

空飛ぶクルマ用の VTOL リフトファンの提案

佐伯尚文（風と音と熱のテクノロジー）、大橋光太郎（風と音と熱のテクノロジー）、奥隆夫（風と音と熱のテクノロジー）

E-mail: sat21429gg@gmail.com

1. はじめに

IOT 等の活用により、空中移動ドローンは実用域にあり、空撮、空中監視は日常手段となり、小荷物の空中配送も間近い。

その勢いは、身近な空中移動手段の実現、いわゆる“空飛ぶクルマ”実現へと向かっている。

空飛ぶクルマ社会は未踏の世界であり、技術的にはロータの小径マルチ化、運行は空中コリドール、離発着はバーチポートの方向に進みつつある。

しかし、この方向は既定事実からの積み上げで導き出された像であり、身近な空中移動手段として本当に考えたのか疑問であり、玄関先からの垂直離着陸の可能性を技術的な面から検討を行った。

2. 空飛ぶクルマの飛翔

開発中機を含めた垂直離発着機のロータの掃引面積に対する機体重量を含む全備重量は Fig.1 の様にほぼ比例関係となる。

空飛ぶクルマとすると、可搬重量は数百 kg。機体重量、燃料重量を考慮すると 1ton 超は必須と考えられる。その場合、ロータ掃引面積は 50m² 前後、直径 8m 相当のロータを要する事となる。

安全面、騒音面を考えると、玄関先からの離発着は考えられず、集中した離発着場バーチポートからの離発着となる。

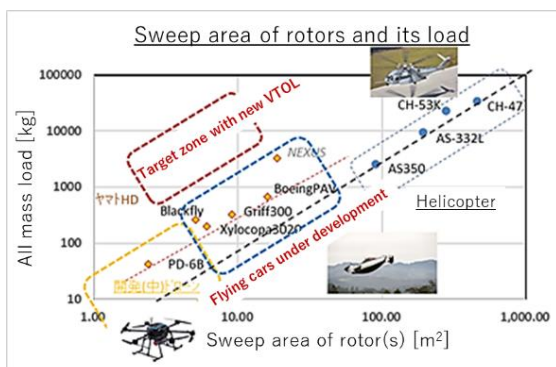


Fig.1 Rotor sweep area and all mass load

ほとんどの垂直離発着機は Fig.2 に示すロータの回転に伴う翼の揚力作用を使っている。

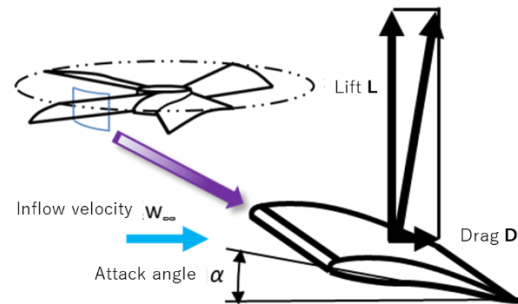


Fig.2 Lift-force on propeller section

揚力 L が有効に作用する迎え角 α の範囲は Fig.3 に示す様に 20° 前後が限界、これを越えると流れが翼面から離れ失速し、揚力 L は失われる。

揚力 L は

$$L = C_L \cdot \rho / 2 \cdot w_\infty^2 \cdot l \cdot t \quad (1)$$

と表わされる。

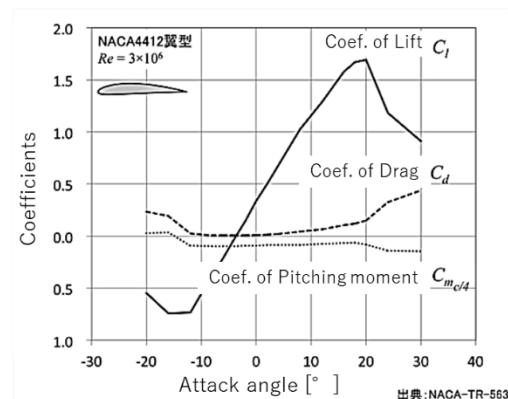


Fig. 3 Airfoil characteristic curve (NACA4412) (1)

(1) 式から、失速限界内で大きな浮上力を得るには、主に相対流速 w_∞ を上げる事が有効で、ロータの場合は回転速度を上げる、ロータ径を大きくする事により達成出来る。

しかし、翼端速度が音速を超えると急激に誘導抵抗が増え、プロペラ径 r とプロペラ回転 N の間に

$$2\pi r \cdot N < c_0 \quad (2)$$

c_0 ; 音速

なる制限がある。

r が小さい場合は、全備保持重量 $\propto r^2$ と音速限界から、コンパクトなロータで十分な揚力を得るのは困難である。

3. 強力コンパクトな浮上ファンの探索

民生用送風機器のファン性能を横軸を風量、縦軸を発生静圧としてプロットすると Fig.4 の様になる。

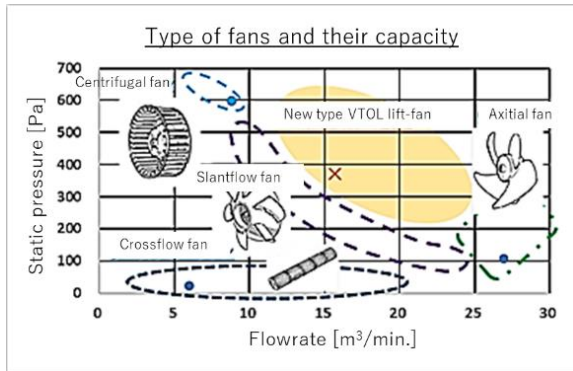


Fig.4 Commercial fan capacity map

強力コンパクトなファンとして、遠心力を利用する遠心ファンがあるが、回転軸方向から流入、遠心方向に吐出するため重量流量を多く取る事が出来ず、浮上には適さない。

遠心力を利用しながら、貫流ファン様の二次元的な流れにより、回転軸方向に加算的に重量流量を増す方策を考える。

従来の貫流ファンは、家庭用エアコン室内機の配風ファンの様に、壁に沿って幅広く適度な一様風を流す等、低回転低圧負荷で使用される事が多い。

通常使用の文献⁽²⁾クロスフローファンのリフトファンの適用可能性を確認する為、ファン外径 $\phi 350\text{mm}$ 、 $2,500\text{rpm}$ で推力、応力解析を行った。

圧縮定常解析では、解が不安定に揺動、非圧縮条件でも Fig.5 の様に特に吐出部の大きな渦が残る。

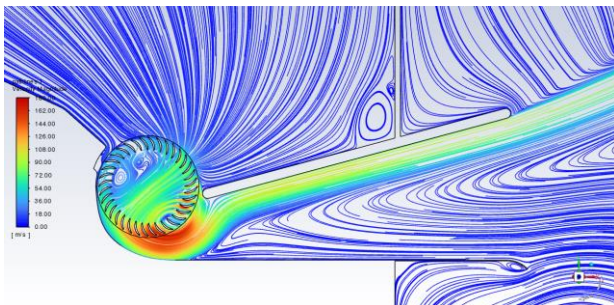


Fig. 5 CFD result in 2,500rpm, uncompressed air

推力、応力重視で流出側を絞ると、リフトファンとしての可能性ある推力、反力値を得る。解放、圧縮定常 $2,500\text{rpm}$ での断面流線は Fig. 6 の様になる。

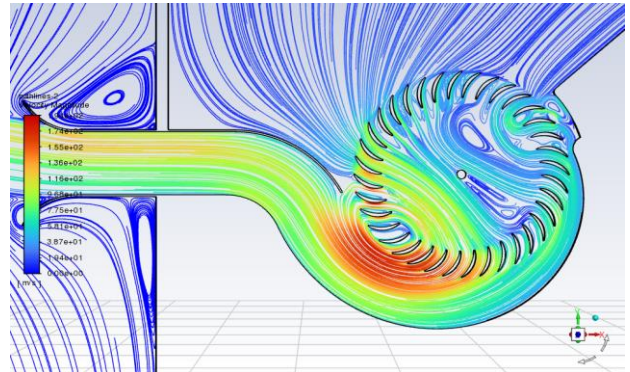


Fig. 6 Velocity path line in 2,500rpm

詳細に見ると、吐出風量が不足、その為、推力、反力も足りない。また、反力は翼の回転対称性で流入翼列も加力する為、スラスト軸からずれる。

推力、反力を増加させる為、長コード翼とし、吐出側の轉向加力、遠心加力増加を図る。

流入側では剥離流入となる為、流入側では分離翼とする。

Fig.7 に示す基礎実験で、リフトファンの作動確認し、以降は CFD 解析で構造の追い込みを行った。

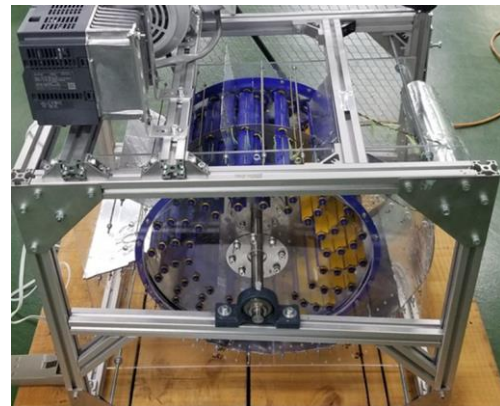


Fig.7 VTOL lift-fan unit for experiment

Fig.8 のファン外径 $\phi 350\text{mm}$ リフトファン、軸長 1m では、 $2,500\text{rpm}$ で推力 358N 、ファンとケーシングの合成応力 $2,142\text{N}$ 、軸入力 94kW を得る。

Table 1 Specifications of MD902⁽³⁾



機体寸法 (L,W,H : m)	10.39 x 2.84 x 3.66		
ローターブレード直径 (m)	10.3		
キャビン寸法 (L,W,H : m)	2.69 x 1.44 x 1.24	・荷重N/エンジンW	
総重量 (kg)	2,948		0.03964
自重 (kg)	1,531		
搭載重量 (kg)	1,417		
燃料重量 (kg) / 増槽 (kg)	584/746		
標準座席数 / 担架 + 座席	8 / 1 + 5		
エンジン型式	P&WC PW207E		
双発馬力 (離陸/連続 : SHP)	710 / 625 x 2	529.4/466.1[kW] x 2	
片発時馬力 (2.5分 / 連続 : SHP)	800 / 710	596.6/529.4[kW]	
トランスミッション			
双発馬力 (離陸 / 連続 : SHP)	550 / 500 x 2	410.1/372.9[kW]	
片発時馬力 (2.5分 / 連続 : SHP)	680 / 620	507.1/462.3[kW]	
最大巡航速度 (km/h)	250		
最大航続距離 (標準/増槽 : km)	648 / 828		
IGEホバリング 限度 (m)	3,719		
OGEホバリング 限度 (m)	3,170		

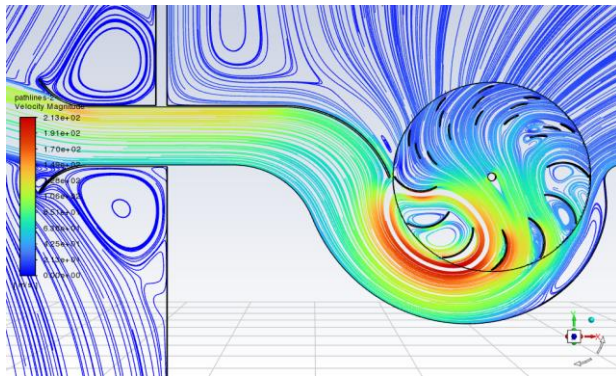


Fig. 8 Lift-fan velocity path line in 2,500rpm

同様の構造で、推力、反力に対する軸入力
の割合を減ら為、外径φ500mmとし低回転駆動の
検討を行った。

その結果の反力値を使い Fig. 9 の現行ヘリコプ
ターのφ10.3m ロータの置換検討を行い、方型緑
のリフトファンでの代替可能性を得た。実現出
来れば Fig. 9 のロータ無し、テール無しで狭小地
からの離発着が可能となる。

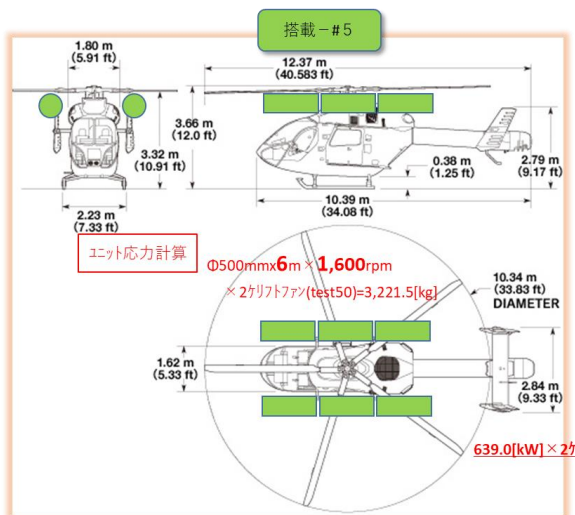


Fig. 9 Image figure equipped with lift-fan

現行ヘリコプターのスペックは Table 1 の様
になっており、代替するには更なる高性能化が必
要である。

尚、リフトファンは垂直離着陸用と想定、巡
航は巡航翼との組み合わせを考えている。

4. おわりに

空飛ぶクルマへのリフトファン搭載には、更
なる軸入力の低減が必要であるが、ロータを使
わない狭小地向け離発着ファンの可能性を示す
事が出来た。

実搭載には、回転中の小翼回転機構の開発、
飛行姿勢の安定制御、動力源とのシステム化
等々多くの問題が未着手であるが、ロータが持
つ本質的な限界（ロータと保持重量の制限）を
打ち破り、身近で迅速な空中移動社会、空中作
業の容易化を実現する浮上器実現の可能性を示
せたと考える。

参考資料

- (1) 「NACA-TR-563」
- (2) Progress in Aerospace Sciences 45 (2009) 1-29
- (3) 株式会社 エアロパートナーズ資料。