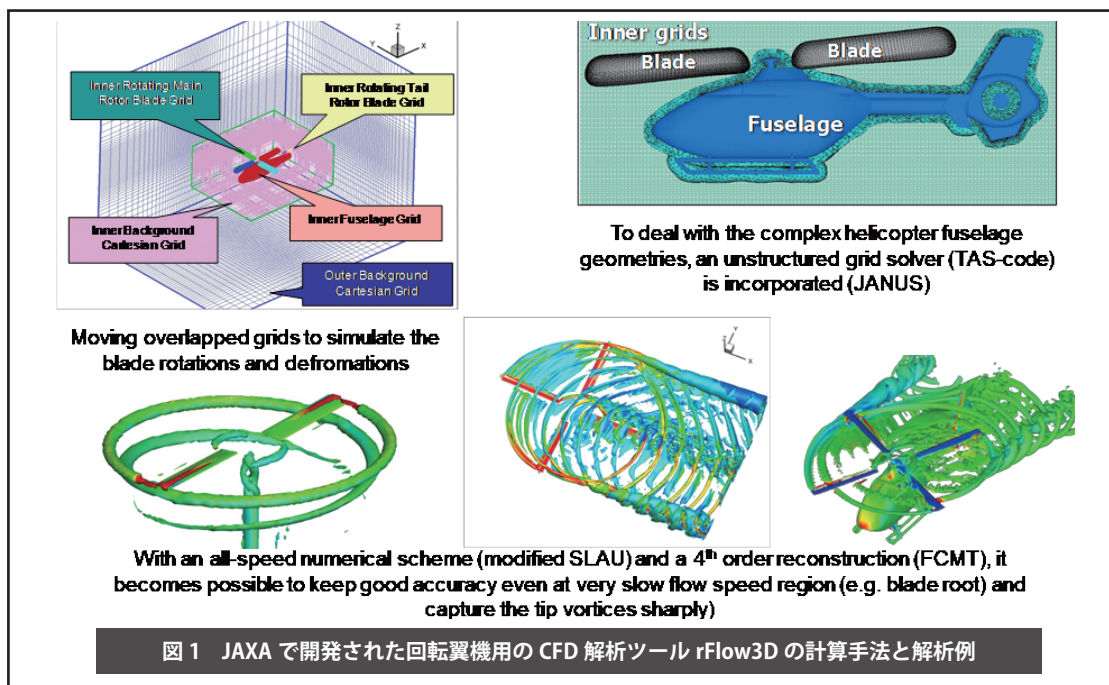
JAXAにおいても、高速コンパウンド・ヘリコプタに関する研究を行っており、本文においては、世界における高速回転翼機の研究開発の状況とJAXAが取り組んでいる研究内容をご紹介します。

2. 在来ヘリコプタの技術課題

メインロータとテールロータで構成される在来のヘリコプタは前進飛行に必要な推力をメインロータを前方に傾くことにより得ているため、ロータ面の左右にブレード翼素の相対速度が速くなる前進側と遅くなる後退側ができ、左右のモーメントのバランスをとるためにスワッシュプレート⁴⁾を介してサイクリック・ピッチ・コントロールをしています。しかし前進側ではブレードの対気相対速度が音速に近づくと衝撃波ができ始め、急激に空力抵抗が増えるため、それ以上の速度増加は不可能になります。また、後退側では対気速度が遅いため、揚力を発生させるためにはピッチ角を大きくする必要があり、翼の失速限界を超える可能性があります。それによる速度限界も存在しています。通常のヘリコプタの設計では、ホバリング時の翼端速度が200～220m/sで、マッハ数にして約0.6、翼型によって若干違いますが、衝撃波の発生に伴う空力抵抗が急激に増え始めるマッハ数は0.9程度ですので、飛行できる速度はマッハ数0.3（標準大気条件では

* Yasutada TANABE

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門
航空システム研究ユニット



約 200 ノット) が大体の限界速度になります。実際はエンジンの出力やサイクリック・ピッチ角の操舵範囲などの制約から、実用的には多くのヘリコプタは 150 ノットあたりが最大飛行速度になります。

また、回転するロータ・ブレードは位相角によって揚力が変動しており、機体の振動や騒音を引き起こす原因となっています。特にロータから発生する騒音はヘリコプタの市街地での運用拡大を阻害する要因となっています。ヘリコプタが緩降下飛行する際は、ロータ・ブレードの翼端渦がロータ面と交差し、接近する場合があります、ブレードと翼端渦の干渉 (BVI、Blade-Vortex Interaction) によって、大きな衝撃的な騒音が発生します。BVI 騒音を軽減するために、ブレードの平面形状を曲げたりする設計上の改良と共に、アクティブ制御技術を適用して、ブレードの舵角やブレード上に取り付けたフラップやタブなどをロータの回転数よりも数倍速く高周波に動かす技術の開発も行われてきています⁴⁾。また、ヘリコプタ周りの流れ場は大変複雑ですが、近年の CFD (数値流体力学) 技術の進歩により、シミュレーションできるようになってきました。図 1 に JAXA で開発されている回転翼機用の CFD 解析ツール rFlow3D の解析例を示します⁵⁾。rFlow3D は複数のロータを同時に扱うことが可能で、ロータ・ブ

レードの弾性変形と共に、ロータの発生する推力とモーメントに合わせて操舵角を調整するトリム解析機能、ロータ騒音を予測するツールなど、回翼機用の統合解析ツールチェーンが構築されており、大学や企業にもライセンスし、ヘリコプタのみならず、マルチロータ型ドローンや、風車などの解析にも利用されています。

今後はヘリコプタの信頼性を向上させる運用管理技術の HUMS (Healthy Utility Monitoring System) や、騒音や振動の一層の低減、操縦の自動化レベルの向上などさらなる改善の余地は多く残されています。ただ、最高飛行速度については、在来ヘリコプタの構成のままでは大きく増やすことは困難だと考えています。

3. 高速回転翼機の開発動向

垂直離着陸ができて、最大飛行速度も固定翼機並みの機体としてオスプレイに代表されるチルト・ロータ機が開発されていますが、機構が非常に複雑で、民間用機体の開発と型式証明に長い年月がかかっています。チルト・ロータ機は離着陸や空中停止時はロータを上方に向け、Side-by-Side の 2 ロータのヘリコプタであり、高速前進飛行時は、ロータを 90 度前方に回転させ、推進用のプロペラとし

て利用しています。その時に必要な揚力はすべて固定翼によって発生させています。ロータの回転時は機体のバランスをとるため、対気速度と回転角の間に一定の関係を守る必要があります。一對の回転翼をロータとプロペラの両方として利用するため、通常のヘリコプタと比べれば、ロータ面積が比較的に小さく、ホバリング効率が劣ります。また、通常の固定翼機の推進用プロペラと比べると、直径が大きくなっており、ピッチ角分布も推進効率を最適にしない問題点を持っています。長距離輸送ができる垂直離着陸航空機として、新型の機種の開発も現在米国と欧州で進められており、チルト・ロータ機は今後も活用されていくものだと思います。

一方、在来ヘリコプタの優れたホバリング性能を維持しつつ、最大飛行速度を向上させる手段として、メインロータと固定翼を組み合わせたタイプと同軸反転ロータタイプのコンパウンド・ヘリコプタがあります。その開発が欧米を中心に進められており、同軸反転ロータを利用した Sikorsky 社の X2 試験機は後部推進プロペラによって、最大速度 250 ノットを達成しました²⁾。一方 Airbus Helicopters 社がシングル・メインロータと固定主翼の試験機 X³ においては、最大速度 255 ノットを達成しました³⁾。いずれも在来のヘリコプタの最大速度を大幅に超えるものであり、チルト・ロータ機オスプレイの最大速度 275 ノットには及ばないものの、実用巡航速度 241 ノットを超えるものでした。両方とも製品化開発が進展しており、実用化されていくものと思われます。ただ、飛行効率とコストを考慮して、当面のコンパウンド・ヘリコプタの製品化目標は在来ヘリコプタの 1.5 倍の最大速度を 1.2 倍の製品価格で実現させるものと言われています。

コンパウンド・ヘリコプタの操縦は在来ヘリコプタと同じく、メインロータのピッチ角制御が主であり、固定翼上に操舵面を基本的に設けないため、チルト・ロータ機のように、ヘリコプタ・モードと固定翼機モードに明確に分ける必要がないと考えられています。型式証明も既存のヘリコプタのカテゴリーで実施されると考えられており、この点においても、チルト・ロータ機のように、ヘリコプタと固定翼機の両方の型式証明が必要な状況と比べて、有利な点

であると言えます。高速前進飛行時は基本的に機体姿勢を水平に保持して、プロペラの出力で飛行速度の調整を行うため、若干の操縦インターフェイスと操縦感覚の差があると考えられています。

4. コンパウンド・ヘリコプタの技術課題

コンパウンド・ヘリコプタのこれまでの開発の歴史と経緯については、参考文献 6, 7 に詳しく紹介されています。ロータとプロペラを組み合わせた機体の開発は意外と古く、1950 年代に Fairey Rotordyne が英国で開発されていました。ロータ先端からのジェット噴射でロータを回し、主翼に取り付けたプロペラで推進を行う構成でした。試作機の機体の全備重量は約 15 トンで、飛行速度も当時最高の 166 ノットを記録しました。しかしながら、翼端ジェットによる騒音が大きく、最終的には採用されませんでした。同時期に米国でも XV-1 Convertiplane の開発プログラムがあり、同じく翼端ジェットによるロータ駆動でした。固定翼にも操舵面があり、オートジャイロ・モードでは、前進率（飛行速度とロータ翼端速度の比）が 0.95 まで飛行記録を残しましたが、並行して試作された XV-3 のチルト・ロータ機のプロトタイプとの競争で、開発が中止されました。

また、1960 年代の後半から米国にて Lockheed AH-56 Cheyenne の開発プログラムがありました。尾部にアンチトルク用のテールロータと推進用のプロペラが両方取り付けられていました。215 ノットの速度記録を出しましたが、テール・ブームの揺れなどの問題が報告され、こちらも製品化計画がキャンセルされました。

2000 年代後半になり、新たにコンパウンド・ヘリコプタが注目される理由はホバリング性能と高速飛行の両立に適した機体構成である点が大きいと言えます。また、基本的にヘリコプタ・モードから高速飛行モードへの移行は機体が不安定になる心配がなく、安全性も高いと考えられています。さらに、メインロータ機構などは既存のヘリコプタのものをそのまま利用が可能で、開発期間も短く、開発コストも抑えることができると考えられています。



図2 JAXA が提唱している
高速コンパウンド・ヘリコプタ概念図

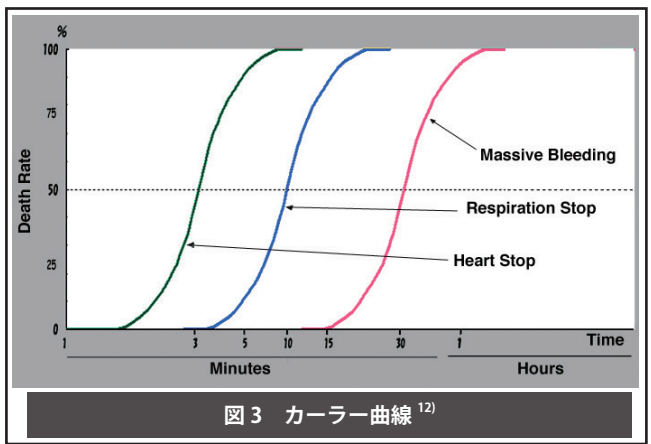
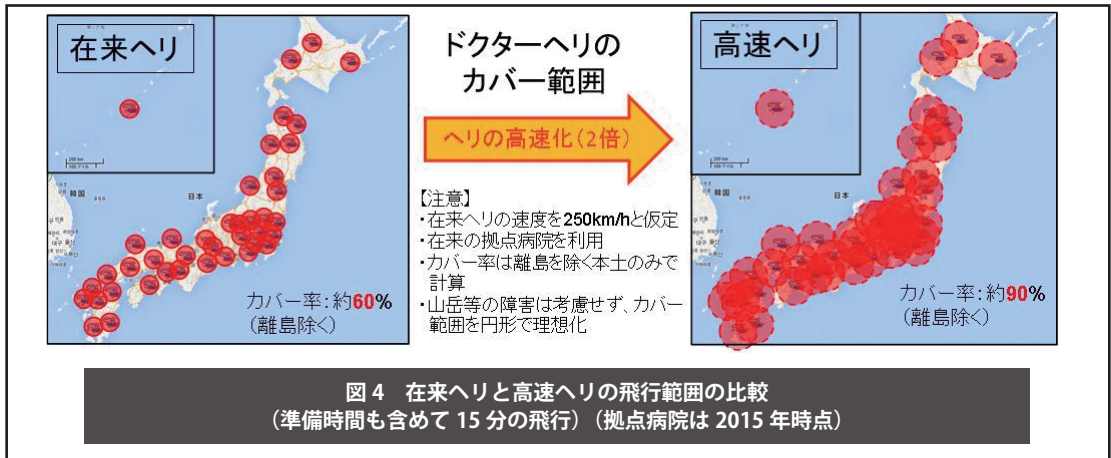


図3 カラー曲線¹²⁾

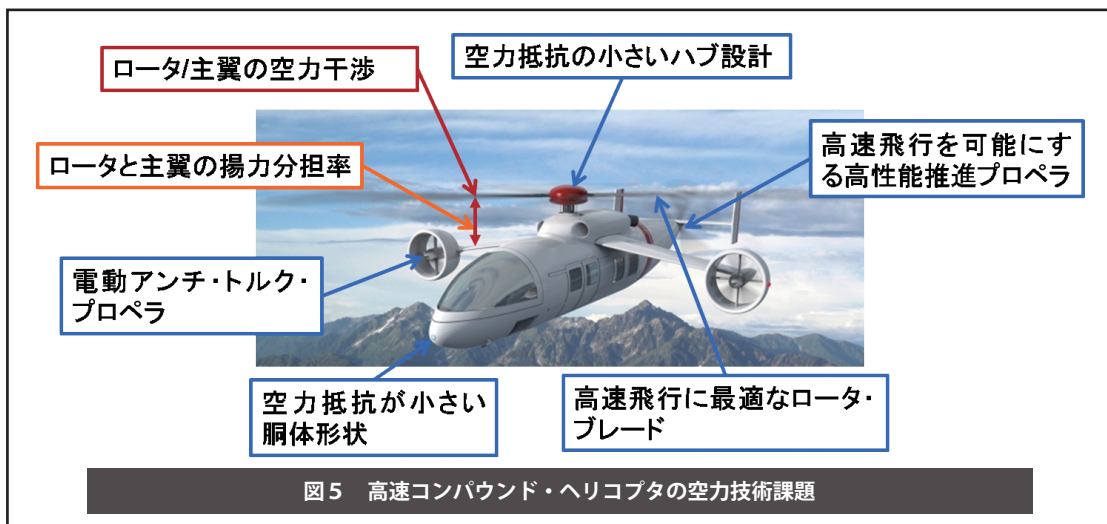


JAXA においては、図2に示す独自概念の高速コンパウンド・ヘリコプタの研究開発を行っています⁸⁻¹¹⁾。最大速度 500km/hr を目標とするこの機体の特徴は、以下の通りです。

- (1) 空力抵抗を低減する洗練された胴体とロータ・ハブ形状
- (2) 高速前進飛行を可能とする胴体尾部のブッシャー型プロペラ
- (3) 高速前進飛行時の揚力を分担する主翼
- (4) 前進飛行時の補助推力及びアンチトルクを生み出すと共に、電動化とダクト化によって安全性を高めた主翼先端部の電動プロペラ
- (5) 高速前進飛行(高アドバンス比)に適した先進ブレード

Airbus Helicopters 社の X³ 試験機との違いは、アンチトルクは主翼両端の電動プロペラにゆだね、その出力は在来のヘリコプタのテールロータと同等程度であり、主翼の翼端での荷重を抑えることができ、効率的なホバリングが在来ヘリコプタと

同様に維持できます。高速飛行に必要な推力は尾部のプロペラを用いて発生し、最大速度時の出力はヘリコプタのホバリングに必要なパワーの約2倍程度になることから、エンジンから直接駆動することを想定しています。現在の中型ヘリコプタの多くはすでに2発のエンジンを搭載していますが、一発のエンジンが故障した場合の安全性を考慮し、通常の運用時はエンジンの出力を下げているので、その余剰パワーを利用して、高速化を図ることが可能であると考えています。この機体概念の最初の適用目標はドクターヘリの高速化に置いています。図3に救急医療においてよく知られているカラー曲線を示しています¹²⁾。負傷者が大出血を伴う事故発生の場合、15分以内に救急医療が開始できる場合は死亡率をほぼゼロに抑えることができますが、このゴールデン・アワーが過ぎると、死亡率が急激に増大してしまいます。しかしながら、現状の日本におけるドクターヘリを運用している拠点病院からは、図4の左側に示すように、在来ヘリコプタの最大速度である約250km/hrで飛行した場合は、通報を



受け、3分間の準備時間を入れて、15分以内に到達できる範囲は拠点病院からの約50kmまで、国土面積の60%しかカバーできていません。もし時速500kmの高速ドクターヘリが実現できれば、現状の拠点病院から15分以内に到達できる範囲は約100kmまで広げることができ、図4の右側に示しているように、ほぼ全国土をカバーできるようになります。機体自体のコストは数億円程度で、在来ヘリの1.5倍程度で実現できると見積もられており、新規の拠点病院の増設と運営に必要な資金と比べたら、非常にわずかであり、国土の強靱化への寄与効果が非常に高いと考えています。

このような新しい形式の高速コンパウンド・ヘリコプタを開発していくためには、図5に示す技術課題を解決していく必要があります¹³⁾。特に最初の研究段階においては、(1)この独自の機体概念の成立性の確認、(2)ロータと主翼の干渉による空力抵抗の増加量の把握と低減手段の検討、(3)在来ヘリコプタの飛行領域を大幅に超える高前進率に

おけるロータ・ブレードの最適化という3つの技術課題が重要であると考えています。

JAXAにおいては、機体概念の成立性を確認するために、スケールダウン模型を製作し、飛行試験を行ってきました^{14)、15)}。図6は第1次概念模型の飛行試験時の写真です。既存のメインロータ直径1.5mの電動ラジコンヘリを基に、主翼と両端の電動プロペラを追加し、さらにテールロータの代わりに、尾部に推進プロペラを付けました。主翼の両端のプロペラのピッチ角の差動によってメインロータの駆動トルクを打ち消すため、ホバリング時でも機体が左右に傾くことが無くなりました。また、前進飛行時は主翼両端のプロペラの並動と尾部プロペラの推進を用いるため、機体の姿勢は常に水平を維持するだけで良く、在来形態のヘリコプタよりも飛行制御しやすいことが分かりました。また、高速飛行時は主翼による揚力の割合が大きいため、機体の振動も大幅に減少しました。在来のヘリコプタよりはプロペラが2個も増えていますが、最大飛行



図7 JAXAにおける高速コンパウンド・ヘリコプタの第2次概念模型（2017年）



速度の大幅な向上と共に、高速飛行時のヘリコプタの振動問題も解決できる可能性を示唆しました。さらに、高速飛行時はメインロータの回転数も20%程度下げるため、機体から発生するロータ騒音も軽減できました。しかしながら、第1次模型はメインロータと尾部プロペラが連結されており、同じモータで駆動していたため、尾部プロペラへの駆動パワー供給は十分ではなく、模型の最大飛行速度は90ノット程度で、ロータの前進率も約0.5でした。

機体の形状をより流線形にし、最適化設計した尾部プロペラの駆動を別の大出力モータで行える第2次概念模型を図7に示します。この機体模型は最大120ノットの飛行速度を記録し、メインロータの前進率は0.8を超えました。実機のロータの翼端速度は模型よりも2倍以上速いため、この前進率は実機に置き換えると500km/hrで飛行する場合に相当しています。このような高い前進率においても、メインロータの操作だけで、機体の姿勢維持や高度制御が可能であることを実証しました。この第2次概念模型をベースに、さらにランディング・ギアの収納による前進飛行時の抵抗低減、主翼へのフラップの追加でホバリング時の主翼のダウンローディングの低減を図っています。

第2の技術課題であるロータと主翼の干渉による空力抵抗の増加量の把握と低減手段については、主にCFDシミュレーションと風洞試験で検討を行っています¹⁶⁻²⁰⁾。図8にホバリング時のメインロータのダウンウォッシュと主翼との干渉の計算例を示しています。ダウンウォッシュが主翼の上面に衝突し、翼の先端と後縁で剥離した流れ場を形成しており、通常的设计では5～10%程度のロータ推力

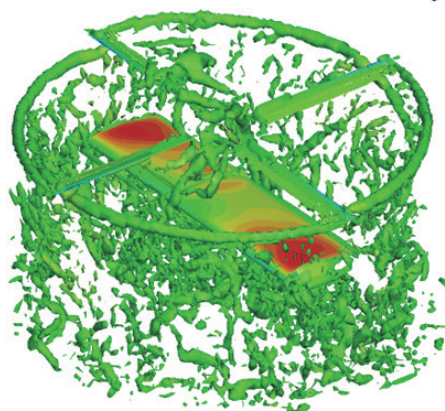
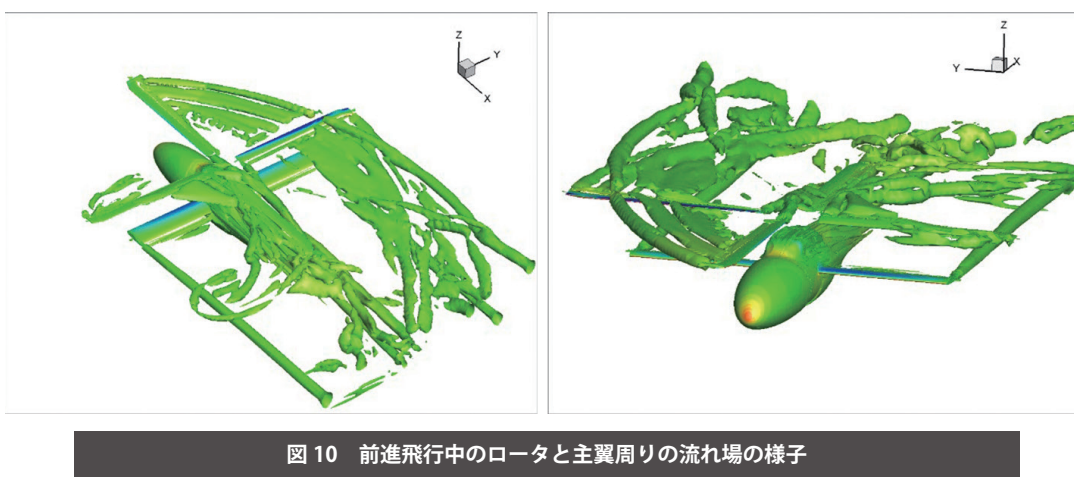
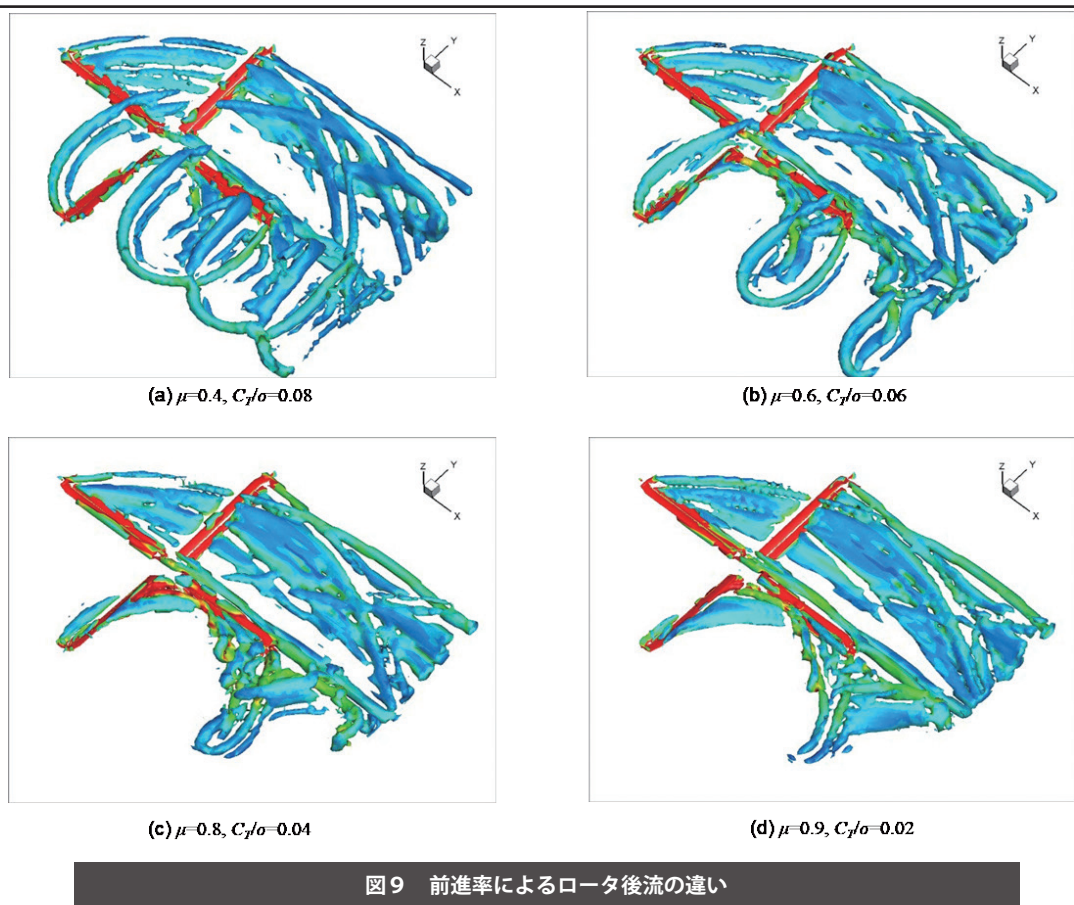


図8 ホバリング時のメインロータからのダウンウォッシュと主翼との干渉の様子

分の下向きの力（ダウンローディング）が発生します。主翼にフラップを設け、フラップ角を70度程度大きく取ると、このダウンローディングを半分に以下に軽減することが可能です。また、ロータが水平状態で、前進速度が上がってくると、ロータの前進側と後退側では流れ場が大きく異なってきます。ヘリコプタUH-60Aのメインロータで高前進率の風洞試験をNASAが行っており²¹⁾、その実験条件でCFD解析した流れ場の様子を図9に示します。在来ヘリコプタは速いものでも前進率が0.4を超えるものではありませんが、これ以上の前進率においては、前進側と後退側の流れ場の差がさらに顕著になります。このロータの下方に主翼を有する機体をした場合の流れ場の様子を図10に示します。図11にあるロータ面上の荷重分布と断面での則場の様子から分かるように、特にロータの前進側においては、ロータのダウンウォッシュが主翼に大きな影響を及ぼし、翼の揚力が減少するとともに、翼の抵抗も増えています。主翼の左右での揚力分布などは非対称になっています。4個の回転翼を有するコ



ンパウンド・ヘリコプタ全機周りの流れのCFD解析（図12）や空力性能の風洞試験（図13）による計測も行なわれています。

並行して、ロータ面が水平で高前進率飛行におけるメインロータの空力形状のCFDによる最適設計も行われています²²⁾。

5. 電動回転翼航空機の開発動向と技術課題

近年の急速な電動化技術、AI技術の進歩で、在来ヘリコプタの複雑なロータ機構を使わずに、複数のロータで揚力を分担して、垂直離着陸を実現していく航空機の開発が行われるようになりました。小型のマルチロータ型のドローンから、数人乗りの電

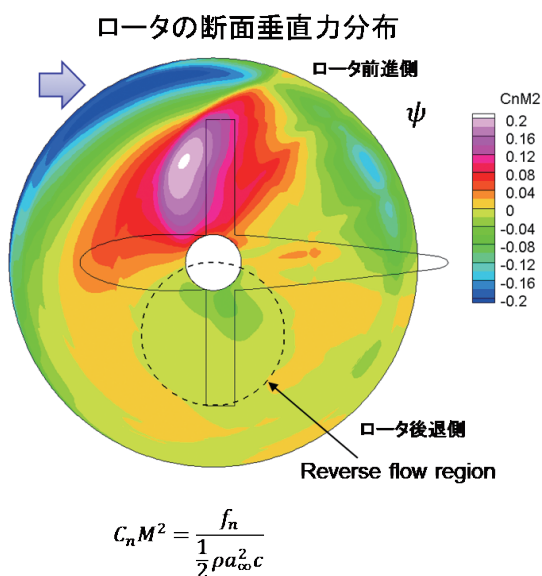
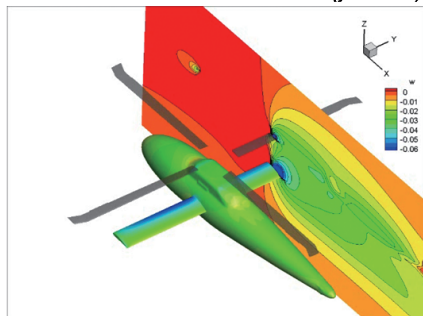


図 11 前進飛行中のロータと主翼との空力干渉の様子

ロータ前進側の吹き降ろしの様子 (y/R=0.4)



ロータ後退側の吹き降ろしの様子 (y/R=0.4)

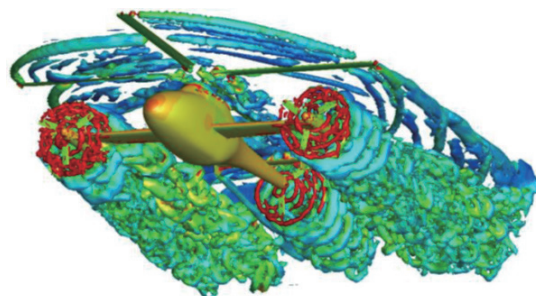
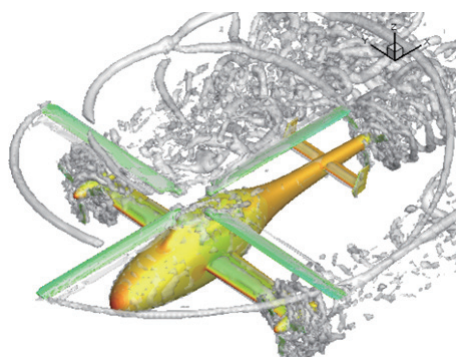
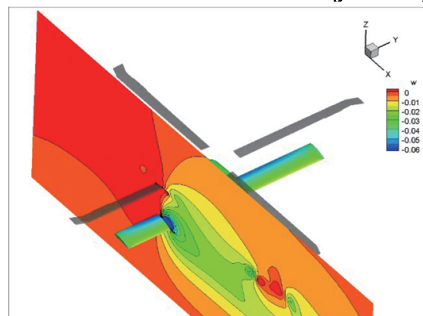


図 12 コンパウンド・ヘリコプタ全機形態のCFD 解析例

動航空機の開発までが多くの既存航空機メーカーやベンチャー企業により盛んに行われています。電気モータによる駆動は柔軟な分散推進構成を可能にし、在来の航空機設計では想像できないような形態の航空機が開発されています。ホバリング飛行が中心で、短距離輸送で十分な場合は複数のロータのみで構成される機体構成で十分ですが、空飛ぶクルマの概念のように、効率よくできるだけ遠距離輸送したい場合は、ロータと固定翼のコンパウンド化が必要になります。数 10 kg までのドローンは飛行時間 30 分～1 時間程度で、空中撮影や施設点検、農薬散布などでかなり実用化が進んでいますが、人



図 13 コンパウンド・ヘリコプタ模型の風洞試験の様子



図 14 可変ピッチ制御の
マルチロータ型ドローンの開発例

員輸送を目指す大型な電動垂直離着陸機の本格的な実用化には、いくつかの重大な技術課題を解決する必要がありますと考えています。一つは回転翼の翼端速度はロータの騒音と支配的な関係にあるので、市街地でも運用できる機体を設計する際は、翼端速度を約 100m/s 以下に抑えておく必要があります。在来ヘリコプタのロータの翼端速度はほとんど 200m/s 以上で、実際に市街地での運用に騒音問題に直面していますが、半分以下の翼端速度では、ロータ・ブレードのサイズの増大や機体重量の増加を招く恐れがあります。さらにロータからのダウンウォッシュの周辺への影響も考慮に入れる必要があり、適切なロータ回転面積を確保する必要があります。バッテリーの重量当たりの電力密度を現状の数倍のオーダーまで高める新型バッテリーの開発と実用化も必要です。合わせて、自動運行など、新たな航空運航ルールの整備も並行して検討していく必要があります。

さらに、複数のロータ周りの流れ場は在来の単一ロータと比べ、互いに干渉し合うため、圧倒的に複雑です。特に市街地での運用も念頭に入れる場合は、離発着する際に周辺に障害物もあり得ます。種々の壁による流れ場と空力性能の変化も念頭に入れておく必要があります。図 14 は砂田、田辺、米澤、得竹ら²³⁻²⁶⁾が ImPACT 研究²⁷⁾の一環として試作した可変ピッチ制御の 6 ロータのドローンの写真ですが、図 15 のように側壁の近くでは、ロータからの後流が壁に吸い寄せられ、図 16 のように揚力の減少とともに、壁の方へ機体を傾かせる旋回モーメントもどんどん大きくなり、機体が壁に吸い寄せられる力が発生します。天井やトンネルなどがマルチロータ周りの流れ場に与える影響も理解しておく必要があります。

6. おわりに

本紹介記事においては、メインロータとテールロータで構成される在来ヘリコプタの技術課題や最大速度の限界について考察し、チルト・ロータやコンパウンド・ヘリコプタなどの高速回転翼機の開発動向について紹介しました。さらに、JAXA で研究されている独自提案の高速コンパウンド・ヘリコプタの設計概念について、その技術課題と取り組み状況を紹介しました。最後に電動化技術の急速な進歩を背景にした電動垂直離着陸機の開発動向と技術課題についても検討し、マルチロータ周りの複雑な流れ場と壁による空力性能の変化について例示しました。

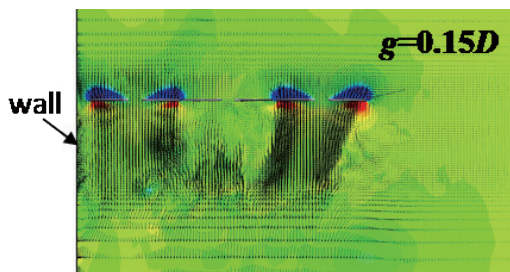
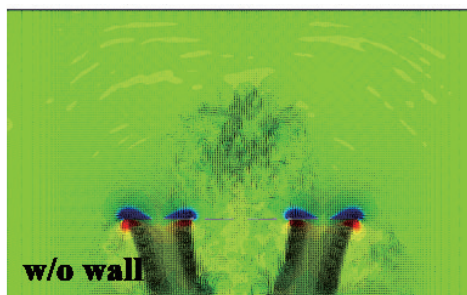


図 15 壁なし（左）と側壁有（右）の場合のマルチロータ周りの流れ場の様子

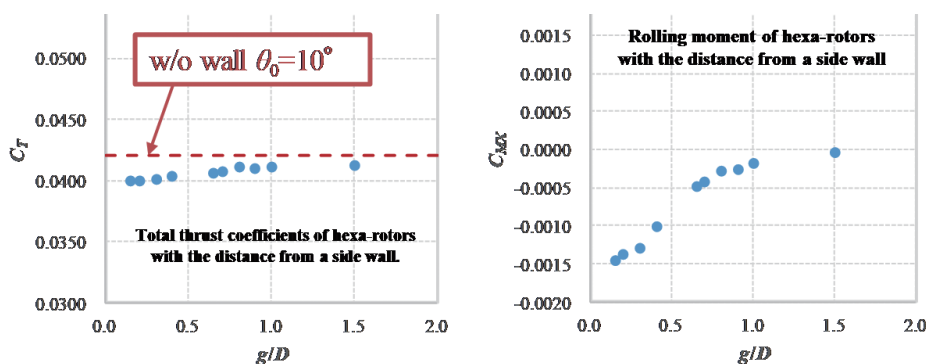


図 16 マルチロータが側壁に近づく場合の推力とローリング・モーメントの変化

なお、本記事で紹介した JAXA が保有する回転翼機用の CFD 統合解析ツール rFlow3D は大学や企業などでの利用実績が増えており、複雑な回転翼周りの流れ場や騒音の詳細な理解の一助になればと願っています。

参考文献

- 1) <http://evtol.news> (by Vertical Flight Society) .
- 2) Walsh, D., Weiner, S., Arifian, K., Lawrence, T., Wilson, M., Millott, T. and Blackwell, R., "High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator," the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, VA, 2011.
- 3) Nizet, P. and Chéry, S., "Airbus Helicopters' X3 high-speed demonstrator makes its new home at France's national Air and Space museum," Airbus Group Websites, 19 June 2014, URL:http://www.helicopters.airbus.com/website/en/press/Airbus-Helicopters'-X3-high-speed-demonstrator-makes-its-new-home-at-France's-national-Air-and-Space-museum_1525.html.
- 4) 田辺、形状変化を利用したヘリコプタのロータ・ブレードのアクティブ制御、日本航空宇宙学会誌、第 64 巻、第 8 号、2016 年 8 月。
- 5) Tanabe, Y., Saito, S. and Sugawara, H., Construction and Validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction, 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherland, Sept. 4-7, 2012.
- 6) Harris, F. D., Rotor Performance at High Advance Ratio: Theory versus Test, NASA CR-2008-215370, Oct. 2008.
- 7) Ormiston R A, Revitalizing Advanced Rotorcraft Research—and the Compound Helicopter, 35th AHS Alexander A. Nikolsky Honorary Lecture, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 61, No. 1, 2016.
- 8) Tanabe Y, Aoyama T, Kobiki N, Sugiura M, Miyashita R, Sunada S, Kawachi K, and Nagao M, A Conceptual Study of High Speed Rotorcraft, 40th European Rotorcraft Forum, Southampton, UK, Sept. 02-05, 2014.
- 9) 田辺、青山、小曳、杉浦、宮下、砂田、河内、長尾、

- 高速ヘリコプタの概念検討、第 52 回飛行機シンポジウム、長崎、2014 年 10 月 8 ~ 10 日。
- 10) 青山、田辺、小曳、杉浦、河内、長尾、高速ドクターヘリの実現に向けて、第 52 回飛行機シンポジウム、長崎、2014 年 10 月 8 ~ 10 日。
 - 11) 青山、田辺、小曳、杉浦、高速ドクターヘリの実現に向けた検討状況、第 53 回飛行機シンポジウム、松山、2015 年 11 月 11 ~ 13 日。
 - 12) <http://umm.edu/programs/shock-trauma>
 - 13) 田辺、青山、小曳、杉浦、菅原、高前進率ロータの技術課題検討、第 53 回飛行機シンポジウム、松山、2015 年 11 月 11 ~ 13 日。
 - 14) 杉浦、田辺、小曳、青山、高速ヘリコプタ模型飛行試験第一報、日本航空宇宙学会 47 期年会講演会、2016 年 4 月 14 ~ 15 日。
 - 15) Tanabe, Y, Sugiura, M., and Kobiki, N., A New Concept of Compound Helicopter and Flight Tests, 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Chengdu, China, Oct. 16-18, 2018.
 - 16) Tanabe, Y. and Sugawara, H., Aerodynamic validation of rFlow3D code with UH-60A data including high advance ratios, 41st European Rotorcraft Forum, Munich, Germany, Sept. 1-4, 2015.
 - 17) Tanabe, Y. and Sugawara, H., Numerical Simulation of Aerodynamic Interaction Between a Rotor and a Wing, 5th Asian/Australian Rotorcraft Forum, Singapore, Nov. 17-18, 2016.
 - 18) 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, Kanazawa, Ishikawa, Japan, Nov. 7-9, 2017.
 - 19) 菅原、田辺、亀田、数値計算によるコンパウンド・ヘリコプタの空力性能調査、第 56 回飛行機シンポジウム、山形、2018 年 11 月 14 ~ 16 日。
 - 20) 田辺、小曳、菅原、小林、林、佐藤、ロータと固定翼との空力干渉風洞試験の事前予測について、第 56 回飛行機シンポジウム、山形、2018 年 11 月 14 ~ 16 日。
 - 21) Potsdam, M., Datta, A. and Jayaraman, B., Computational Investigation and Fundamental Understanding of a Slowed UH-60A Rotor at High Advance Ratios, American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, TX, May 1-3, 2012.
 - 22) Sugiura, M., Tanabe, Y., and Sugawara, H.,

- Optimal Aerodynamic Design of Main Rotor Blade for a High-Speed Compound Helicopter, 6th Asian/Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, Kanazawa, Ishikawa, Japan, Nov. 7-9, 2017.
- 23) Tanabe, Y., Aoyama, T., Sugiura, M., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K. and Tokutake, H., Numerical Simulations of Aerodynamic Interactions Between Multiple Rotors, 42nd European Rotorcraft Forum, Lille, France, Sept. 6-9, 2016.
- 24) Tanabe, Y., Aoyama, T., Sugiura, M., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K. and Tokutake, H., Influences of Upper and Side Walls on the Performance of a Multiple Rotor Drone, 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, Kanazawa, Ishikawa, Japan, Nov. 7-9, 2017.
- 25) Tanabe, Y., Aoyama, T., Sugiura, M., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K. and Tokutake, H., Multiple Rotors Hovering Near an Upper or a Side Wall, Journal of Robotics and Mechatronics, Vol. 30, No. 3, pp. 344-353, 2018.
- 26) Tanabe, Y., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K. and Tokutake, H., Aerodynamics of Single and Multiple Rotors Hovering Inside a Square Tunnel, 44th European Rotorcraft Forum, Delft, Netherland, Sept. 18-20, 2018.
- 27) The Japan Science and Technology Agency (JST) , ImPACT: Impulsing Paradigm Change through Disruptive Technologies Program, Tough Robotics Challenge (TRC) , <http://www.jst.go.jp/impact/en/program/07.html>, accessed on Feb. 21, 2018.