

運動連成解析を用いた火星探査パラフォイルの空力特性に関する研究

Study on Aerodynamic Simulation for Martian Exploration Parafoil using coupled motion analysis

- 石田国宏, 北海道大学大学院, 北海道札幌市北区北13条西8丁目, k_ishida_k46@eis.hokudai.ac.jp
- 大橋達志, 北海道大学大学院, 北海道札幌市北区北13条西8丁目
- 高橋裕介, 北海道大学大学院, 北海道札幌市北区北13条西8丁目, ytakahashi@eng.hokudai.ac.jp
- 大島伸行, 北海道大学大学院, 北海道札幌市北区北13条西8丁目, oshima@eng.hokudai.ac.jp

A new exploration technology in a low-density environment has been proposed using partially sealed parafoils. So far, unstable behaviors of the parafoil wing have been confirmed in wind tunnel experiments and drop tests. However, its mechanism has not been clarified yet. In this study, to evaluate aerodynamic stability of the parafoil wing, we constructed an aerodynamic analysis model using a moving grid technology and conducted coupled motion analysis. It was confirmed that the wing oscillation converged for a low aspect ratio case. On the other hand, it was found that the parafoil wing is oscillated by fluid force for a high aspect ratio case. Along with this, validation with a wind tunnel experiment was performed and an appropriate turbulence model was selected.

1. はじめに

現在, 火星探査が広く行われており, 様々な国の研究機関や大学が探査ミッションを実行している. 日本では, JAXA や幾つかの大学によって火星大気内での飛行による新しい探査技術が考えられている. 火星大気内を自在に飛行することができれば, 軌道上のオービターより地上に近い距離で, 上空からの広範囲の探査が可能になる他, クレーターの中や縦穴などの従来のローバーによる地上探査では到達できない地点へと, 観測器を上空から投下して探査することも可能になる. このように大気圏内飛行は火星探査ミッションをより柔軟に遂行することを可能とする.

火星大気内を飛行する手段としては航空機や, ヘリコプターなどの運用が検討されているが, 火星の大気密度は地球の約 100 分の 1 程度と非常に希薄であり, 飛行するために十分な空気力を得ることが難しくなる. 必要な空気力を得るために翼面積を大きくすることは有効であるが, 火星に輸送する際の体積, 重量が大きくなる点やペイロードの収納スペースが限られているといった問題がある.

そこで, 新しい火星飛行探査手段として火星探査パラフォイルが検討されている. パラフォイルは柔軟かつ軽量の素材で製作することができるため, 翼面積を大きくしながらも, 限られたスペースにもコンパクトに収納することができ, 輸送機の重量を抑えることができる.

通常, スカイスportsなどで用いられるパラグライダーのパラフォイルは, 翼前縁に空いた取り入れ口から流入した空気により展開するラムエアタイプである. しかしこのタイプのパラフォイルは前縁部の空気取り入れ口が大きな抵抗となってしまう, 揚抗比が悪くなることが知られている. また低圧環境では十分に展開できない問題も指摘されている¹⁾.

そこで開発されたのが Fig. 1 に示す部分密閉型パラフォイルである. スパン方向の桁がアーチ状になったインフレーター桁となっており, それにコード方向の部材が取り付けられている. リブにはバルサ材を用いている. インフレーター桁とリブで構成された構造部材の表面に薄膜のポリエチレンフィルムを張り付けることで翼型を形成する. 空気取り入れ口を無くし, インフレーター桁のみにチューブを介してガスを注入することで, 大気密度の低い環境においても確実に展開させることができる.

2018 年に, JAXA6.5m×5.5m 低速風洞で火星探査用パラフォイルの空力特性取得試験が行われた. この試験で, 部分密閉型パラフォイルはおよそ 5~6 程度の高い揚抗比を達成することが分かっ

た. しかし, 風速が大きくなると翼がライザー取り付け点を中心としたロール振動をしまい, 不安定な現象が確認された. また 2018 年にマルチコプターからのドロップによるフライト試験が行われたが, 翼の展開後, 傘体が反転した状態で下降する現象が確認された²⁾. このように過去の研究を通して部分密閉パラフォイル翼型は空力安定性が良くないことが分かってきたが, まだ詳細は明らかでない. また, 実際のフライト探査では翼面は変形し, 姿勢は常に変化している. 以上を踏まえると, 流体構造運動連成解析による空力安定性メカニズムの解明が必要となる. そのために前段階として運動連成解析についての知見を得る必要があると考える. そこで本研究の目的として移動格子を用いたパラフォイル空力解析モデルの構築及び, 翼を剛体と仮定して運動連成解析を行い, 空力安定性の評価を行うことに設定した.



Fig. 1 Partially sealed parafoil.

2. 数値解析手法

本研究で対象とする流れ場はマッハ数 $M \ll 1$ であるため, 非圧縮性流体と仮定した. 連続の式と Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とする.

解析には GNU General Public License (GPL) のもとで公開されているオープンソースの数値流体力学ツールボックスである OpenFOAM³⁾を用いた. 今回は標準搭載されているソルバーから pimpleDyMFoam を選択した. 圧力-速度連成手法に PIMPLE 法を用いている. 乱流モデルは RANS の SST モデル⁴⁾を用いた.

Navier-Stokes 方程式の離散化手法として, 有限体積法を用いた. 移流項の離散化に 2 次精度風上差分を用い, 粘性項の離散化に 2 次精度中心差分を用いている. 時間積分法として, オイラー陰解法を用いている. 計算機は九州大学情報基盤研究開発センターの研究用計算機システム (ITO) を利用した.

3. 解析領域・計算条件

本研究では、解析技術の検証を目的として、翼にアーチがついていない構造の翼を用いて振動翼計算における数値解析モデルを構築した。モデルの翼型は上述の JAXA 低速風洞実験でも用いられている LA2573A⁶⁾を対象とする。アスペクト比(AR)1.5 及び AR3.0 の翼型モデルを作成し計算を行った。本研究の解析では計算領域中に剛体パラフォイルモデルを線形バネで懸架し、流体力を受けて翼が連成運動するような系とした。簡単な運動機構を模擬するため y 軸方向への鉛直運動と z 軸回りの回転運動の 2 自由度剛体運動とする。計算格子及び解析モデルの諸元を Table. 1 に、移動境界条件を Table. 2 に、その他計算条件を Table. 3 に、解析領域及び計算格子を Fig. 2 に示す。

Table. 1 Parameters for calculation grid and analysis model.

計算領域[m ³]	24×24×24
翼型	LA2573A
質量[kg]	0.5
コード長[m]	0.5
翼アスペクト比 計算格子数	1.5 約 74 万
翼アスペクト比 計算格子数	3.0 約 130 万

Table. 2 Moving boundary condition.

Y 軸バネ定数[N/m]	4000
Y 軸減衰係数[N・s/m]	2.0
Z 軸バネ定数[N/m]	700
Z 軸減衰係数[N・s/m]	0.5
角運動量初期値[N・m・s]	-0.5
重力加速度[m/s ²]	-9.81

Table. 3 Calculation condition.

動粘性係数[m ² /s]	1.0×10 ⁻⁵
密度[kg/m ³]	1.0
Wing	No-slip
Inlet	U=10[m/s]
Outlet	du/dx=0
レイノルズ数	5.0×10 ⁵

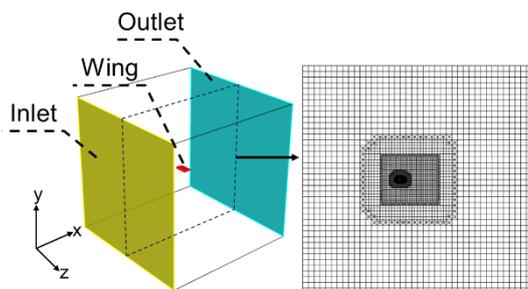


Fig. 2 Computational domain and calculation grid.

4. 結果と考察

はじめに AR1.5 の翼型の計算結果について考察する。Fig. 3 に主流方向瞬時流速分布の時間変化を示す。スパン方向中央断面 (z

=0.375) を表示した。Fig. 4 に空力係数及び揚抗比の時間履歴を示す。

Fig. 3 から、翼が振動している様子が確認できる。また翼の運動に伴い、周囲の流速分布も変化している。翼前縁に淀み点が存在し、翼上面の最大翼厚付近で速度が最も大きくなっている。また、翼下面の前縁付近でも速度の高い領域が形成されている。翼が運動することによって、翼表面の流れが剥離し、再度翼面に付着している。

Fig. 4 から、各種空力係数及び揚抗比は時間の経過とともに、振幅が小さくなり、振動が収束していることが確認できる。なお、ピッチングモーメント係数はコード長の25%の点周りの値である。以上から、空気力によって翼は振動するが、振動は収束に向かうため、この条件では、空力安定性が得られていると言える。

次に AR3.0 の翼型の計算結果について考察する。Fig. 5 に主流方向瞬時流速分布の時間変化を示す。スパン方向中央断面 (z = 0.75) を表示している。Fig. 6 に空力係数及び揚抗比の時間履歴を示す。

Fig. 5 から、AR3.0 の翼型でも振動している様子が確認できる。しかし、AR1.5 の時とは違い、翼の運動が大きくなるため、翼面上の剥離発生を明確に確認することができる。これはアスペクト比が大きくなり、翼面積が大きくなったことによって、翼が流体から受ける力が増加したことが原因だと思われる。

Fig. 6 から空力係数は AR1.5 の時よりも大きな数値を示している。また、その値は収束せず、特徴的なピークが顕著に現れることが分かる。AR1.5 の時は翼面積が小さいため流体から受ける力が小さくなり、翼の振動があまり大きくなり収束の傾向を示していた。一方、AR3.0 の場合、流体から受ける力が大きいため、翼の振動も大きくなる、この翼の大きな変位によって、翼表面において剥離が誘導されるため、空力係数の時間変化に複雑な挙動が現れたと考えられる。剥離に関しては、今回の RANS 解析で十分な検討が必要である。

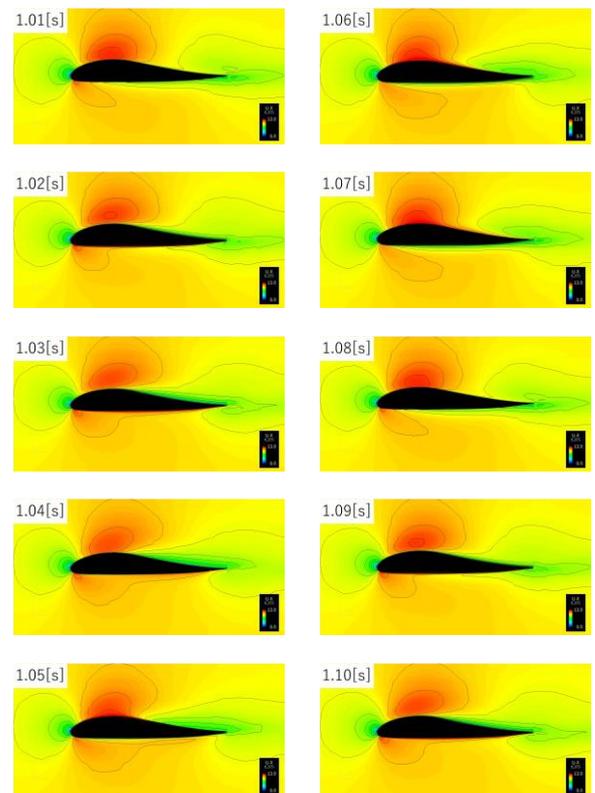


Fig. 3 AR1.5_Sequential distributions of instantaneous x-velocity components.

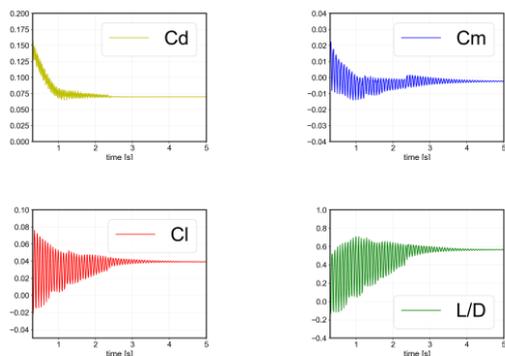


Fig. 4 AR1.5_Time histories of aerodynamic coefficients and lift-drag ratio .

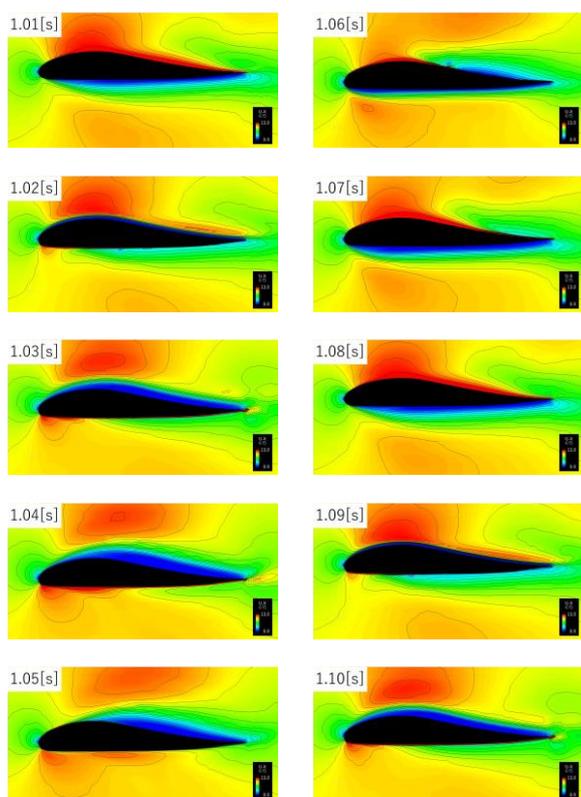


Fig. 5 AR3.0_Sequential distributions of instantaneous x-velocity components.

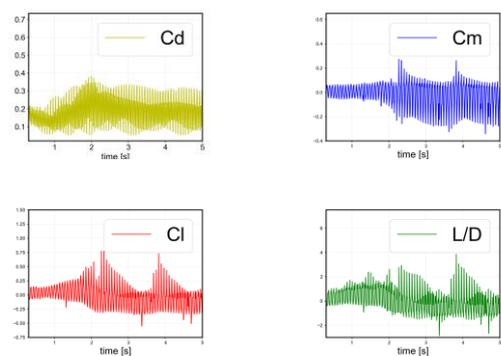


Fig. 6 AR3.0_Time histories of aerodynamic coefficients and lift-drag ratio .

5. 風洞試験との比較

振動翼計算での結果より、翼表面の流れの剥離に伴い空力係数が複雑な挙動を示すことが分かった。そこでパラフォイルが実際に飛行探査する低レイノルズ数領域の解析に有効な乱流モデルの検討及び、振動翼計算の妥当性の検証をすべく、風洞実験と数値解析の比較を行った。

比較対象とする風洞試験は2017年にMoriyoshiらの⁷⁾によって実施された低密度環境下での惑星環境風洞試験とした。風洞試験モデルのをFig. 7に示している。翼型は上述のLA2573A⁸⁾である。スパン方向長さは0.45 m、コード長は0.15 mとなっており、アスペクト比は3である。パラフォイル翼の特徴となるアーチはついていない、すなわち、下半角に相当する角度は0である。

JAXA 宇宙科学研究所の惑星環境風洞を利用して風洞試験が行われた。大気圧環境、一様流速は12 m/sとし、迎角は92—92度の2度刻みで設定されている。コード長を代表長さとしたとき、レイノルズ数は 1.2×10^5 である。空気力の計測にあたって、スティング分の揚力・抗力は取り除かれている。



Fig. 7 Wind tunnel test model.

6. 数値解析手法

数値解析手法は振動翼計算で用いたものと同様である。ただし、OpenFOAMの標準搭載ソルバーからpimpleFoamを選択した。圧力-速度連成手法にPIMPLE法を用いている。

乱流モデルとしては振動翼計算でも用いたRANSのSSTモデル及びLESのSmagorinskyモデル⁶⁾を使用した。Smagorinsky定数 $C_s=0.1678$ とした。比較対象として乱流モデルを考慮しないlaminarによる解析も行った。

7. 解析領域・計算条件

計算格子及び解析モデルの諸元をTable. 4に、計算条件をTable. 5に、解析領域及び計算格子をFig. 8に示す。計算条件は風洞試験と合わせている。翼スパン方向の境界はSlip条件となっており、疑似的に2次元翼を再現している。

Table 4 Parameters for calculation grid and analysis model.

計算領域[m ³]	1.0×1.0×0.45
格子数	約 500 万
モデル翼型	LA2573A
コード長[m]	0.45
スパン長[m]	0.15
アスペクト比	1.5

Table 5 Calculation condition.

動粘性係数[m ² /s]	1.5×10 ⁻⁵
密度[kg/m ³]	1.0
Wing	No-slip
Inlet	U=12[m/s]
Outlet	du/dx=0
レイノルズ数	1.2×10 ⁵

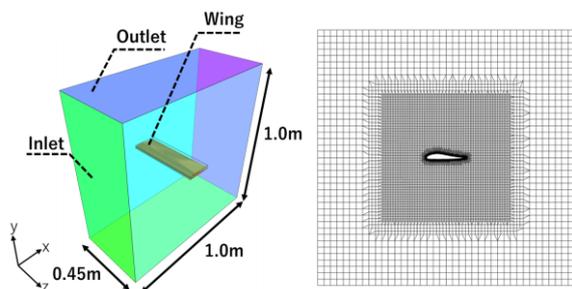


Fig. 8 Computational domain and calculation grid.

8. 結果と考察

Fig. 9 に各種乱流モデルを用いた数値解析及び風洞試験の空力係数を示す。

RANS の SST モデルを用いた解析において、揚力係数を確認すると剥離の予測が早く、失速角は 10 度であった。また、翼の失速までには実験値との間に定量的な誤差が存在し、揚力係数を過大予測している。また、翼の剥離以降の揚力係数の挙動は実験値とは大幅に異なる結果となった。抗力係数及びピッチングモーメント係数を確認すると、解析で示された失速角 10 度以降、急激にそれぞれの係数の値が増加していることが分かる。風洞試験で使われた部分密閉型パラフォイル翼のアスペクト比は 3 であり、翼端効果の影響は小さくないものと思われる。一方で数値解析においては 2 次元翼を模しており、翼端効果は表れない。失速前の揚力係数の差異は 3 次元効果によるものと判断される。剥離以降の空力係数もまた実験値との差異が確認されたが、これは剥離領域の形成に関わる乱流モデルの影響が大きいと思われる。

続いて LES の Smagorinsky モデルを用いた解析において、揚力係数を確認すると全体的に負に過大予測していることが分かる。特に、迎角 0 度での値をかなり負に過大予測していることが分かる。抗力係数及びピッチングモーメント係数を確認すると、全体的に RANS での解析値よりも過大予測しており、精度は落ちていることが分かる。

また、乱流モデルを考慮しない laminar による解析結果は Smagorinsky とほとんど同様の空力係数プロファイルを示すことが分かる。このことから乱流変動成分が数値粘性に埋もれてしまった可能性があると考えられる。今回 LES による解析を行う際に

移流項の離散化スキームに 2 次精度風上差分を使用したのが、中心差分などに変更し、数値粘性の影響を考慮した解析を行う必要があると考えられる。また、時間積分法に 1 次精度のオイラー陰解法を用いたが、1 次精度の時間解像度であると各種空力係数の値がなまってしまう恐れがあるため、クランクニコルソンなどの 2 次精度の時間積分法などに変更して計算を行う必要があると考えられる。また、他の原因として翼表面の境界層の解像度が十分ではなかった可能性がある。今回の解析において計算格子を作成する上で、翼表面近傍には境界層を解像するための四角柱状セルで構成されるプリズムセルを積層させた。翼表面のプリズムセルの第 1 格子幅（翼表面に隣接するセルの法線方向長さ）は 0.025mm としており、これが法線方向に 5 層積層しているが、積層数が足りず、乱流境界層の粘性底層部分のみしか解像できていなかった可能性がある。積層数を増やし、 $y^+ \sim 30$ 当たりの移行層あたりまで境界層を解像する必要があると考えられる。

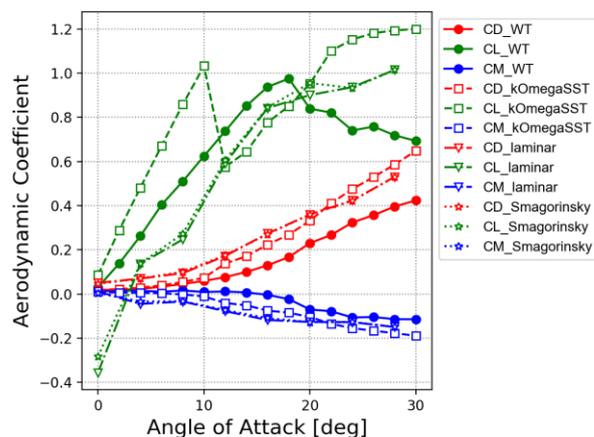


Fig. 9 Comparison of aerodynamic coefficients for different turbulence models.

9. 結論

火星探査用部分密閉型パラフォイルの空力挙動を明らかにすることを目的とし、パラフォイル運動と流体の連成解析モデルの構築を行った。ここではパラフォイル翼を剛体と仮定し、翼のアスペクト比 AR1.5 及び 3.0 のパラフォイルモデルを作成し、解析を実施した。

作成したパラフォイルモデルについて流体運動連成解析を行ったところ、AR1.5 および AR3.0 の双方のモデルで翼が流体力を受けて振動している様子が確認され、火星探査パラフォイルの 2 自由度剛体運動について数値解析モデルが構築できたと言える。

解析の結果、AR1.5 のモデルに関しては、振動が収束していく様子も確認できたことから、空力安定性が得られたと言える。しかし、AR3.0 のモデルでは、翼の振動は再現することはできたが、剥離領域の拡大により、空力係数が収束せずに複雑な振動履歴が得られた。

そこで、乱流モデルの検討及び、振動翼計算の妥当性の検証をすべく、風洞実験と数値解析の比較を行った。RANS の SST モデルを用いた解析の結果、剥離領域をうまく再現できていないことが判明した。また、laminar 及び Smagorinsky の解析結果はほとんど同様であり、乱流変動成分が数値粘性により埋もれてしまった可能性がある。今後はスキーム及び格子の改善を行い、適切な乱流モデルの検討を行う予定である。本研究で得られた知見をもとに、流体構造連成解析モデルの構築を実施する。

謝辞

本解析を行うにあたって九州大学情報基盤研究開発センター研究用計算機システムを利用した。

参考文献

- (1) 永野央士ほか, “部分密閉型パラフォイルの風洞試験”, 平成 28 年度宇宙航行の力学シンポジウム
- (2) 森吉貴大ほか, “パラフォイル型飛翔体におけるフライト試験と風洞試験の比較”, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集
- (3) OpenFOAM (<https://www.openfoam.com/>)
- (4) FR.Menter et al., “Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model”, Advanced Materials Research, 2012
- (5) Airfoil Tools (<http://airfoiltools.com/>)
- (6) J.Smagorinsky, “GENERAL CIRCULATION EXPERIMENTS WITH THE PRIMITIVE EQUATIONS I. THE BASIC EXPERIMENT”, MONTHLY WEATHER REVIEW, 1963
- (7) T. Moriyoshi et al., “Study on the Matian Exploration Probe using a Parafoil-Type Vehicle”, IPPW-14, 346, The Hague, The Netherlands, June 19, 2017.