

eV/STOLの空力特性と飛行性能の検討*1

Study on Aerodynamics and Flight Performance of eV/STOL

森 川 泰*2,*3・土屋 武 司*4・高 田 尚 樹*3
Yasushi MORIKAWA, Takeshi TSUCHIYA and Naoki TAKADA

Key Words : UAV, VTOL, Flight Performance, Computational Fluid Dynamics, Panel Method

Abstract : A variety of UAV (Unmanned Aerial Vehicle) and UAM (Urban Air Mobility) have been developed. Most of these are multi-rotor type and their VTOL (Vertical Take-Off and Landing) capability is their strong point. However, in terms of performance they tend to lack of endurance. Therefore, many type of fixed wing VTOL are being developed in the world. As one of them, we proposed original fixed wing VTOL to improve the endurance performance with a simple mechanism. Our fixed wing VTOL is equipped with ducted fans for thrust, and it can also take off and land in a short field. Then we call it eV/STOL. In this paper, a concept and an outline of the proposed eV/STOL are described. Computational fluid dynamics analyses of aerodynamics of the aircraft are conducted to reveal its aerodynamic characteristics and flight performance. And the flight performance of the eV/STOL is theoretically discussed.

記号の説明

m : 機体質量
 g : 重力加速度
 V : 飛行速度
 V_0 : 基準飛行速度
 T : 総推力
 ρ : 空気密度
 S : 翼面積
 N : ローター回転数
 C_L : 全機揚力係数
 C_{L0} : 推力の無い状態での全機揚力係数
 $C_{L'}$: 推力の影響による全機揚力係数の増減分
 C_D : 全機抗力係数
 C_{D0} : 推力の無い状態での全機抗力係数
 $C_{D'}$: 推力の影響による全機抗力係数の増減分
 C_m : ピッチングモーメント係数
 α : 機体迎角
 α_R : ローター迎角
 i_W : 主翼取付角
 i_R : ローター取付角

1. はじめに

近年、マルチロータータイプを主流として多くの無人機

が開発され、様々な分野で使われつつある。マルチローター機にとって垂直離着陸能力や、空中でホバリング、低速飛行が可能なのは大きな利点である。しかし、常にローター推力だけで浮上し、飛行するマルチローター機は、本格的な実用化を考えた場合にその航続性能不足が問題となっている。その問題の解決策として、電源システムやモーター、ローターなどの改良も検討されているが、固定翼の揚力を利用することは飛行効率を向上させる有望な方法であり、様々な固定翼 VTOL 機が研究開発されている。固定翼 VTOL 機としては、推力の向きを変えるチルト機構を備えたチルトウィングやチルトローター、垂直離着陸用と水平飛行用の推力を別々に備えるリフトアンドクルーズなどの方式が研究開発されている。これらの機体は水平飛行時に高い飛行効率を得られるが、複雑な機構を必要としたり、余分に推進機構を必要としたりするので、コストや重量が増加する可能性がある。その他には第1図の Fixar 社の Fixar 007¹⁾ のようにマルチローター機に固定翼を付けたような機体や、翼にローターを内蔵した Fan-in-Wing と言われるタイプの機体も研究開発されている。第2図の Horizon Aircraft 社の Cavorite X7²⁾ は翼内にあるローターを使って垂直に離着陸し、上空では格納して固定翼の揚力と前進用プロペラを使って飛行する。ローターを内蔵しているが、リフトアンドクルーズの一形態と言える。リフトアンドクルーズタイプの機体としては、Wingcopter 社の Wingcopter 198³⁾ や Aerosense 社の AS-VT01K⁴⁾ などの UAV や、teTra aviation 社の Mk-5⁵⁾ のような UAM がある。

固定翼 VTOL 機はまだ研究開発の途上で、性能を競っている段階であり、将来的にはいくつかの形態に収斂していくと考えられるが、用途に合わせていくつかのタイプの

*1 © 2025 日本航空宇宙学会

2024年10月10日原稿受付、2024年12月19日最終改訂稿受付、2025年2月17日原稿受理

*2 連絡先著者 (Corresponding author) : morikawa.y@aist.go.jp

*3 国立研究開発法人産業技術総合研究所省エネルギー技術研究部門

*4 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻



第1図 Fixar 007

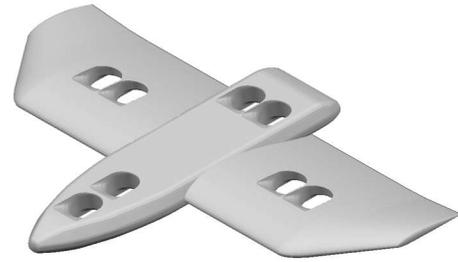


第2図 Horizon Aircraft Cavorite X7

固定翼 VTOL 機が実用化されるとも考えられる。そこで、我々も固定翼 VTOL 機の一形態としてマルチローターのようにシンプルな構造でありながら航続性能も向上させる機体を提案している。航続性能はチルトローター機やリフトアンドクルーズ機などには劣ることになるが、シンプルな構造を採用することで、低コスト化や高信頼性の面で利点があると考えている。本稿では、我々が提案し研究開発を進めている eV/STOL 機のコセプトや概要について説明し、数値流体力学 (CFD) 解析による空力特性の解明や飛行性能の推定を行う。この機体はローターを胴体や翼に内蔵してダクトファンとしているのが特徴であるので、外部にローターがある機体との性能比較も行い、特性や性能の違いについて考察する。

2. コンセプト

前述のようにマルチローター機では航続性能の不足が問題になっているが、その垂直離着陸能力は非常に有用であり、垂直離着陸能力を有する実用的な航続性能の UAV や UAM の実現が強く望まれている。垂直離着陸能力があれば、場所を選ばずに離着陸してミッションを実行でき、上空で停止や低速飛行が可能であれば、様々な観測や点検に有用である。そこで、垂直離着陸性能と航続性能の両立を目指しつつ、可能な限りシンプルな構造の機体の開発を目指している。マルチローター機のようにローター推力で垂

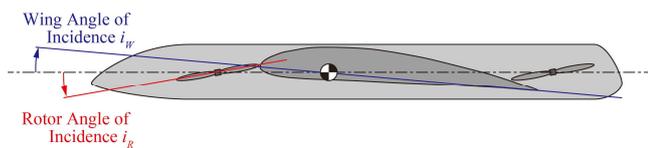


第3図 eV/STOL 機のイメージ図

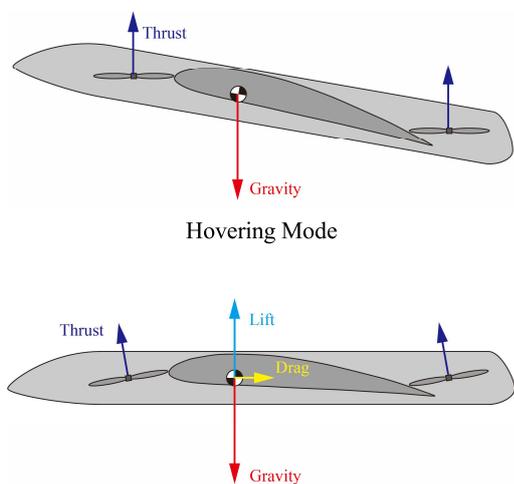
直離着陸をし、上空では固定翼の揚力を利用して効率良く水平飛行をする機体と言う点では、多くの固定翼 VTOL 機と同じであるが、シンプルな構造を目指している点が我々の提案機体の特徴である。この機体は操舵面が無く、マルチローター機のようにローター推力の制御のみによって姿勢を制御し、飛行制御しているのが、可動部はローターだけである。このコンセプトに基づく機体は胴体形状や翼平面形、ローター配置などで様々なバリエーションが考えられる。これまでに、基本的な形態として全長 1m の基礎実験用小型機⁶⁾を用いて研究を行ってきた。この小型実験機ではダクト内にローターを内蔵するためにマルチローター機などに比べてローター径が制限されるので 8 ローターと増やすことで総推力を確保し、機体の運動や空力現象をできるだけ単純に捉える目的でローター配置を十字型とした。ただ、機体が小型であることやローター配置のために、ペイロードスペースはフライトコントローラーやバッテリーで占められてしまい、他の機器を搭載するスペースの余裕は無かった。そこで本稿では、第3図に示すような次の実験機として計画している機体をモデルとして検討することとした。この機体では、全長を 1.5m にスケールアップし、ペイロードのスペースを確保するために胴体後部のローターは平行とした。また、大きな機体制御モーメントを発生可能とすることも考慮してローター配置を決めた。現象解明を優先して翼平面形や胴体形状なども含め単純な機体構成としている。まずはこの機体について空力解析を行い、実験機を製作して飛行実験で検証していく。操舵面は無いので機体の制御はローター推力のみで行う。ホバリング時はマルチローター機と同様に高度制御は総推力の増減によって行う。ピッチ及びロールの制御は主に前後左右のローター推力を差動させることによって行う。ヨー制御は主にローターの反トルクを利用して行うため、時計回りと反時計回りのローター推力の割合を変えることによって行う。第3図に示すように、胴体内や翼内にローターを内蔵することにより、効率良く推力を増大させることが可能で、安全性や静粛性の向上も期待できる。またシンプルな構造であることは、特に小型の場合に大きな利点となると考えられる。

3. eV/STOL の概要

3.1 機体構成 提案する eV/STOL 機は、胴体と固定翼、そしてダクトファンとして内蔵されるローターによって構成されている。基本的機体構成を模式的に第4図



第4図 構成図



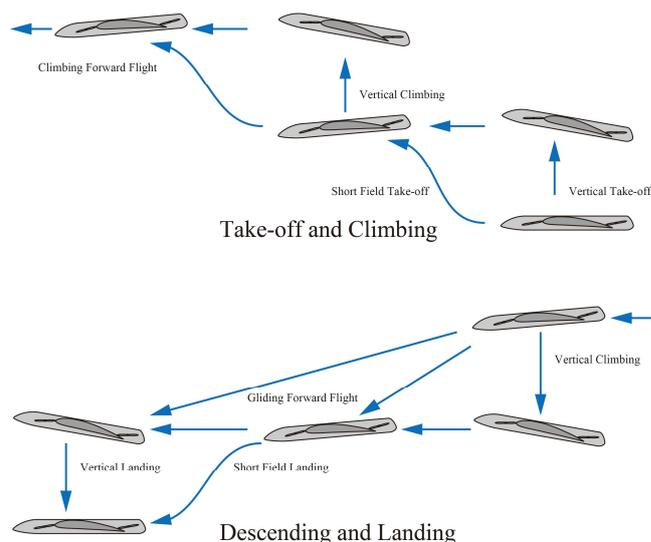
第5図 飛行モード

に示す。胴体に対して固定翼は翼取付角 i_W で取り付けられており、内蔵するローターはすべて機体軸に対し同じローター取付角 i_R で取り付けられており、ローター回転面が平行になるようになっている。ローターを囲むダクト形状はローター軸と平行な円筒で、ダクトのインレットとアウトレットの形状は空力を考慮して形状を決定する必要がある、ローター軸に対して非対称となる。操舵面は無く、可動部はローター部分だけであり、非常にシンプルな構造である。

3.2 飛行モード 提案する eV/STOL 機では、第5図に示すようにホバリングモードと水平飛行モードがある。ホバリングモードではローター推力だけを利用して垂直離着陸など垂直方向に移動したり、空中でホバリングしたりする。水平飛行モードでは固定翼の揚力を利用して効率良く水平飛行するが、ローター推力は垂直方向と水平方向とに発生し、ローター推力は前進推力を発生しつつ、揚力としても作用するので、全体揚力は固定翼の翼揚力とローター推力とからなる。全揚力における翼揚力とローター推力の割合は飛行状態によって変動する。

ホバリングモードでは、第5図に示すように基本的にローター回転面が水平になる姿勢を機体を取り、各推力がバランスを取りながら総推力が重力と釣り合うことによりホバリングし、総推力を増減させることにより垂直に上昇下降を行う。但し、正対風がある場合、対地ホバリングでは対気速度があることになり、多少の翼揚力が発生し推力を減らすことができると考えられる。

ホバリングモードと水平飛行モードの間の飛行遷移は、機体のピッチ制御によって行う。ホバリングしている状態



第6図 飛行形態

から徐々にピッチダウンしていくと推力が前方へ傾き、機体が加速していき、翼揚力が発生し出す。機体の翼揚力発生に合わせて総推力を調整することにより、高度を維持しながら水平飛行モードへ遷移する。逆に、水平飛行モードからホバリングモードへは徐々にピッチアップすることにより総推力の方向を垂直方向に向けて前方への推力を減らすと、空気抵抗により飛行速度が減速されて、最終的にホバリング状態へ遷移する。飛行速度によって発生する翼揚力とバランスを取りながら総推力を調整することになるが、チルト機構により推力偏向を行うような VTOL 機と比べ、制御は容易である。

我々が提案している機体は V/STOL 機として考えており、第6図に示すような飛行形態を考えている。機体のテールを後部推力で持ち上げ前傾姿勢を取りながら滑走路上で加速、一定速度まで加速してからピッチアップし、翼揚力とローター推力を使って短距離で離陸したり、滑空しながらアプローチし翼揚力とローター推力を併用して着陸速度を低減させ、短距離で着陸させたりする運用方法も想定している。上空では垂直な上昇下降だけでなく、前進飛行して翼揚力を利用してしながら上昇下降することによってマルチローター機より効率的に飛行距離を延ばすことが可能となる。

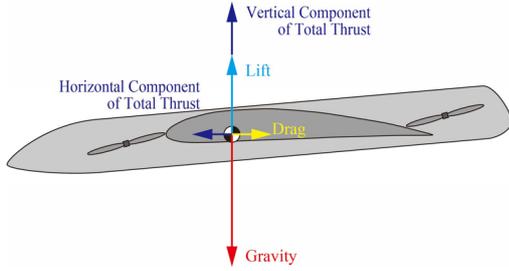
4. 飛行性能の検討

4.1 定常釣合い飛行 単純化したモデルで水平定常釣合い飛行での飛行トリムについて検討する。第7図に示すように飛行経路に対して水平方向と垂直方向に機体に働く力の釣合いを考えると式 (1)、(2) のように表せる。

$$T \sin(-\alpha_R) = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \quad (1)$$

$$T \cos(-\alpha_R) + \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 = mg \quad (2)$$

ここで、気流に対するローター迎角 α_R は、機体迎角 α とローター取付角 i_R の和となるので、



第7図 水平飛行状態での力の釣合い

$$\alpha_R = \alpha + i_R \quad (3)$$

である。式(1)と(2)を釣合い速度 V と必要推力 T について解くと式(4)と(5)のようになる。

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \cdot \frac{\sin(-\alpha_R)}{C_D \cos(-\alpha_R) + C_L \sin(-\alpha_R)}} \quad (4)$$

$$T = mg \frac{C_D}{C_D \cos(-\alpha_R) + C_L \sin(-\alpha_R)} \quad (5)$$

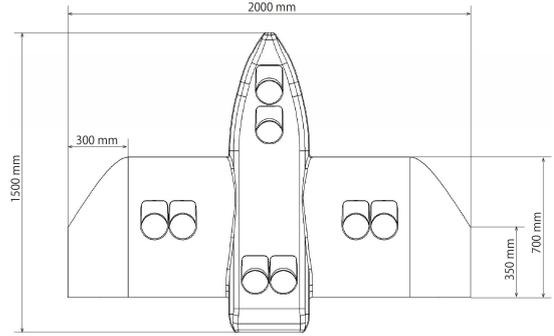
これらの式から分かるように α が決まれば、 α に対する C_L , C_D を用いて定常水平飛行状態での T と V を求めることができる。但し、これは単純なモデルで考えた場合であり、実際に我々が検討している eV/STOL 機ではダクトドファンが胴体や翼の周りの流れに影響を与え、機体の C_L , C_D を変化させると考えられる。そこで、推力がゼロの場合の機体の揚力係数と抗力係数を C_{L0} , C_{D0} 、飛行速度や推力により変動する部分を C_L' , C_D' とし、機体に働く力の釣合いは式(6), (7)で表せられると仮定して検討した。

$$T \sin(-\alpha_R) = \frac{1}{2} (C_{D0} + C_D') \rho S V^2 \quad (6)$$

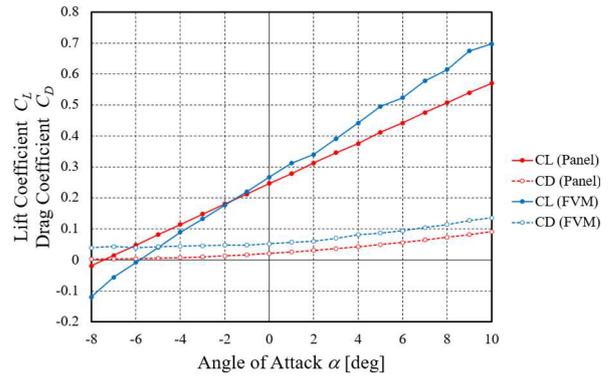
$$T \cos(-\alpha_R) + \frac{1}{2} (C_{L0} + C_L') \rho S V^2 = mg \quad (7)$$

C_L' , C_D' がどのような値を取るかを検討するために、以下で示すように数値流体力学 (CFD) により解析を行った。

4.2 数値流体力学解析 CFD 解析では NASA から公開されているオープンソースの CFD 計算ソフトウェア OpenVSP^{8,9)} を利用した。この OpenVSP は航空機設計を目的としたソフトウェアで、機体モデルを作製する CAD 機能と、ポテンシャル流れソルバーである VSPAERO などで構成されている。CFD 解析のために OpenVSP で作製した機体モデルの形状、寸法を第8図に示す。この機体の諸元は全長 1.5 m、翼幅は 2.0 m で、重量は 10 kg に設定して解析を行った。また、固定翼の翼型は NACA4412 で、翼取付角 i_W は 3° である。この i_W の値は、ダクトが無い、胴体と翼だけのモデルで CFD 解析し、揚抗比が最も良さそうな値として 3° と設定した。ローターは APC 社の B5 × 4E-3-B4 という 5 インチ 3 翅のローターとし、ローター取付角 i_R はホバリング時に過度に機首アップの姿勢にならないように -10° とした。 i_W や i_R は重要な設計パラメータであるが、詳細な検討はまだ行っておらず、最適な取付角については



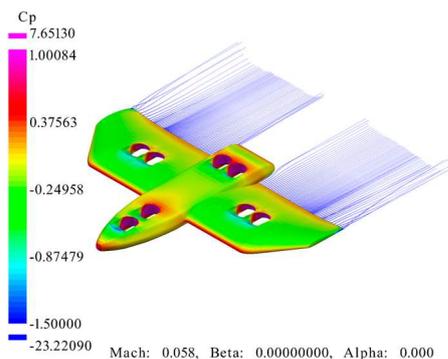
第8図 機体モデル



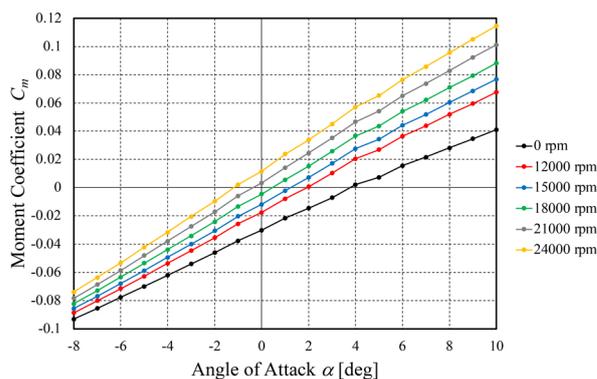
第9図 CFD 解析精度の比較

本稿の結果に基づき今後の研究で検討する予定である。

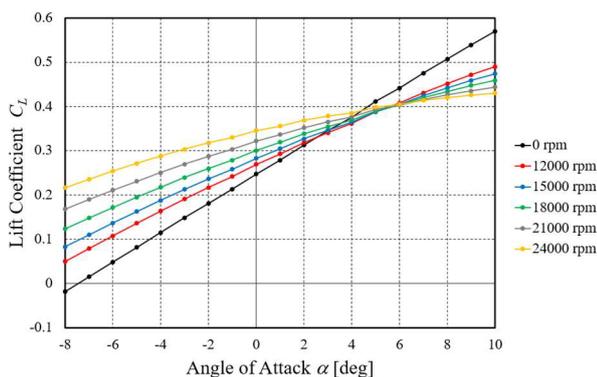
第8図に示した機体モデルに対し、パネル法 (Panel Method)^{10,11)} を用いて飛行速度と推力の設定を変えて計算をした。パネル法は計算コストが低く網羅的に解析をするのには有用であるが、流れの剥離を扱うことはできず、原理的に解析精度は有限体積法 (Finite Volume Method; FVM) などより低い。そこでローター回転数を変えながら網羅的に計算を行うのに先立ち、パネル法での解析精度を検証するために、ローター推力が無い機体だけのモデルに対し、パネル法による OpenVSP での解析結果と、FVM による OpenFOAM¹²⁾ での解析結果を比較する。2つの方法による解析から求めた C_L , C_D を第9図に示す。両方法の C_L は近い値となっているが、揚力傾斜に少し違いがある。 C_D については似た特性の曲線を描いているが、パネル法での計算結果は全迎角にわたって 0.03~0.04 低い値となっている。よって全体的には機体の空力的特性は捉えており、定性的な検討ではパネル法による解析結果でも可能と考える。パネル法による全体的な検討を行った後は、解析条件を絞って詳細な検討を FVM などによる CFD 解析を行うことが必要であり、今後の研究で実施していく。推力についてはローターが配置されている部分にアクチュエーターディスクを配置し、今回はすべて同じ回転数として解析を行った。具体的には 10, 20, 30 m/s の飛行速度について、ローターへの流入速度¹³⁾ を飛行速度のローター軸方向の成分とし、各速度で発生する推力を考慮して 12000~24000 rpm の回転数範囲でローターの回転数を 1000 rpm



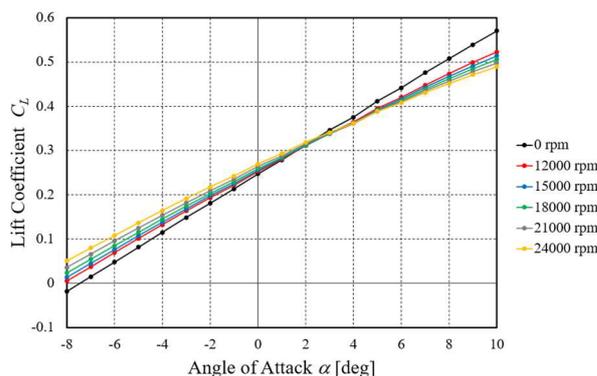
第10図 CFD解析例



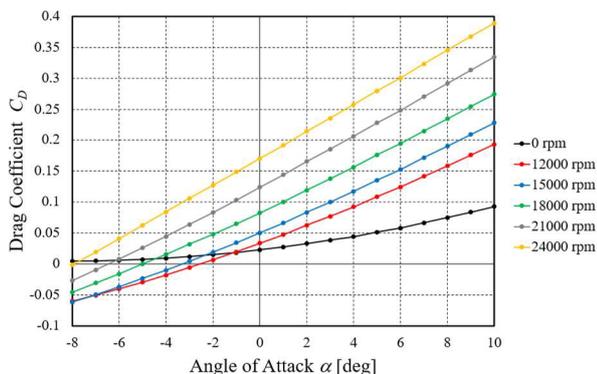
第13図 飛行速度 10 m/s でのモーメント係数



第11図 飛行速度 10 m/s での揚力係数



第14図 飛行速度 20 m/s での揚力係数



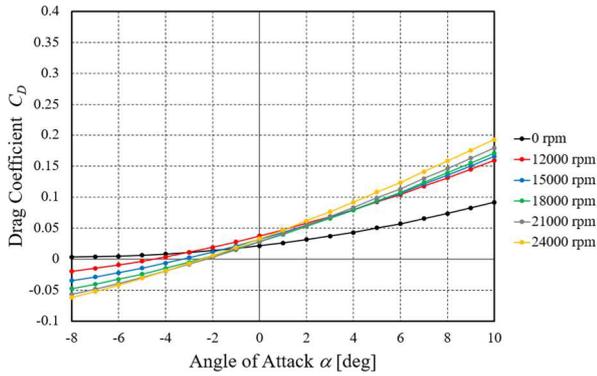
第12図 飛行速度 10 m/s での抗力係数

刻みで変化させて計算した。機体迎角 α は -8° から 10° までの範囲を 1° 刻みで計算した。アクチュエーターディスクの設定では、APC 社から公表されているローターのデータ¹⁴⁾を用いてローターへの流入速度とローター回転数から推力係数とパワー係数を求めて設定し、計算を行った。飛行速度 20 m/s、ローター回転数 18000 rpm で、解析した結果の機体迎角 0° での圧力分布を例として第10図に示す。

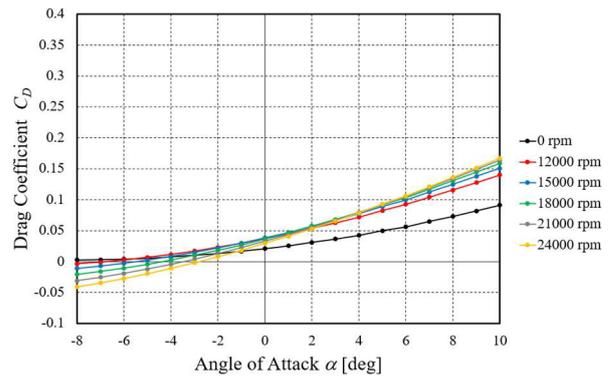
各飛行速度での計算結果を第11図から第19図に示すが、グラフの中でローター回転数が 0 rpm として示されているのは、胴体と翼にダクトがあるだけで推力を発生しておらず、その影響を受けていない状態の機体の C_L 、 C_D 、 C_m を計算した結果を示している。また、グラフを見易くするためにすべての計算結果ではなく、一部の回転数のデータをグ

ラフ化した。まず飛行速度 10 m/s での C_L 、 C_D 、 C_m の計算結果を第11、12、13図に示す。第11図を見ると 0 rpm の C_L に対し、ローター回転数が増加するに従い揚力傾斜が減少している。 $\alpha = 6^\circ$ 辺りを境として、 α が大きい時は C_L が減少していき、 α が小さい時は C_L が増大している。第12図の抗力係数はもう少し複雑な変化をしている。ローター回転数が増加するに従い全体的に C_D は増加しているが、 α がマイナスの範囲では C_D がマイナスとなっている部分が存在する。第13図のモーメント係数は α に比例して大きくなっており、ローター回転数が増加するに従い全体的に大きな値になっている。この機体は尾翼を備えておらず、ローター推力のバランス調整により姿勢を保つこととしているため、縦の安定性については負である。そのため、積極的にローター推力の制御をしなければ、 α が大きい時はより α が大きく、小さい時はより α が小さくなる方向にモーメントが発生する。ローター推力が大きくなるに従い、全体的に機首上げ傾向が強くなることも分かる。

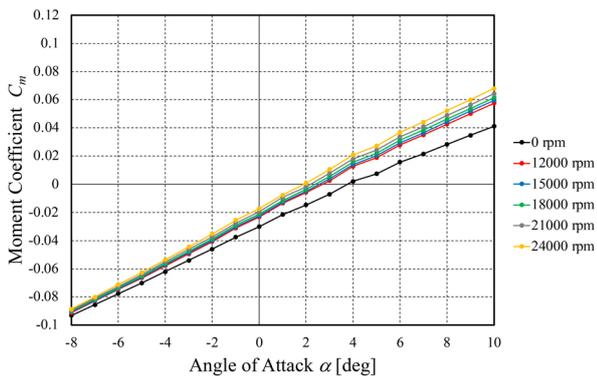
次に飛行速度 20 m/s での C_L 、 C_D 、 C_m の計算結果を第14、15、16図に示す。第14図からはローター回転数の変化に対する C_L の変化量が、飛行速度 10 m/s の時より小さくなっているが、傾向は同じであることが分かる。第15図からはローター回転数の増加に従い、 $\alpha = 2^\circ$ の辺りを境に α が大きい範囲では C_D は増加し、小さい範囲では C_D は減少しており、やはりマイナスの値となっている部分が存在する。第16図からは飛行速度 10 m/s の時と同様



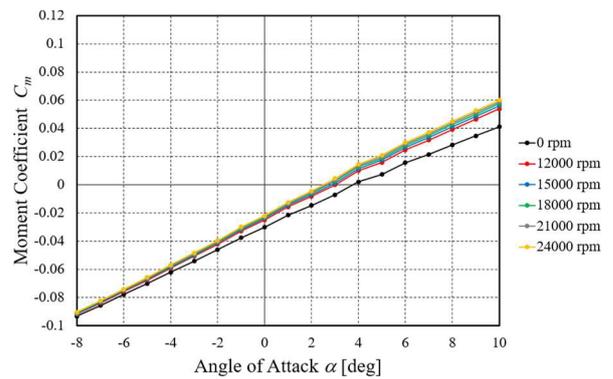
第15図 飛行速度 20 m/s での抗力係数



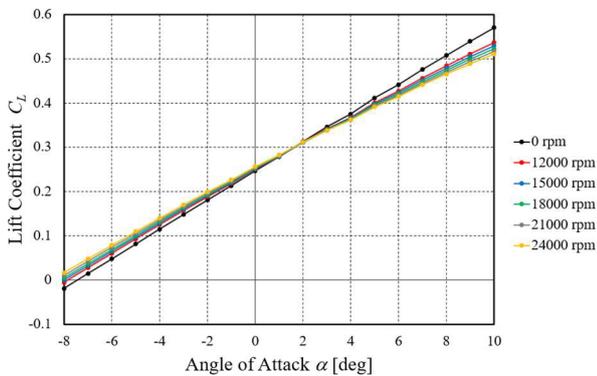
第18図 飛行速度 30 m/s での抗力係数



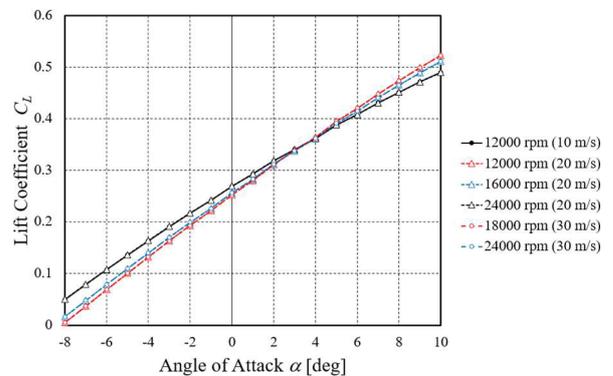
第16図 飛行速度 20 m/s でのモーメント係数



第19図 飛行速度 30 m/s でのモーメント係数



第17図 飛行速度 30 m/s での揚力係数



第20図 C_L の飛行速度とローター回転数の関係

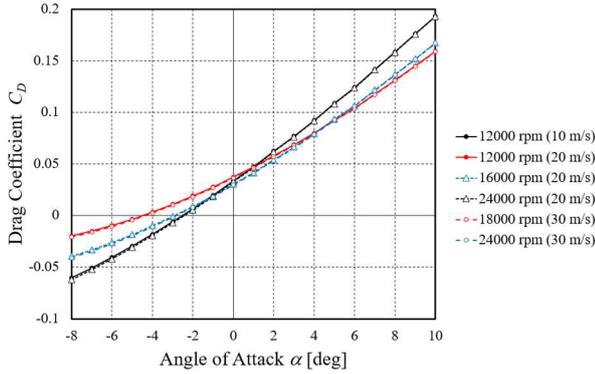
に α に比例して大きくなっているが、ローター推力による変化量はかなり小さくなっているのが分かる。

飛行速度 30 m/s での C_L , C_D , C_m の計算結果を第17, 18, 19 図に示す。飛行速度 30 m/s の場合は回転数の変化に対する C_L , C_D , C_m の変化は更に小さいが、傾向としては 10, 20 m/s の場合と同様であった。ローター回転数が 0 rpm の機体の C_m を見ると $\alpha = 4^\circ$ の時にほぼゼロであり、飛行速度が大きい場合は、推力発生時は $\alpha = 3^\circ$ の辺りでゼロで、推力による変動も少ないことも分かる。

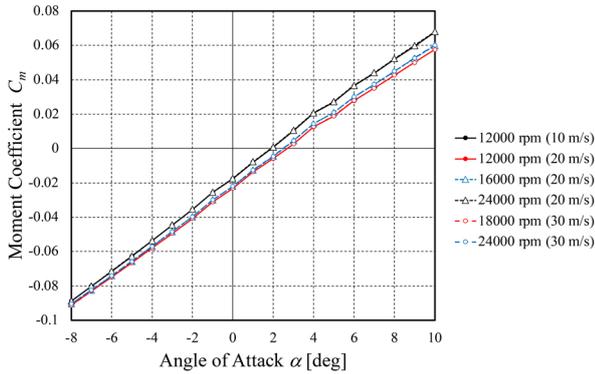
これらの結果から、 C_L , C_D , C_m は飛行速度とローター回転数即ち推力の影響を受けて変化している。その関係について検討を行った結果から分かったことの一つとして、飛行速度とローター回転数の比が等しい場合には、ほぼ同じ

C_L , C_D , C_m の曲線を描くことが分かった。計算を行った結果の中からいくつかの C_L , C_D , C_m をそれぞれ第20, 21, 22 図に示すが、飛行速度とローター回転数の比が等しい場合はほとんど重なっていることが分かる。

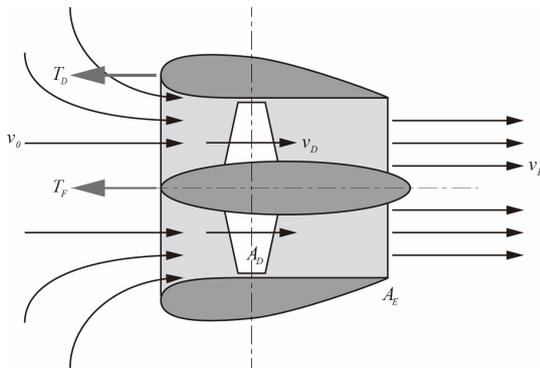
4.3 ダクトドファンの影響 ここで、ダクトドファンが機体に及ぼす影響について検討する。ダクトドファンが発生する推力については、これまでに理論的説明^{15, 16)} がなされてきている。ダクトドファンではダクトの効果により同じ軸入力に対してローター単体の場合より推力が増加し、その推力はローターが発生するファン推力 T_F と、ダクト表面の負圧により発生するダクト推力 T_D からなっている。第23 図に示すような場合、理論的にはローター部分のダクト断面積 A_D とダクト出口でのダクト断面積 A_E



第21図 C_D の飛行速度とローター回転数の関係



第22図 C_m の飛行速度とローター回転数の関係



第23図 ダクトファン

が等しいとすると、ダクトファンの推力はローター単体に比べ $2^{1/3}$ 倍 (約 1.26 倍) となり、ファン推力とダクト推力は同じで、総推力の半分ずつとなっている。

提案機の場合、ダクトが機体と一体であるのでダクト推力に相当するものが CFD 解析で得られた機体の C_L , C_D に反映されていると考えられる。また、ダクト形状は第 23 図のようなダクトと違い、ローター軸に対して軸対称ではないので、ダクト推力に相当するものの推力方向はローター軸と一致しない。ダクト推力が機体の C_L , C_D に反映されているために、前述のように迎角が小さい時に見かけ上 C_D がマイナスの値となることが起きていると考えられる。また、大塚らは Ducted Propeller の研究¹⁷⁾ でダクトプロペラの性能について風洞試験を実施し、その試験結果に

ついて解析を行っている。その中でダクトプロペラが自由流に対して迎角ごとに自由流速度とプロペラ回転数に対する推力の関係を示している。そしてプロペラ迎角が大きいほど推力が大きい傾向があり、迎角が 75° 以上の時は静止推力より大きい推力になる領域があることを示しており、その変化の様子は複雑である。本稿で用いた機体モデルのダクトは軸対称ではなく単純に比較はできないが、そのモデルでは $\alpha = -5^\circ$ の時にローター迎角は 75° となるので、似た現象が起きていると思われる。単にローター軸の向きが変わっただけの推力変化よりも複雑な変化をしている。ダクトファンが流れに対して迎角を持っている場合の発生推力の変化やダクト周りでの現象を、今後の研究で、FVM による CFD 解析により流れや圧力の様子を詳細に解析する。

4.4 空力特性モデル 先に示した解析結果から C_L' , C_D' の近似式を立てることを試みる。本来、揚力係数や抗力係数は飛行速度によらず迎角に対する値であるので、 C_{L0} , C_{D0} は飛行速度に依存しないが、前述の CFD 解析で示したように、 C_L' , C_D' は飛行速度や推力の大きさによって変化する。そこで、まず CFD 解析結果が得られている一定の飛行速度 V_0 を基準飛行速度とし、その飛行速度での近似式を考える。CFD 解析で得られた基準飛行速度でのそれぞれの C_L , C_D の値からローター推力がゼロの場合の C_{L0} , C_{D0} を差し引いたものを C_L' , C_D' として検討を行った結果、これらは迎角の 2 次関数であり、推力に比例する項と推力に関係無い項の和で近似できると推測された。そこで C_L' , C_D' を式 (8), (9) のように仮定して検討した。

$$C_L' = K_{LT}T_{V0} + K_{LV} \tag{8}$$

$$C_D' = K_{DT}T_{V0} + K_{DV} \tag{9}$$

ここで T_{V0} は基準飛行速度の時に与えた推力で、係数 K_{LT} , K_{LV} , K_{DT} , K_{DV} は α の 2 次関数である。しかし飛行速度とローター回転数が一定でも迎角が変化すると流入角が変わることにより推力が変わる。また理論上、推力はローター回転数 N の二乗に比例すると考えられるので、一定飛行速度でローター回転数 N の時に発生する推力 T を式 (10) のように仮定した。

$$T = (K_{TN1}\alpha + K_{TN0})N^2 + (K_{T1}\alpha + K_{T0}) \tag{10}$$

この式を変形すると式 (11) のようになる。

$$N^2 = \frac{1}{(K_{TN1}\alpha + K_{TN0})}T - \frac{(K_{T1}\alpha + K_{T0})}{(K_{TN1}\alpha + K_{TN0})} = K_{NT}T - K_N \tag{11}$$

APC 社のデータから求めた T の値を使って係数 K_{NT} , K_N を α の 1 次関数として求めた。ローターへの流入速度に対し、ローター回転速度が十分大きいため、基準飛行速度近

傍では飛行速度の影響は小さく、同じ係数 K_{NT} , K_N の式 (11) で近似できるとする。CFD 解析では基準飛行速度に於けるローター回転数 N_{V_0} に対して行っており、また式 (11) の関係があることから $N_{V_0}^2$ に対する近似式として考え、 C_L' , C_D' を式 (12), (13) のようにおいた。

$$C_L' = K_{LN}N_{V_0}^2 + K_{LV} \quad (12)$$

$$K_{LN} = K_{LN2}\alpha^2 + K_{LN1}\alpha + K_{LN0}$$

$$K_{LV} = K_{LV2}\alpha^2 + K_{LV1}\alpha + K_{LV0}$$

$$C_D' = K_{DN}N_{V_0}^2 + K_{DV} \quad (13)$$

$$K_{DN} = K_{DN2}\alpha^2 + K_{DN1}\alpha + K_{DN0}$$

$$K_{DV} = K_{DV2}\alpha^2 + K_{DV1}\alpha + K_{DV0}$$

C_L' は $N_{V_0}^2$ の 1 次関数とし、係数 K_{LN} と K_{LV} があり、 K_{LN} と K_{LV} はそれぞれ α の 2 次関数とした。 C_D' についても同様にして係数 K_{DN} と K_{DV} とした。式 (12), (13) に式 (11) を代入すれば T_{V_0} に対する C_L' , C_D' は式 (14), (15) のようになる。

$$C_L' = K_{LN} (K_{NT}T_{V_0} - K_N) + K_{LV} \quad (14)$$

$$C_D' = K_{DN} (K_{NT}T_{V_0} - K_N) + K_{DV} \quad (15)$$

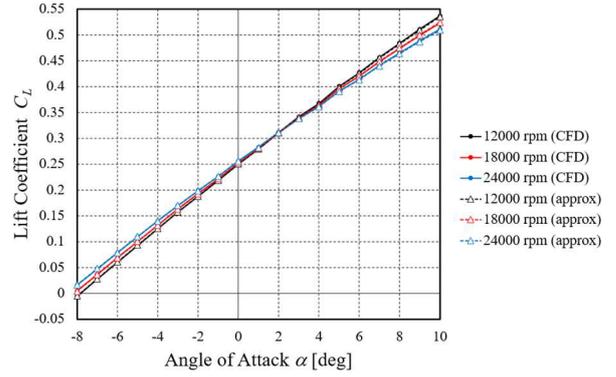
これらの近似式の各係数を CFD 解析結果から求め、それぞれ近似式を求めた。式 (14), (15) を用いて近似式により求めた飛行速度 30 m/s の場合の C_L , C_D を CFD 解析の結果と比較した結果を第 24, 25 図に示す。ここで示した範囲内でのローター回転数では近似できていることが分かる。他の飛行速度 10 m/s と 20 m/s の場合も同様に近似式を導き、一定の範囲内で近似可能なことを確認した。また、前述のようにファン推力とダクト推力を区別して考える必要があり、ここで言う推力とはファン推力である。そこで、前述の理論を考慮して推力 T_{V_0} は APC 社のデータの推力を 0.6 倍した値を使って計算した。

但し、式 (14), (15) の近似式は基準とする一定飛行速度 V_0 に対して近似式を求めており、 V_0 からずれると C_L' , C_D' の近似値もずれるため、適用可能な速度範囲は限られる。そこで、飛行性能を検討する場合は飛行速度に合わせて近似式を補正する必要がある。前述したように飛行速度とローター回転数の比が同じ場合は、 C_L , C_D の曲線はほぼ一致する。従って、基準飛行速度 V_0 でのローター回転数を N_{V_0} とすると、任意の飛行速度 V でのローター回転数 N の時の C_L' , C_D' の曲線は式 (16) で求められる基準飛行速度 V_0 での回転数 N_{V_0} の時の式 (14), (15) の C_L' , C_D' の近似曲線で表せられる。

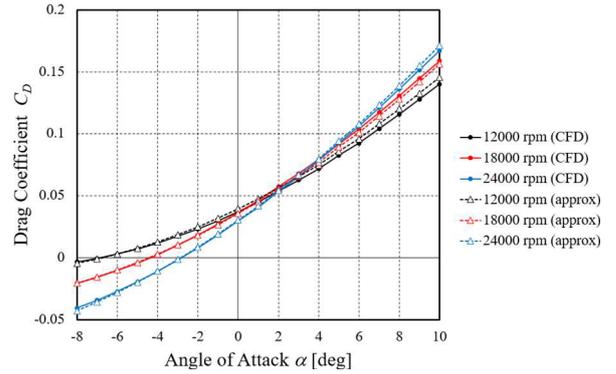
$$N_{V_0} = N \frac{V_0}{V} \quad (16)$$

また、ローター推力はローター回転数の二乗に比例するので、任意の飛行速度でのローター回転数の二乗を推力 T で表すと式 (17) のようになる。

$$N_{V_0}^2 = N^2 \frac{V_0^2}{V^2} = (K_{NT}T - K_N) \frac{V_0^2}{V^2} \quad (17)$$



第 24 図 揚力係数の CFD 解析値と近似値



第 25 図 抗力係数の CFD 解析値と近似値

これらのことから、任意の飛行速度 V , 推力 T での C_L' , C_D' は、式 (12), (13) に式 (17) を代入することにより、基準とする近似式を求めた飛行速度 V_0 と任意の飛行速度 V の比を用いて式 (18), (19) で表せられる。

$$C_L' = K_{LN} (K_{NT}T - K_N) \frac{V_0^2}{V^2} + K_{LV} \quad (18)$$

$$C_D' = K_{DN} (K_{NT}T - K_N) \frac{V_0^2}{V^2} + K_{DV} \quad (19)$$

CFD 解析では限られた飛行速度と推力の組み合わせで解析を行っているため、任意の飛行速度と推力での C_L' , C_D' 値はこの式 (18), (19) を使って計算する必要がある。以降、ここで導出した近似式の式 (18), (19) を使って提案している eV/STOL 機の飛行性能について検討する。

4.5 空力特性を考慮した飛行トリム ここまでに導出した近似式と CFD 解析で得られた C_L , C_D の値を使って定常水平飛行状態について検討していく。釣合い状態での飛行速度と推力を求めるために、前述の近似式 (18), (19) を機体に働く力の釣合いの式 (6), (7) に代入して整理すると式 (20), (21) のようになる。

$$\begin{aligned} & \left\{ \cos(-\alpha_R) + \frac{1}{2}\rho S K_{LN} K_{NT} V_0^2 \right\} T \\ & = mg - \frac{1}{2}\rho S (C_{L0} + K_{LV}) V^2 + \frac{1}{2}\rho S K_{LN} K_N V_0^2 \end{aligned} \quad (20)$$

$$\left\{ \sin(-\alpha_R) - \frac{1}{2}\rho SK_{DN}K_{NT}V_0^2 \right\} T$$

$$= \frac{1}{2}\rho S(C_{D0} + K_{DV})V^2 - \frac{1}{2}\rho SK_{DN}K_{NT}V_0^2 \quad (21)$$

ここで、式 (22) から (27) のように定義する。

$$A_1 = \cos(-\alpha_R) + \frac{1}{2}\rho SK_{LN}K_{NT}V_0^2 \quad (22)$$

$$A_2 = \frac{1}{2}\rho SK_{LN}K_{NT}V_0^2 \quad (23)$$

$$B_1 = \sin(-\alpha_R) - \frac{1}{2}\rho SK_{DN}K_{NT}V_0^2 \quad (24)$$

$$B_2 = \frac{1}{2}\rho SK_{DN}K_{NT}V_0^2 \quad (25)$$

$$C_{DV} = C_{D0} + K_{DV} \quad (26)$$

$$C_{LV} = C_{L0} + K_{LV} \quad (27)$$

これらの式 (22) から (27) は α だけの関数である。これらを使って式 (20), (21) を書き換えると、式 (28), (29) のように表される。

$$A_1 T = mg - \frac{1}{2}\rho SC_{LV}V^2 + A_2 \quad (28)$$

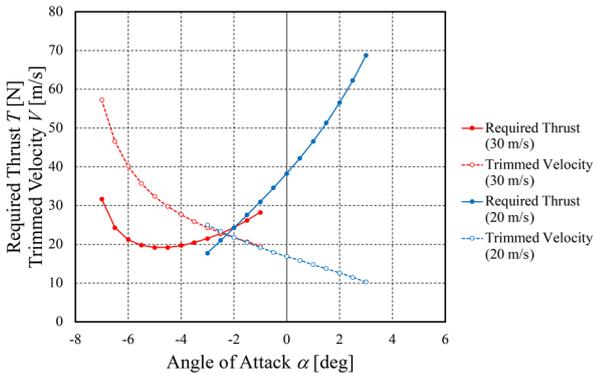
$$B_1 T = \frac{1}{2}\rho SC_{DV}V^2 - B_2 \quad (29)$$

これらの式を釣合い速度 V と必要推力 T について解くと式 (30), (31) となる。

$$V = \sqrt{\frac{2(B_1 mg + B_1 A_2 + A_1 B_2)}{\rho S(A_1 C_{DV} + B_1 C_{LV})}} \quad (30)$$

$$T = \frac{(mg + A_2) C_{DV} - B_2 C_{LV}}{A_1 C_{DV} + B_1 C_{LV}} \quad (31)$$

飛行速度 20 m/s と 30 m/s での CFD 解析データに基づく近似式で釣合い速度と必要推力を計算した結果のグラフを第 26 図に示す。このグラフからこの機体では $\alpha = -5^\circ$ の時に釣合い飛行速度 32.4 m/s で必要推力が最も小さくなり、その推力は 19.2 N であることが分かる。そして、 $\alpha = -6 \sim -3^\circ$ の間では必要推力は大きく変わらず、その時の飛行速度を見ると 25~40 m/s であり、この速度域では効率良



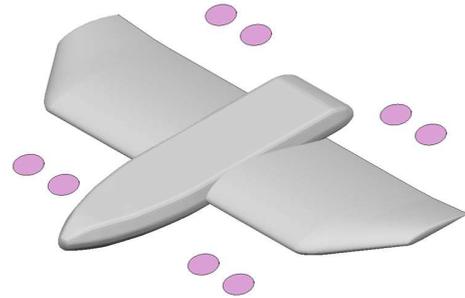
第 26 図 定常水平飛行での釣合い速度と必要推力

く飛行可能なことが分かる。一方、この機体で採用している翼型 NACA4412 は $\alpha = -4^\circ$ 辺りで揚力係数がゼロになる。必要推力が最小となる $\alpha = -5^\circ$ では翼取付角が 3° であるので、翼迎角は -2° となり翼の揚力を十分に活用できていない可能性が考えられ、もう少し翼取付角を大きくした方がよい可能性がある。色々な要素が絡むので単純ではないが、翼取付角は重要な設計パラメータであり、その影響を研究し最適化していくことは今後の課題である。

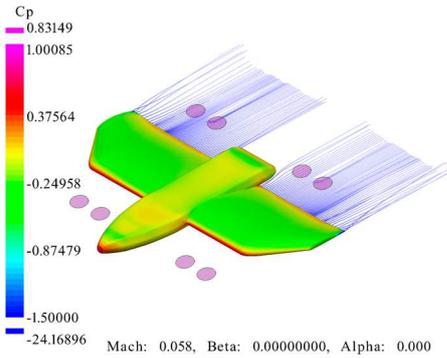
最小必要推力となる釣合い飛行速度が 30 m/s 辺りであるため、飛行速度 30 m/s を基準速度とした近似式の部分で見ている。飛行速度 20 m/s を基準速度とした近似式も使用して速度域によって切り替えているが、切り替えるところでずれが生じてしまう。特に必要推力の結果に大きなずれが生じてしまう。この原因について検討したが、このパネル法の CFD 解析では剥離現象が扱えないことからダクトファン周りが精度良く解析できていない可能性があり、各速度を基準にした近似式に少しずつずれが生じていると推測される。そのためここで行った CFD 解析ではこれ以上の精度での解析は難しい。ただ定量的な精度は高くないが、定性的には妥当な計算結果が得られていると考えられる。また、 α が大きい領域、言い換えると飛行速度が遅い領域でダクトファンの周りで大きな剥離を含む流れがあるようで、そのような解析はパネル法では正確な計算が難しく、飛行速度 10 m/s を基準とした近似式を用いると明らかに不適切な釣合い速度と必要推力の結果になってしまう。

5. 固定翼マルチローター機形態との比較

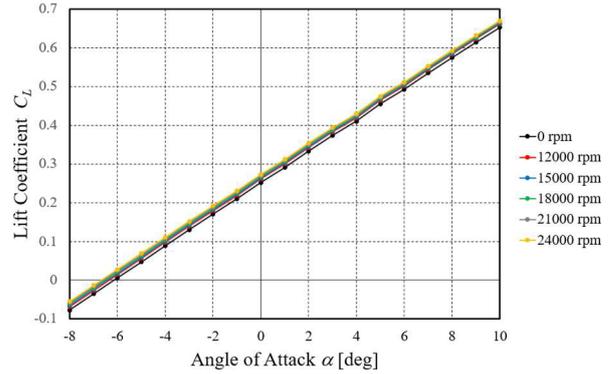
提案している eV/STOL 機の飛行性能を議論するために比較対象として、第 27 図に示すようなローターを機体外部に配置した固定翼マルチローター機形態の機体との比較を試みる。第 27 図の機体は胴体と翼の形状は提案している eV/STOL 機と同じとし、同じ 5 インチのローターを固定翼の前後に 8 つ配置した形態となっている。第 27 図の 8 個の円盤で描かれているのがローターとして配置したアクチュエーターディスクである。ここではローターを機体に固定する支柱は省略して解析を行った。ローターには提案機と同じく APC 社の B5×4E-3-B4 を仮定した。ローターは提案機と同様に機体軸に対する取付角は -10° であり、ローター回転面は同一平面内にあるように配置してい



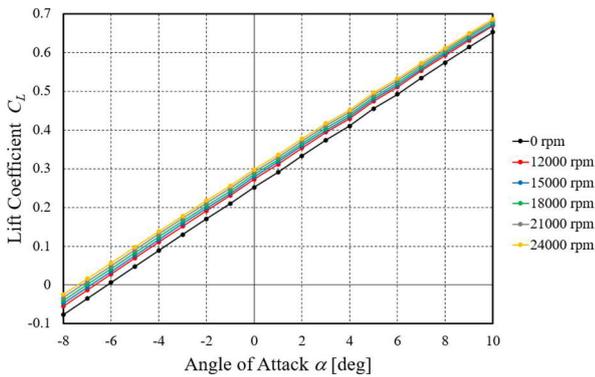
第 27 図 比較機体のモデル



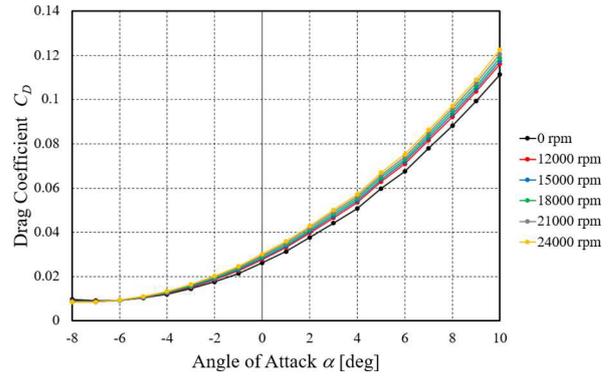
第28図 比較機体のCFD解析例



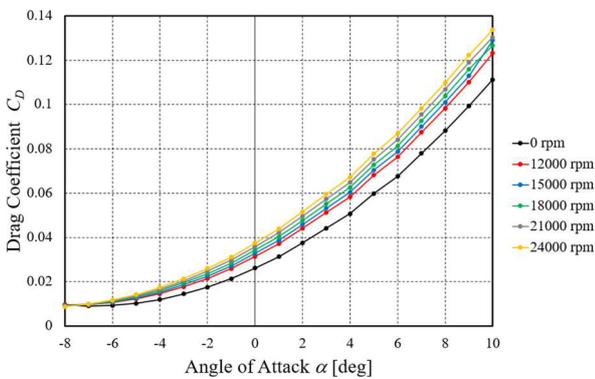
第32図 比較機体の飛行速度 20 m/s での揚力係数



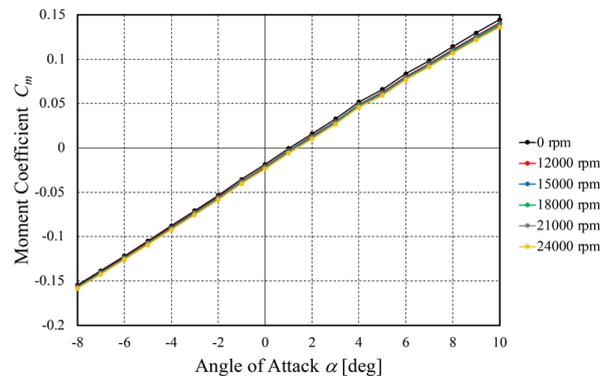
第29図 比較機体の飛行速度 10 m/s での揚力係数



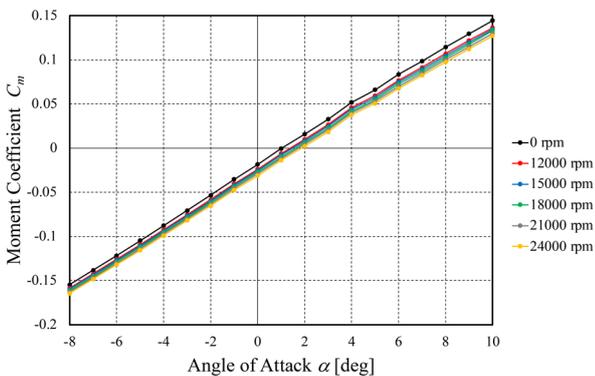
第33図 比較機体の飛行速度 20 m/s での抗力係数



第30図 比較機体の飛行速度 10 m/s での抗力係数



第34図 比較機体の飛行速度 20 m/s でのモーメント係数

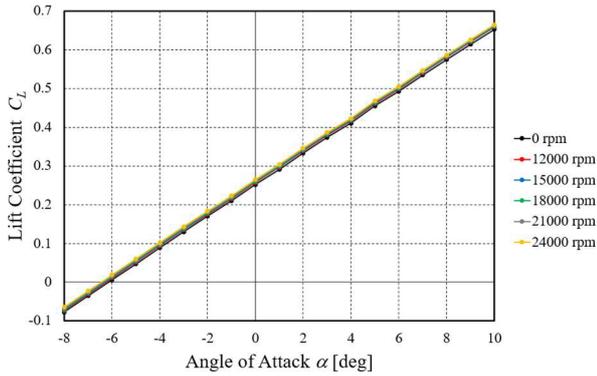


第31図 比較機体の飛行速度 10 m/s でのモーメント係数

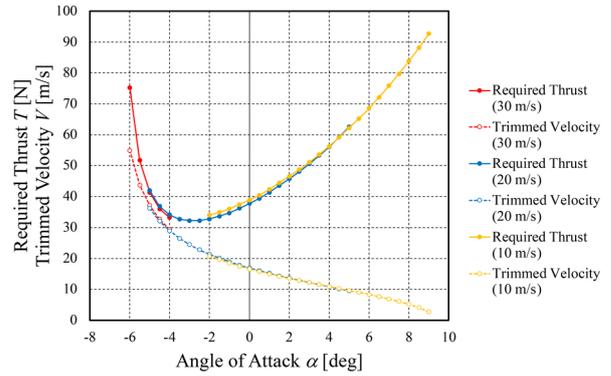
る。即ち、前方のローターは翼の前方下方に配置され、後方のローターは翼の後方上方に配置されている。

この機体を OpenVSP でパネル法により CFD 解析を行った。CFD 解析の例として、飛行速度 20 m/s で解析した結果のうち迎角 0° での圧力分布と後流を第 28 図に示す。この時、ローター回転数は 18000 rpm と設定して解析している。十分にローターが翼から離れているため、機体の圧力分布にはローターの大きな影響は見られないが、翼後流の流線には少し影響を受けている様子が分かる。高迎角やローター回転数が大きい場合には翼後流の流線が大きく影響を受ける結果が得られている。

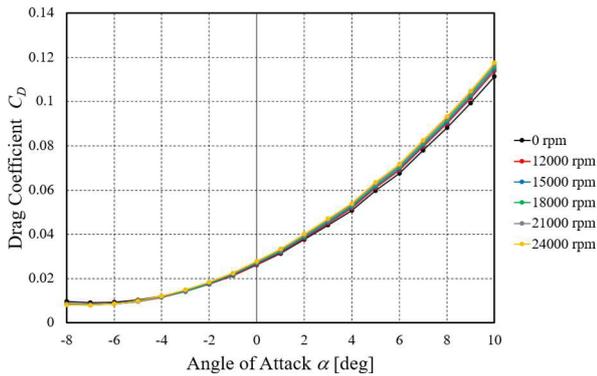
飛行速度 10, 20, 30 m/s の場合について計算したそれぞれの C_L , C_D , C_m を第 29 図から第 37 図に示す。提案機



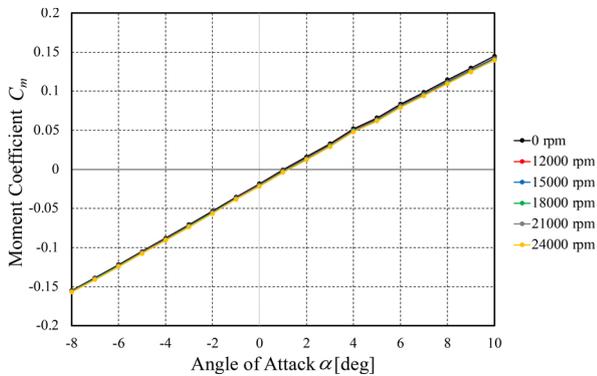
第35図 比較機体の飛行速度 30 m/s での揚力係数



第38図 比較機体の定常水平飛行での釣合い速度と必要推力



第36図 比較機体の飛行速度 30 m/s での抗力係数



第37図 比較機体の飛行速度 30 m/s でのモーメント係数

と比較するとローター推力が及ぼす影響は小さいことが分かる。全体的な傾向として、ローター回転数が大きくなるに従い C_L は全体的に大きくなっていて、揚力傾斜に大きな変化は見られない。 C_D は α が小さいところでは、ローター推力が無い場合と近い値を取っているが、 α が大きくなるに従い C_D は推力が無い場合に比べ大きくなっており、その増加量はローター回転数が大きくなるに従い大きくなっている。 C_m は飛行速度が小さい 10 m/s ではローター推力の影響が見られるが、飛行速度が大きい時はほとんど影響を受けていないのが分かる。そして提案機とは違い、ローター回転数が増加するに従い全体的に小さい値へと変化しており、機首下げ側に振れている。また提案機の場合と同様に、飛行速度が大きくなるに従ってローター回転数の変

化による C_L , C_D , C_m の値の変化は小さくなっている。これらの解析結果を利用して提案機と同様に、ローター推力によって影響を受ける C_L , C_D の値を近似式で表し、その近似式を使って釣合い飛行速度と必要推力を計算した。第38図にCFD解析結果から導いた近似式で計算した結果を示す。この機体はダクテッドファンでないため、低飛行速度でもパネル法で解析可能なようで、各飛行速度の解析結果による近似式を適用して飛行速度に応じて切り替えて計算しても、比較的ずれは小さく、連続的に釣合い飛行速度や必要推力が導き出せた。このことからダクテッドファンの場合は、ダクト周りの流れや圧力の解析精度が低くなっていると考えられる。第38図から必要推力が最小になる状態を見ると、 $\alpha = -2.5^\circ$ の時で、その時の飛行速度は 22.8 m/s で、必要推力は 32.2 N である。

6. 考 察

本稿では飛行速度や推力を変化させながらCFD解析を行い、ダクテッドファンの推力の影響による空力係数の変化を調べ、飛行速度、推力の大きさや迎角により空力係数が大きく変化することが分かった。その結果に基づき、空力係数の変化を近似式によりモデル化することができた。パネル法によるCFD解析ではFVMなどのCFD解析と比較し、剥離現象を扱われていない定量的な解析精度は低い、定性的には空力特性を明らかにできたと考えられる。今後、正確な性能評価や飛行シミュレーションへ適用するためには、FVMによるCFD解析や風洞試験などで近似式の正確な係数の値を求めていく必要はあるが、近似式の形式自体はこのまま適用できる。今回はすべてのローターを同じ回転数に設定して解析を行っているが、個別に推力を作用させた場合も同様にモデル化できると考えられ、今後解析を進める。

導き出した空力係数の近似式を適用し、第26図で示したようにCFD解析の結果を用いて提案しているeV/STOL機の飛行性能を計算した。同様に計算した固定翼マルチローター機形態の機体と比較すると、固定翼マルチローター機形態では最小必要推力が $\alpha = -2.5^\circ$ の時に 32.2 N で飛行速度が 22.8 m/s であるのに対し、eV/STOL機では最小必要推力は $\alpha = -5^\circ$ 時に 19.2 N で飛行速度は 32.4 m/s で

あった。必要推力は固定翼マルチローター機形態のおよそ60%で、その時の飛行速度は1.42倍となり、小さい推力で高速に飛行可能と言える。但し、前述のようにCFD解析の精度は高くはないことから定性的にはその傾向があると言えるが、定量的にはより高精度なCFD解析や風洞試験或いは飛行実験で検証して行かなければならない。しかし、提案機のコングレートの通りシンプルな構造の機体でありながら航続性能を向上させられると言える。ただ、本来ならば必要とするパワーやエネルギーで航続性能を議論することが必要であるが、ダクトファンとした場合のローターのデータが揃っていないことやパネル法でのCFD解析では解析精度が低い可能性があることなどから、ここではこれ以上正確な比較はできない。また、提案機もダクトファン用に最適化されたローターを採用したり、機体形状やダクト形状の空力最適化をしたりするなど改良の余地があり、更に性能を向上できる可能性は十分にある。今後、より高精度なCFD解析や飛行実験、風洞試験などにより空力現象を解明し、飛行性能向上を目指して改良を進めて行く必要がある。

本稿では、すべてのローターの回転数を同じとして解析しているので C_m については十分な考察はできていないが、重心位置を変更することにより設定巡航速度で C_m がゼロになるように調整可能で、設定巡航速度での前後のローター推力のバランスを取ることができる。また、飛行制御をするためには各推力を個別に調整することになり、各推力がお互いにどの程度干渉しあうのかも確認して行かなければならない。今後、個別にローター回転数を設定した解析を行い、その結果を用いて運動モデルを構築し、飛行シミュレーションを実施して行く。

7. おわりに

本稿では、我々が提案しているeV/STOL機についてコンセプトや概要を述べた。そしてCFD解析によって得られたデータを用いて、その飛行性能について理論的検討を行った。CFD解析では、飛行速度や推力により揚力係数や抗力係数が大きく変わることを明らかにし、その値を近似

的に求める方法も示した。また、ローターが機体外部に配置された機体とCFD解析結果に基づいた性能比較を行い、定常水平飛行での飛行性能の違いを示した。

今後は更に詳細なCFD解析を進め、機体形状やローター配置などの最適化を図るとともに、実験機として製作し飛行実験を実施して、実際の飛行性能を確認する。

参考文献

- 1) FIXAR: FIXAR 700 NG, <https://fixar.pro/products/fixar007ng/> (Accessed Jul. 19, 2024)
- 2) Horizon Aircraft: Cavorite X7, <https://www.horizonaircraft.com/the-aircraft/> (Accessed Jul. 19, 2024)
- 3) WINGCOPTER: Wingcopter 198, <https://wingcopter.com/wingcopter-198> (Accessed Jul. 19, 2024)
- 4) AeroSense: AS-VT01K, <https://aerosense.co.jp/products/drone/as-vt01k/> (Accessed Jul. 19, 2024)
- 5) teTra aviation: Mk-5, <https://jp.tetra-aviation.com/> (Accessed Jul. 19, 2024)
- 6) 森川 泰, 土屋武司: eV/STOLの研究開発 小型実験機による飛行実験, 第61回飛行機シンポジウム, 3D05, 2023.
- 7) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1982.
- 8) OpenVSP: OpenVSP software, <https://openvsp.org/> (Accessed Apr. 22, 2024)
- 9) McDonald, R. A. and Gloude-mans, J. R.: Open Vehicle Sketch Pad: An Open Source Parametric Geometry and Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design, AIAA SciTech Forum, 6.2022-0004, 2022.
- 10) Katz, J. and Plotkin, A.: Low-Speed Aerodynamics Second Edition, Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press, 2001.
- 11) 水野明哲: 流れの数値解析入門, 朝倉書店, 1990.
- 12) The OpenFOAM Foundation: OpenFOAM software, <https://openfoam.org/> (Accessed Nov. 26, 2024)
- 13) 加藤寛一郎, 今永勇生, 柄沢研治: ヘリコプタ入門, 東京大学出版会, 1985.
- 14) APC Propellers: Performance data, <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/> (Accessed May 7, 2024)
- 15) 三浦安帆: ダクトファン性能について, ターボ機械, **3**, 2 (1975), pp. 575-584.
- 16) 東 昭: 航空工学 (I) 航空流体力学, 裳華房, 1989.
- 17) 大塚新太郎, 林 英志, 石山慎一, 杉山勝彦, 橋本孝明: Ducted Propellerの研究 (その1) Propeller位置が性能に及ぼす影響, 日本航空宇宙学会誌, **17**, 186 (1969), pp. 284-292.