

火星ヘリコプター用翼型周りの低レイノルズ数圧縮性流れに関する数値解析

山口, 拓真

九州大学大学院総合理工学府総合理工学専攻機械・システム理工学メジャー

<https://hdl.handle.net/2324/6788195>

出版情報：九州大学, 2022, 修士, 修士
バージョン：
権利関係：



火星ヘリコプター用翼型周りの低レイノルズ数圧縮性流れに関する数値解析

エネルギー流体科学研究室 山口 拓真

1. 緒言

近年、ローバーなどの着陸探査に代わる新たな手段として、航空機を使用した火星の飛行探査が注目されている。飛行探査を行うことで、より広範囲の詳細な地質や地形データを得ることができる。2021年には、アメリカ航空宇宙局（NASA: National Aeronautics and Space Administration）の Mars 2020 ミッションにて、Ingenuity という二重反転型の火星ヘリコプターが、人類史上初めて火星での動力飛行に成功し、火星で航空機の飛行が可能であることを実証した。しかし、Ingenuity は技術実証機という位置付けであるため、数分間の飛行に限られているのが現状である。今後より飛行範囲を広げ、詳細な探査を行うためには、空力性能の向上、延いてはローター周りの流体现象の解明が必要となる。

火星の大気密度は地球の約 1/100 であるため、レイノルズ数 (Re) が $Re = O(10^3-10^4)$ となり、低レイノルズ数領域での飛行となる。また、大気組成の 95% が CO_2 であることに加え、平均気温が低いことから、音速が地球大気の 2/3 程度となり、マッハ数 (M) が上昇しやすい環境となる。特に火星ヘリコプター等の回転翼を有する機体の場合、マッハ数の上昇は顕著となり、低レイノルズ数でありながら圧縮性の影響が表れる気流領域を飛行することになる。

こうした背景を受け、低レイノルズ数圧縮性流れの空力研究が活発化している。低レイノルズ数領域の翼面には、剥離、乱流遷移、再付着という一連の流れにより、層流剥離泡が形成されることが明らかとなっている。Mukohara ら^[1]は、この剥離泡に対する圧縮性効果を平板翼を用いて調査しており、マッハ数の増加に伴い、乱流遷移、再付着が遅れることを報告している。さらにマッハ数を上げ、翼周りの流れの一部が $M = 1.0$ を超えると、衝撃波が発生する。Drela^[2]は、火星ヘリコプターのレイノルズ数より 1 桁大きい $Re = 200,000$ において、Eppler 387 翼周りの衝撃波とせん断層の相互作用を数値的に調査した。その結果、剥離泡上面に複数の λ 型衝撃波が発生することが明らかとなった。しかし、 $Re = 70,000$ 以上は乱流境界層領域に相当するため、火星ヘリコプターの飛行レイノルズ数とは流れ場が異なることが予想される。以上から、火星ヘリコプター等の気流領域において、衝撃波と剥離せん断層の干渉や空力性能に及ぼす影響など、低レイノルズ数圧縮性流れの理解が不足しているのが現状である。

そこで、本研究では低レイノルズ数領域における衝撃波発生時の流体構造に着目し、Ingenuity の翼型として用いられた CLF5605 翼周りの衝撃波発生時の流れ場と空力性能への影響を、Computational Fluid Dynamics(CFD)を用いて調査した。

2. 数値計算手法及び条件

2-1 数値計算条件

CLF5605 翼を用いて表 1 に示す条件で計算を行った。本研究では衝撃波干渉に対するマッハ数効果に着目しているため、レイノルズ数は固定し、マッハ数のみ変化させた。また、第一

表 1 気流条件

Physical properties	Value
Reynolds number, Re	15,400
Mach number, M	(0.20), (0.60), (0.80), 1.0, 1.2
The angle of attack, α [deg]	(0), 1, 2, (3), 4, 5, (6), 7, 8, 9, 10

段階として、マッハ数を幅広く変化させた際の流れ場の傾向を掴むために、計算効率の高い 2 次元非定常 RANS 計算を行った。その結果から、衝撃波と剥離せん断層の干渉などの特微的な流れ場が見られた条件のみ、3 次元 LES 計算を実施し、非定常性等のより詳細な流れ場を調査した。表 1 中の括弧付きの値が LES 計算を行った条件である。

2-2 数値計算手法

宇宙航空研究開発機構 (JAXA: Japan Aerospace eXploration Agency) で開発された圧縮性流体解析ソルバ FaSTAR を用いて数値計算を行った。支配方程式は 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式であり、有限体積法のセル中心法で空間離散化を行った。非粘性流束の計算には SLAU2、時間積分には LU-SGS 法、勾配計算には GLSQ 法を用いた。さらに、衝撃波による計算の破綻を防ぐため、制限関数として Minmod を用いた。2 次元非定常計算の乱流モデルには Menter SST モデルと $\gamma-Re_{\theta}$ 乱流遷移モデルを用い、3 次元 LES 計算のサブグリッドスケールの乱流応力の算出には WALE モデルを使用した。

2-3 計算格子及び境界条件

図 1 に 3 次元 LES 計算に用いた計算格子を示す。迎角変化による格子密度変化の小さい O 型格子を採用し、計算領域はコード長の 100 倍とした。また、2 次元計算ではスパン方向の格子点を削除し、Periodic を Symmetry に変更した格子を使用した。

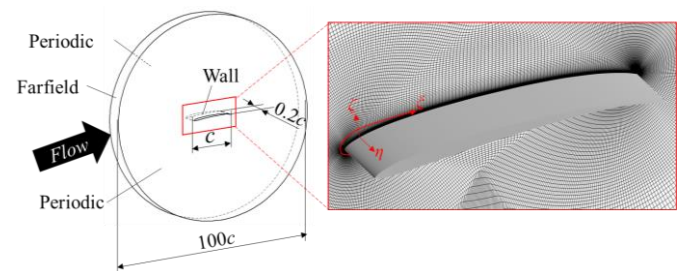


図 1 LES 用計算格子の全体図と翼近傍拡大図

3. 数値計算結果及び考察

図 2 に 2 次元計算により得られた、 $M = 0.80$ から $M = 1.2$ までの時間平均化された密度勾配を示す。 $M = 1.0$ と $M = 1.2$ では全ての迎角で衝撃波が発生していることが確認できる。 $M = 1.0$ では後縁の斜め衝撃波が発生し、 $M = 1.2$ では前縁の手前に弓状衝撃波が観測された。これらは地球大気下の翼周りの典型的な流れ場と非常によく似ている。一方、 $\alpha = 3\text{deg}$ 以上の

0.0 $|\nabla(\rho/\rho_\infty)|$ 4.0

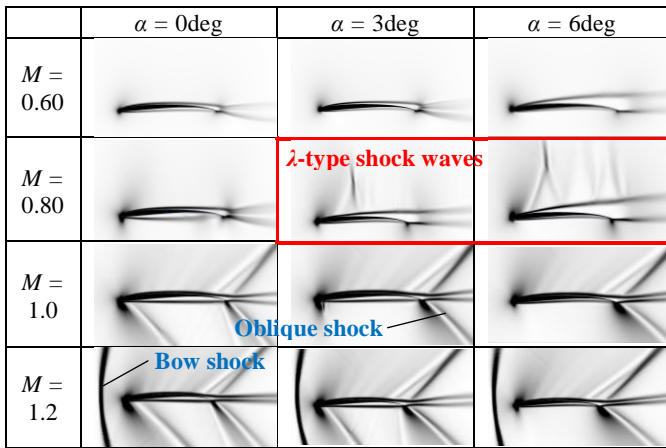


図2 時間平均密度勾配

$M = 0.80$ では剥離したせん断層上面に複数の λ 型衝撃波が発生しており、これは Drela^[2] が調査を行った $Re = 200,000$ での衝撃波構造に酷似している。しかし、図 3 に示した $\alpha = 6\text{deg}$ における各マッハ数の圧力係数(C_p)分布を見ると、 $M=0.60$ と $M = 0.80$ の差は他のマッハ数に比べ小さいため、複数の λ 型衝撃波が翼面上の C_p に与える影響は小さいと考えられる。

2次元計算にて剥離せん断層と衝撃波の干渉が見られた、 $M = 0.80$, $\alpha = 6\text{deg}$ における3次元 LES 計算の可視化結果を図 4 に示す。この図は無次元時間 48.5 における Q 値等値面、 $y = 0.2$ 断面の密度勾配、翼表面の摩擦抵抗係数(C_{fx})の瞬時場である。図 2 と同様に、複数の λ 型衝撃波が発生していることが分かる。先頭のラインは圧縮波であり、これがせん断層を前縁に近い位置で剥離させると考えられる。その後、Kelvin-Helmholtz 不安定性により、 $x/c = 0.60$ 付近から3次元的なヘアピン渦へ遷移し、後縁以降はカルマン渦の放出が見られる。

また、揚力係数(C_L)は 0.08 程度、約 20Hz で振動しており、この現象の発生メカニズムについて述べる。特徴的な流体现象に着目して各物理量の時間変動を得るために、図 4 に示す位置にモニター点を配置した。Point 1 では圧縮波の前後振動による速度変動を、Point 2 ではカルマン渦による速度変動を、Point 3 では剥離位置の前後振動による C_{fx} 変動をモニタリングした。得られた時系列データ同士の相関係数を表 2 に示す。この表より、カルマン渦と揚力振動の相関係数は 0.1 程度であるため、カルマン渦の揚力振動に対する影響は小さいと考えられる。対して、先頭圧縮波と剥離位置の前後振動の相関係数は 0.676 と比較的強い正の相関があり、先頭圧縮波が剥離を誘発していることが示唆される。さらに、剥離位置と揚力係数の

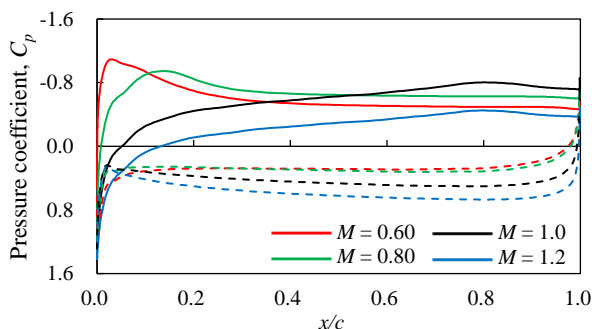


図3 $\alpha = 6\text{deg}$ における各マッハ数の C_p 分布

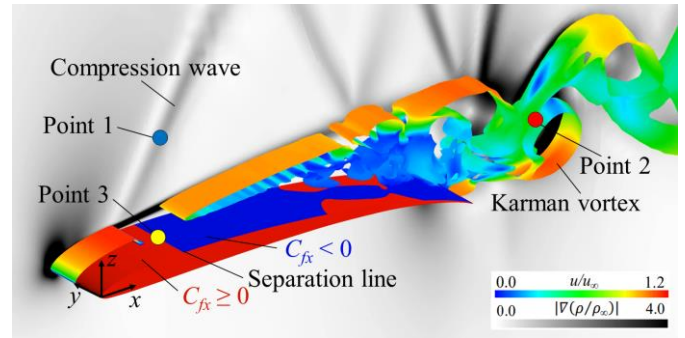


図4 Q 値等値面と密度勾配の瞬時場($ut/c = 48.5$)

表2 各時系列データの相関係数

Two time histories		Correlation coefficient (R)
Karman vortex (Point 2)	Lift coefficient	0.107
Compression wave (Point 1)	Separation line (Point 3)	0.676
Separation line (Point 3)	Lift coefficient	0.662

相関係数も 0.662 と高いため、揚力振動には剥離位置の前後振動が大きく影響していると考えられる。以上をまとめると、

1. 先頭の圧縮波が翼面からの流れの剥離を誘発する。
2. 圧縮波が前後に振動(パフエット)することで、剥離位置も前後に振動する。
3. 剥離位置が前後に振動することで、翼面の圧力が変動し、揚力振動を引き起こす。

これらが、揚力振動の一連のメカニズムであると考えられる。

4. 結言

本研究では、Ingenuity のローターブレードに使用されている CLF5605 翼を用いて、低レイノルズ数条件下でマッハ数を亜音速から遷音速域まで変化させた際の空力特性と流れ場に対する圧縮性効果を評価した。 $M=0.80$ で $\alpha=3\text{deg}$ 以上では、翼上面の剥離せん断層上に複数の λ 型衝撃波が観測された。ただし、翼面上の C_p 分布については、 λ 型衝撃波よりも剥離せん断層の影響が支配的であった。また、衝撃波が剥離せん断層に干渉した際、衝撃波の前後振動により、揚力係数が 0.08 程度振動するが、これは先頭の圧縮波が前後に振動することで剥離位置も前後に振動し、この剥離領域の変動が翼面の圧力変化並びに揚力振動を引き起こすことが明らかとなった。

今後の展望として、数値解析ではローターの回転を考慮した計算や、より詳細な非定常性の解明が求められる。本研究では時系列データを相関分析することで、非定常性について触れたが、さらに詳細にメカニズムを断定するためには、固有直行分解 (POD) などにより特徴的な流れ場を抽出し、揚力振動のより詳細な発生原因を明らかにすることが望まれる。

参考文献

- [1] H. Mukohara, and M. Anyoji, "Computational Analysis of Compressibility Effect on Flow Field and Aerodynamics at Low Reynolds Numbers, Physics of Fluids, 34, 056109, (2022).
- [2] M. Drela, "Transonic Low-Reynolds Number Airfoils", Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 6, (1992), pp. 1106–1113.