

3C01 タンデム翼を備えた超小型火星飛行の空力特性について

○清水健二（東京大学），大山聖（JAXA）

Aerodynamic characteristics of Micro-sized Mars Airplane with tandem wings

Kenji Shimizu (The University of Tokyo) and Akira Oyama (JAXA)

Key Words: CFD, Separation ...

Abstract

In this study, the aerodynamic characteristics of a micro-sized Mars airplane with tandem wings were investigated by CFD, assuming an experiment at an altitude of 30 km above Earth. The result shows that the slope of the C_m - α curve becomes positive from 5 deg to 10 deg angle of attack. This is because of the formation of detached bubbles at the leading edge of the front wing and the reattachment of flow at the trailing edge of the wing, which increases the moment around the wing, and the detachment of flow at the trailing edge, which decreases the lift gradient. Also, the result shows that the lateral aerodynamic coefficients are not always zero even at 0 deg sideslip angle, indicating that the asymmetrical fuselage influences the aerodynamic coefficients. This is because the flow is detached on some surfaces and the pressure drops and the area of the surfaces is different on the left and right sides.

1. 序論

従来火星探査は主に人工衛星やローバーを用いて行われてきたが、これらとは異なる火星探査手法として火星飛行機が提案されている。これは火星大気を利用して揚力を得て飛行することで、低高度から比較的広範囲を探査する火星探査手法であり、実現すれば従来の探査手法では実現できなかった切り立った崖の露頭の調査や、火星大気中のダストの詳細な観測といった探査が可能になると期待されている。

過去に検討、研究された火星飛行機としてロケットエンジンを推進装置に備えたNASAのARES計画[1]や、ISAS/JAXAや大学からなる火星飛行機リサーチグループによる電動プロペラを推進装置として備えた火星飛行機[2]などを挙げることができる。しかしながら、これらの火星飛行機は折りたたんだ状態で数m程度のサイズがあり、打ち上げの機会を得るのが難しいため、いずれも実現に至っていない。

そこで打ち上げ機会の増加を目指して超小型火星飛行機というものが考えられている。超小型火星飛行機とは3U(30 cm × 10 cm × 10 cm)サイズのようなCubeSatに折りたたんで搭載可能な動力を持たないグライダー型の火星飛行機である。CubeSatに収納可能なことから、他の火星探査衛星に相乗りして打ち上げることが可能であり、打ち上げ機会の増加が期待されている。現在この超小型火星飛行機の実現に向けて様々な超小型火星飛行機が提案および検討されている[3-6]。

火星は地球上と比べて大気密度が約1/100しかないため、十分な揚力を発生させるためには翼面積を最大化することが必要である。その一方超小型火星飛行機は3Uサイズに納めなければならないという厳しいサイズの制約が存在し、従来の機体形状ではこれを実現することが困難である。

そこで我々は図1に示すようなタンデム翼を備えた超小型火星飛行機を提案している。折りたたまれた前後の翼が展開する仕組みとなっており、限られたサイズの中でも大きな翼面積を確保することが可能なデザインとなっている。

この機体の火星での飛行実現に向けて、現在ゴム気球を用いた地球高空での飛行実証を計画している。飛行実証ではゴム気球を用いて超小型火星飛行機を高度30 kmまで上昇させた後、機体を展開させて切り離し、滑空飛行させることを考えている。地球高空で実験を行うことで低温、低レイノルズ数といった飛行環境を火星での環境に近づけることが可能となる。

飛行試験に際しては実験環境での機体の空力特性を明らかにする必要があるため、数値流体シミュレーションによる機体の解析を行った。また、この機体には図2に示すような左右の非対称性が存在しており、その空力特性への影響も合わせて調査した。

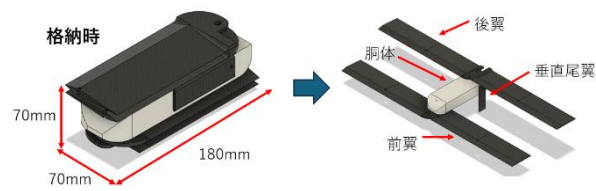


図 1 タンデム型超小型火星飛行機

2. 問題設定

2.1. 計算対象

計算対象を図2に示す。図1に示された機体が完全に展開された状態を模擬したものである。左右非対称性が存在することから、半裁モデルではなくフルモデルを用いている。実際には前後翼ともに折りたたまれている関係上、翼の途中につなぎ目が存在しているが、そこに関しては再現せず一体の構造となっている。胴体の長さは180 mm、幅は60 mm、高さは25 mmである。また前後翼ともに翼弦長は $c = 75\text{ mm}$ 、翼幅はそれぞれ $b_f = 610\text{ mm}$ 、 $b_a = 650\text{ mm}$ であり、ともにテーパーのない直線翼である。垂直尾翼は翼弦長が22 mmであり、翼幅は胴体から突き出た部位の長さが50 mmである。前後翼の翼型には図3に示す、低レイノルズ数で性能が良いことが知られている三角翼を用いている[7]。翼厚比は $t/c = 0.06$ 、翼厚が最も厚くなるのは翼弦長25%の位置である。

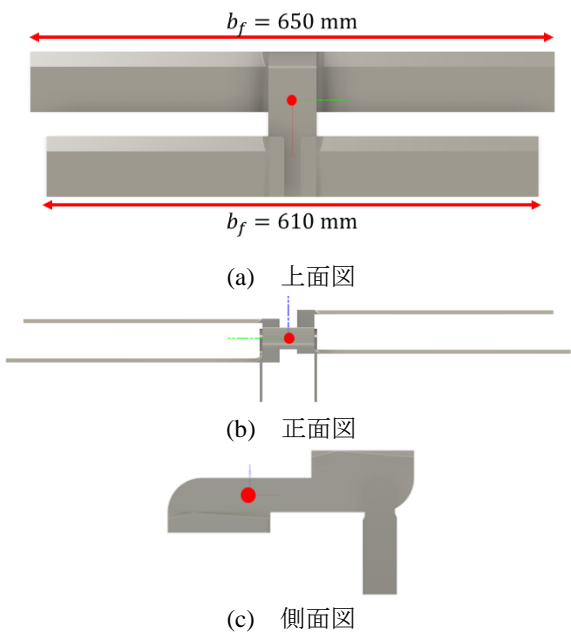


図 2 解析モデル図



図 3 三角翼断面[8]

2.2. 計算条件

主流マッハ数を $M = 0.35$ 、前後翼基準でのレイノルズ数を $Re = 13,000$ に固定したうえで、迎角と横滑り角の二つのパラメータを振り、22パターンの計算を行った。迎角と横滑り角の組み合わせを表1、図4に示す。迎角に対する縦方向の空力係数の変化、迎角および横滑り角に対する横方向の空力係数の変化が見られるように流れ条件を設定している。なおマッハ数及びレイノルズ数は[9]に示される手法を用いて揚抗比が最大となる空力係数 C_L 、 C_D を推算したうえで、質点シミュレーション[4]を予定される実験と同じ条件で行い決定した。

表 1 流れ条件

迎角 [deg]	横滑り角 [deg]	ケース数
-5	-8, 0, 8	3
0	-8, -2, 0, 2, 8	5
2	0	1
5	-8, -2, 0, 2, 8	5
8	0	1
10	0	1
12	-8, -2, 0, 2, 8	5
15	0	1
		22

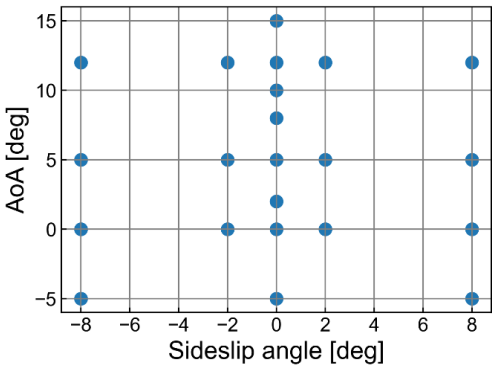


図 4 流れ条件

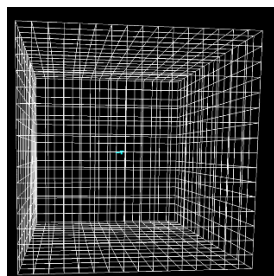
2.3. 計算手法

本研究では三次元圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式とする非構造格子ソルバーFaSTAR[10]を用いて、非定常解析を行った。無次元時間刻みは $\Delta t = 2.4 \times 10^{-3}$ である。流束評価にはHLLEW[11, 12]、時間積分にはLU-SGS法[13]、空間高次精度化には二次精度MUSCLを用いている。空力係数は約14フロースルー分計算を回し、前半約7フロースルー分で計算が十分収束したことを確認した後、後半の約7フロースルー分の平均を取って算出した。

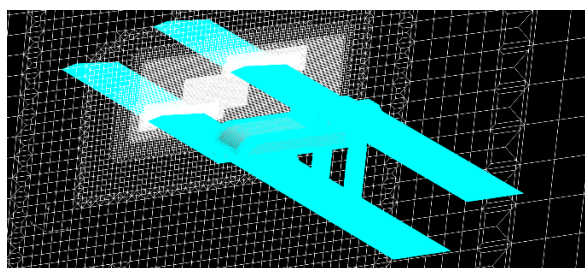
2.4. 計算格子

本解析に用いた計算格子は、JAXAによって開発された自動格子生成ツールをHexaGrid[14]を使用し

て作成した．図 5 (b)に示す通り前後翼付近にはリファインメント領域を設定してある．計算領域は $82c \times 82c \times 82c$ である．層流境界層を十分再現できるように，物体近傍のレイヤー格子における最小格子幅は， $\Delta y < 0.1/\sqrt{Re}$ を満たすようにした[15]．格子点数は61,313,054点である．



(a) 格子外観



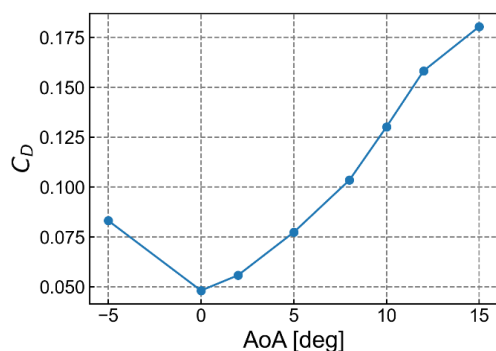
(b)表面格子および翼近傍格子

図 5 計算格子

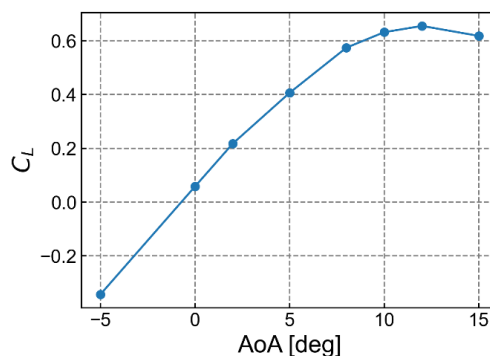
3. 結果および考察

空力係数の基準面積は，前後翼の翼幅を足したものに翼弦長を掛けたものとしている．またモーメント係数の基準長さについては， C_m は前後翼の翼弦長， C_l , C_n は前翼の翼幅を用いている．モーメント係数算出中心は機体前方60 mm，胴体断面中心であり，これは図 2 において赤い点で示した場所である．

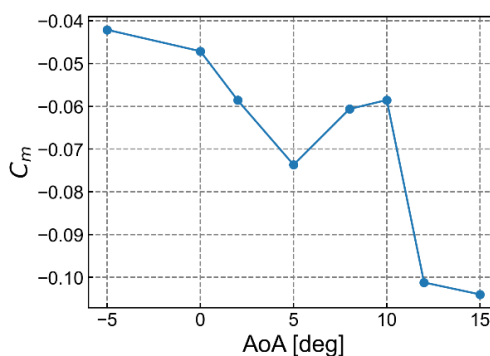
3.1. 縦方向



(a) 揚力係数



(b) 揚力係数



(c) ピッチングモーメント係数

図 6 縦方向の空力係数

図 6 に横滑り角0 degの際に迎角を変化させた時の縦方向の空力係数の変化を示す．揚力係数に着目すると，迎角12 degが揚力のピークとなっており，迎角12 degで失速が起こっていることが分かる．ピッチングモーメント係数に着目すると，揚力が得られる迎角の範囲で $C_m = 0$ となる迎角が存在せず，トリムが取れていないことが分かる．また，迎角5 degまでは迎角の増加に伴いモーメント係数が減少していく一方，迎角5 degから10 degの範囲では迎角の増加に伴いモーメント係数が増加しており縦安定性が失われていることが分かる．これ以降に迎角5 degから10 degで縦安定性が失われる原因を考察していく．

図 7 に前翼・後翼・胴体それぞれのピッチングモーメント係数への寄与，および図 6 (c)に示した機体全体のピッチングモーメント係数を示す．前翼・後翼・胴体の点線は迎角2 degから5 degの線分をそれぞれ迎角10 degまで延長したものである．迎角5 degから10 degにかけて胴体の $C_m - \alpha$ 曲線の傾きはほとんど変化していないことから，胴体は不安定性に寄与していないことが分かる．迎角5 degから8 degで前翼の $C_m - \alpha$ 曲線の傾きが増加していることから，迎角5 degから8 degでの不安定性の原因が前翼にあることが分かる．一方迎角8 degから10 degでは傾きが減少しており，そこでの不安定性には前翼は寄与していないことが分かる．後翼に関しては迎角5 degから

10 degにかけて傾きが増加しており，迎角5 degから10 degにおいて縦安定性が失われる原因となっている．これ以降前翼と後翼それぞれに関して $C_m - \alpha$ 曲線の傾きが増加した原因について考察していく．

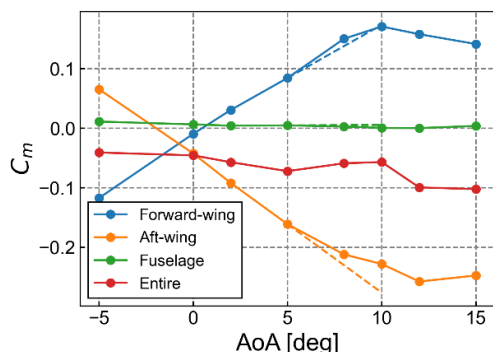


図 7 部位別ピッチングモーメント係数

図 8 に前翼の揚力係数を示す．点線は迎角2 degから5 degの線分を迎角10 degまで延長したものである．迎角5 degから8 degでの傾きはほとんど変化しておらず，揚力は $C_m - \alpha$ 曲線の傾きが増加に影響を与えていないことが分かる．図 9 に前翼の翼弦長25%周りのピッチングモーメント係数を示す．迎角5 degを境に今まで減少傾向にあった翼弦長25%周りのピッチングモーメント係数が増加に転じていることが分かる．これらのことから迎角5 degから8 degで，前翼の $C_m - \alpha$ 曲線の傾きが増加した原因は翼弦長25%周りのピッチングモーメント係数が増加に転じたからだと考えられる．

図10に迎角を変化させた際における右前翼のスパン方向中心断面の圧力分布を示す．迎角5 degから8 degにかけて前縁部の圧力が低下し，後縁付近の圧力が上昇していることが分かる．これが翼弦長25%周りのピッチングモーメント係数が増加に転じた原因であると考えられる．図11に図10と同じ断面での翼弦長方向速度分布を示す．迎角8 degになると迎角2, 5 degでは確認できなかった翼前縁での剥離泡が確認できるようになり，これが迎角8 degで前縁部の圧力が低下した原因だと考えられる．また，迎角8 degでは迎角2, 5 degと比べて後縁にある剥離泡の位置が前縁方向に移動していることが確認できる．さらに後縁部で流れが再付着しており，これが後縁付近の圧力が上昇した原因であると考えられる．

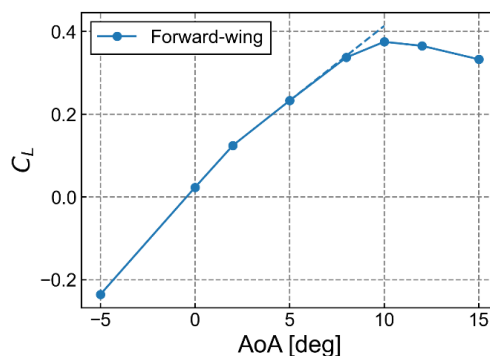


図 8 前翼揚力係数

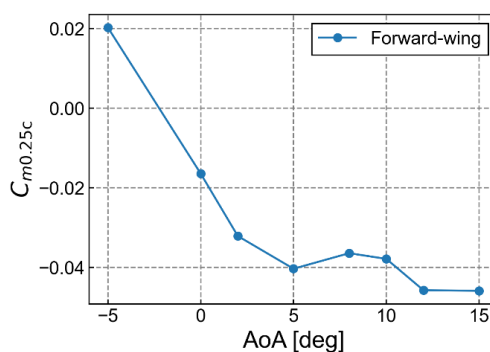


図 9 前翼ピッチングモーメント係数

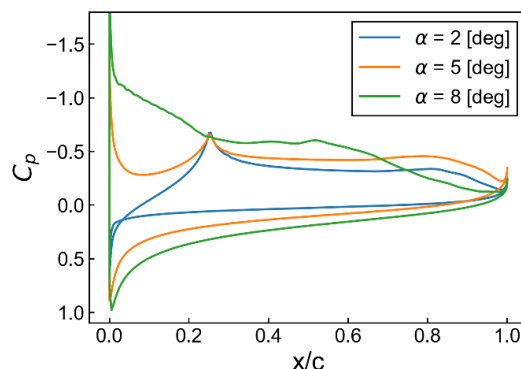


図 10 前翼翼弦長方向圧力分布 ($2y/b_f = 0.5$)

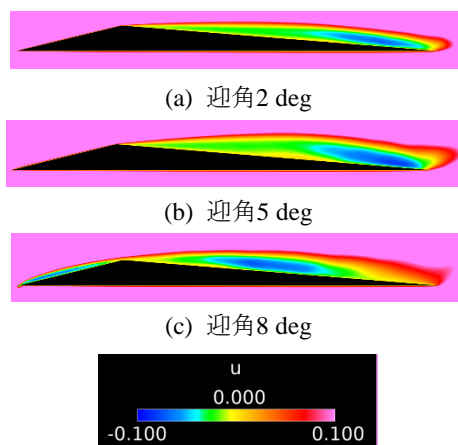


図 11 翼翼弦長方向速度分布 ($2y/b_f = 0.5$)

図12に後翼のピッチングモーメント係数を示す。 $C_{m0.25c}$ は翼弦長25%周りのピッチングモーメント係数である。 $C_m - C_{m0.25c}$ は後翼の発生するピッチングモーメント係数から翼弦長25%周りのピッチングモーメント係数を引いたものであり、揚力によって発生するピッチングモーメント係数を表している。点線は迎角2 degから5 degの線分を迎角10 degまで延長したものである。翼弦長25%周りのモーメント・揚力によるモーメントのどちらも傾きが増加していることが分かるが、揚力によるモーメントの方がその程度が大きく、後翼の $C_m - \alpha$ 曲線の傾きが増加した原因は後翼の揚力傾斜が減少していることにあって考えられる。

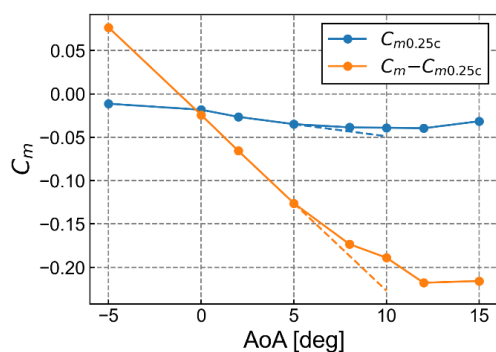


図 12 後翼ピッチングモーメント係数

図13に迎角を変化させた際における右前翼のスパン方向中心断面の圧力分布を示す。迎角の増加に伴って後縁部で圧力がフラットな領域が生じており、後縁で流れが剥離していることが予想される。図14に図13と同じ断面での翼弦長方向速度分布を示す。迎角の増加に伴って上面後縁部での逆流領域が大きくなり、流れが大規模に剥離していることが確認できる。これにより後翼の揚力傾斜が減少していったと考えられる。

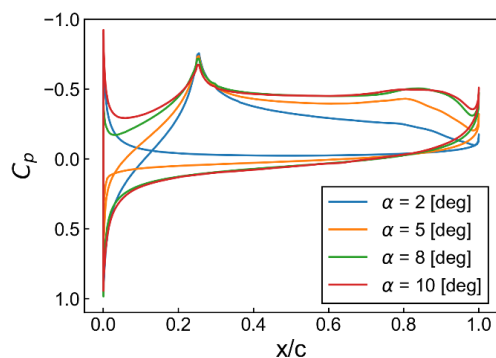


図 13 後翼翼弦長方向圧力分布 ($2y/b_f = 0.5$)

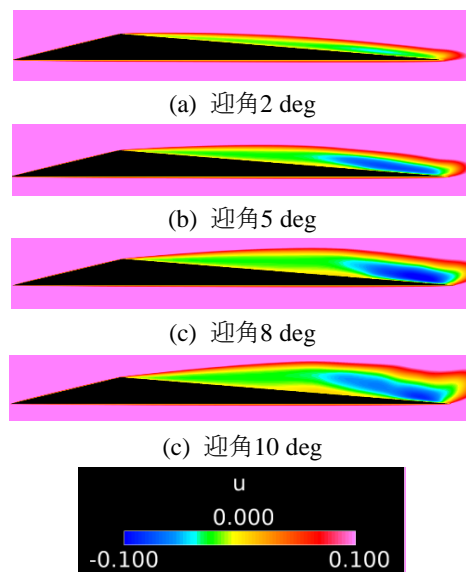
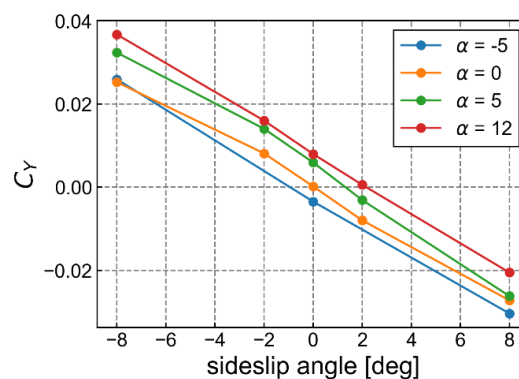


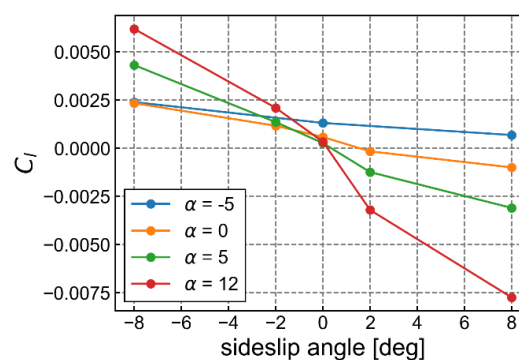
図 14 翼翼弦長方向速度分布 ($2y/b_a = 0.5$)

3.2. 横方向

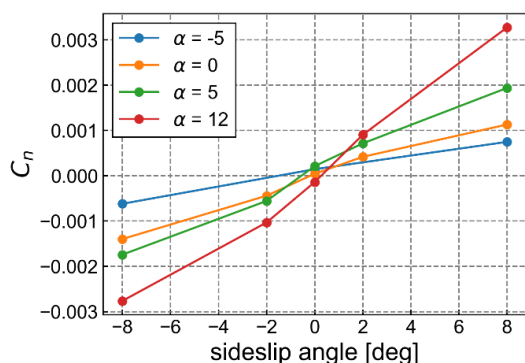


(a) 横力係数

(b)



(c) ローリングモーメント係数



(d) ヨーイングモーメント係数

図 15 横方向の空力係数

図15に迎角および横滑り角を変化させた際の横方向の空力係数の変化を示す。すべての横方向の空力係数に関して、横滑り角0 degの際に迎角によっては0でない値を持つことがあることが分かる。左右対称な機体においては、横滑り角0 degの際には横方向の空力係数は0になることから、機体の左右非対称性の影響が横方向の空力係数に表れていると考えられる。特に横力係数に関しては迎角と正の相関が存在していることが図15より読み取れる。これ以降、横滑り角0 deg, 迎角-5, 5 degのケースに着目し、横方向の空力係数が0とならない原因を考察していく。

図16は機体の前翼・後翼・垂直尾翼・胴体ごとの横力係数の値を迎角ごとにプロットしたものである。ここから胴体がこの現象の支配的な要因となっており、垂直尾翼はほとんど影響していないことが分かる。

図17に胴体側面を示す。図17(a), (c)に示す胴体左右側面だけではなく、(b), (d)に色付きで示すようにその裏側にも面が存在していることに着目して考察を進めていく。

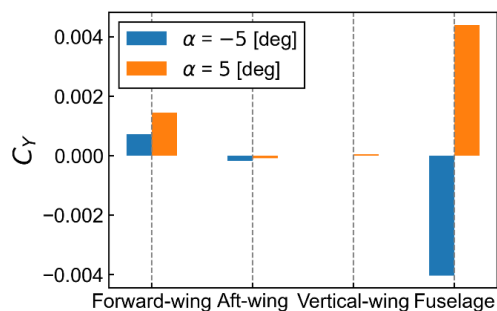
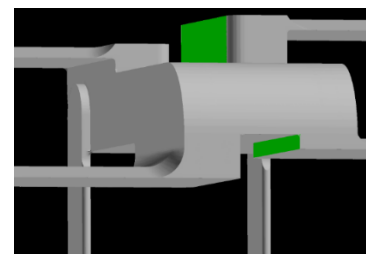


図 16 横滑り角0 deg時の部位別横力係数



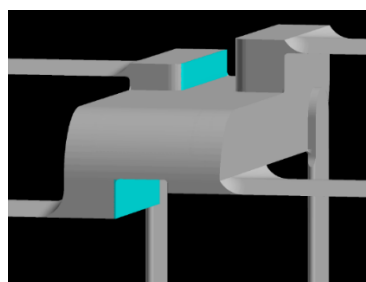
(a) 胴体左側面



(b) 胴体左側面裏側



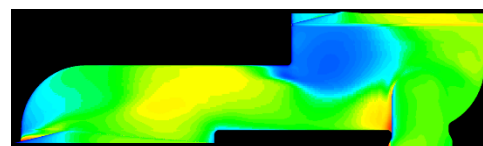
(c) 胴体右側面



(d) 胴体右側面裏側

図 17 胴体側面

図18に迎角-5 degにおける胴体側面の圧力分布を示す。(b), (d)の前部および、(a), (c)の後部に青く示された圧力の低い領域が存在している。機体に左右非対称性が存在するため、圧力の低い部位の面積が左右で異なり、発生する力が打ち消し合わず、横力が発生していると考えられる。



(a) 胴体左側面



(b) 胴体左側面裏側

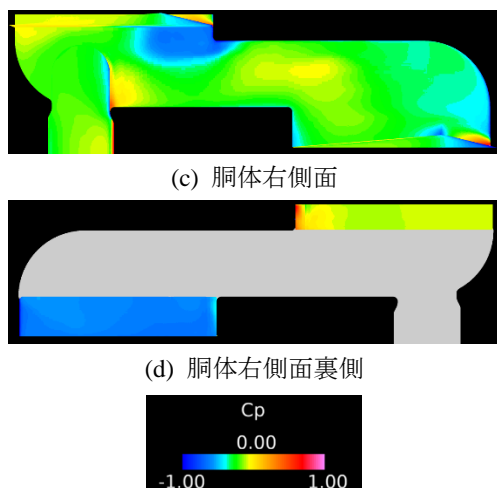
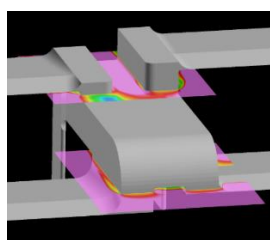


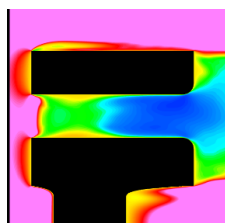
図 18 胴体側面圧力分布（迎角-5 deg）

図19に迎角5 degでのxy断面での速度分布図を示す。図18で見られた圧力低下箇所では流れが剥離し再付着しておらず、それが圧力低下の原因と考えられる。次にその剥離箇所周辺の流れ場に着目する。

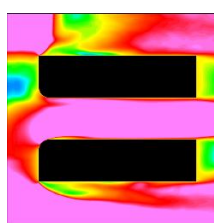
図20に図19で見られた剥離箇所周辺の翼弦長方向速度分布を示す。(a)に示したxz断面の流れ場のうち右翼側・中央・左翼側を順に(b), (c), (d)で示している。(b), (d)では翼下面, (c)では胴体下面において逆流領域が形成されていることが分かる。迎角-5 degでは図の上方から流れが来るため、流れが下方に回り込むことができず、流れが胴体下面および翼下面から剥離していると考えられる。したがって付近に逆流領域が存在するため翼弦長方向の運動量を補充できず、流れが剥離し再付着できなかったと考えられる。



(a) 全体図



(b) 前方速度分布図



(c) 後方速度分布図

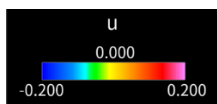
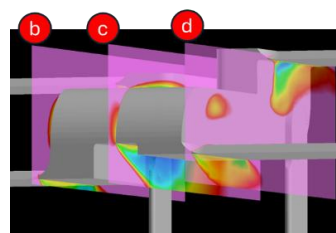
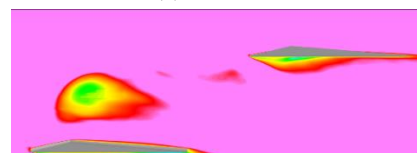


図 19 xy断面翼弦長方向速度分布図（迎角-5 deg）



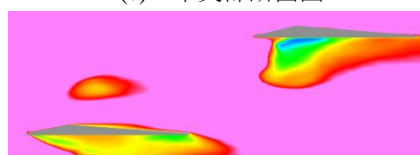
(a) 全体図



(b) 右側面側断面図



(c) 中央部断面図



(d) 左側面断面図

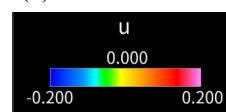
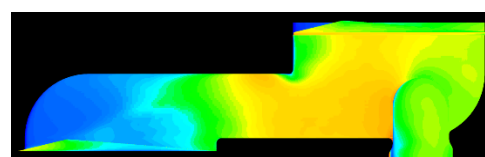
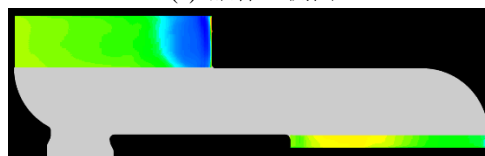


図 20 xz断面翼弦長方向速度分布図（迎角-5 deg）

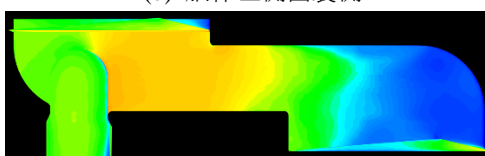
図21に迎角5 degにおける胴体側面の圧力分布を示す。(a), (c)の前部に青く示された圧力の低い領域が存在している。機体に左右非対称性が存在するため、圧力の低い部位の面積が左右で異なり、発生する力が打ち消し合わず、横力が発生していると考えられる。



(a) 胴体左側面



(b) 胴体左側面裏側



(c) 胴体右側面

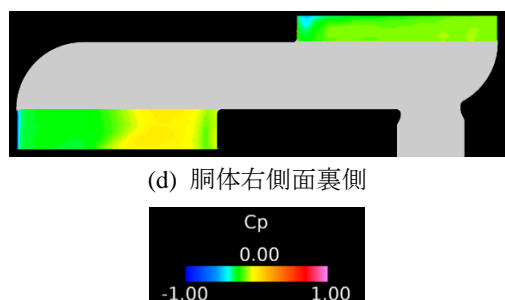


図 21 胴体側面圧力分布（迎角5 deg）

図22にxy断面での速度分布図を示す．図21で見られた圧力低下箇所では流れが剥離しており，それが圧力低下の原因と考えられる．次にその剥離箇所周辺の流れ場に注目する．

図23に図22で見られた剥離箇所周辺の翼弦長方向速度分布を示す．(b), (d)では翼上面において逆流領域が形成されていることが分かる．迎角5 degでは図の下方から流れが来るため，流れが上方に回り込むことができず，流れが翼上面から剥離していると考えられる．したがってその付近の剥離領域が，流れの剥離に影響していると考えられる．

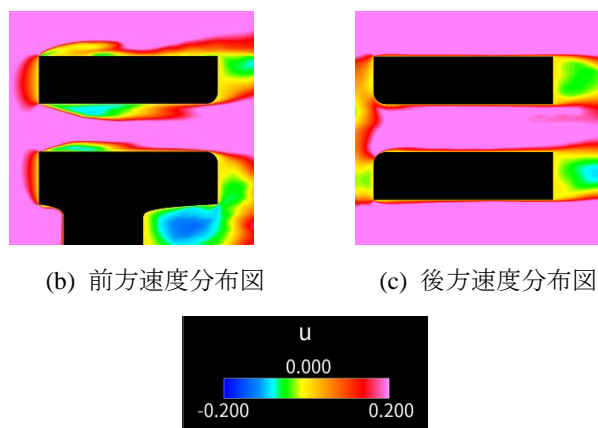
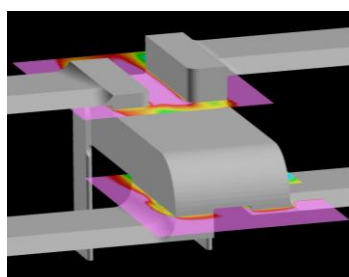


図 22 xy断面翼弦長方向速度分布図（迎角5 deg）

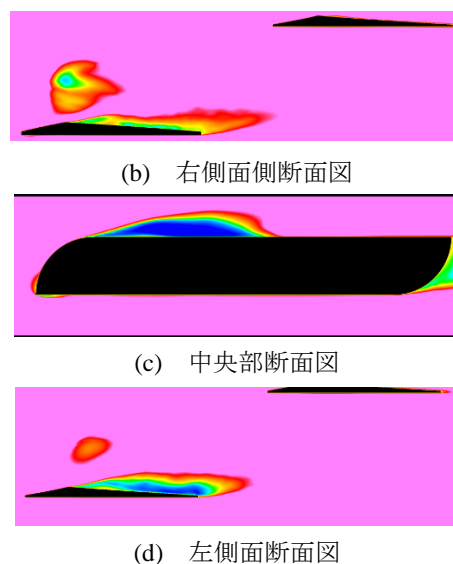
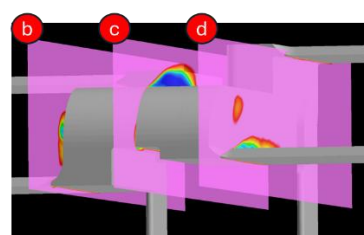


図 23 xz断面翼弦長方向速度分布図（迎角5 deg）

4. 結言

本研究では現在提案されているタンデム翼を備えた超小型火星飛行機に関して，地球高度30 kmでの実験を想定して，その空力特性を数値流体シミュレーションで調査した．

縦方向の空力特性に関しては，迎角5degから10 degにかけて不安定性が生じることが分かった．この一つ目の理由は前翼の周りの流れに関して，翼前縁での剥離泡の形成および翼後縁での流れの再付着が生じ，翼周りのモーメント増加するからである．二つ目の理由は迎角の増加に伴い後翼で流れが徐々に剥離していき，揚力傾斜が徐々に減少していくからである．

横方向の空力特性に関しては，横滑り角0 degにおいても横方向の空力係数の値が0とならないことがあり，機体の左右非対称が空力係数に影響を及ぼしていることが判明した．これは一部の面において流れが剥離して圧力が低下することと，左右非対称により左右でその面の面積が異なるため力が打ち消されないからである．

参考文献

- [1] Braun, R. D., Wright, H. S., Croom, M. A., Levine, J. S., and Spencer, D. A., “Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 5, 2006, pp. 1026-1034.
- [2] 大山聖, “MELOS1 にむけた火星飛行機 の概念検討,” 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, Vol. 11, pp. 17–19, 2010.
- [3] 工藤惣士, 高木大成, 河野日香, 正木拓斗, 大島草太, 金崎雅博, 伊神翼, 永井大樹, “膜翼を採用した収納・展開可能な超小型火星飛行機 の概念検討,” 第68回宇宙科学技術連合講演会, 2024.
- [4] 小玉隆之介, 森吉貴大, 藤田昂志, “織物CFRPコンベックステープを用いた超小型火星飛行機 の概念検討,” 第68回宇宙科学技術連合講演会, 2024.
- [5] 木村梨花, 大川真生, 伊神翼, 永井大樹, “展開式薄膜を用いたカナードを有する全翼形状の超小型火星飛行機 の概念検討,” 第68回宇宙科学技術連合講演会, 2024.
- [6] 白土百合子, 金子賢人, 堀井樹, 清水健二, 岡田枝恩, 田中寛人, 佐藤允, 大山聖, 山田和彦, “剛体翼を用いた超小型火星飛行機 の概念検討,” 第68回宇宙科学技術連合講演会, 2024.
- [7] Munday, P., Taira, K., Suwa, T., Numata, D., and Asai, K., “Non-Linear Lift on a Triangular Airfoil in Low-Reynolds-Number Compressible Flow,” *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 3, May 2015, pp. 924-931.
- [8] 木村健太郎, 岡本正人, “低レイノルズ数における三角形翼型の空力特性,” 第43回流体力学講演会, 2011
- [9] Fujita, K., Luong, R., Nagai, H., and Asai, K., “Conceptual Design of Mars Airplane,” *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 10, No. ists28, 2012, pp. Te_5-Te10.
- [10] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Hishida, M., Sakashita, M., and Lahur, P. R., “Development of Fast Unstructured-Grid Flow Solver FaSTAR,” *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 63, No. 3, pp. 96-105, 2015.
- [11] Obayashi, S., and Guruswamy, G. P., “Convergence acceleration of a Navier-Stokes solver for efficient static aeroelastic computations,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, pp. 1134-1141, 1995.
- [12] Obayashi, S., and Wada, Y., “Practical formulation of a positively conservative scheme,” *AIAA journal*, Vol. 32, No. 5, pp. 1093-1095, 1994.
- [13] Menshov, O. S., and Nakamura, Y., “Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization,” 第 9 回数値流体シンポジウム, 1995.
- [14] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Yamamoto, K., Murayama, M., and Lahur, P. R., “Drag Prediction on NASA Common Research Model Using Automatic Hexahedra Grid-Generation Method,” *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 4, 2014, pp. 1172-1182.
- [15] 藤井孝藏, 流体力学の数値計算, 東京大学出版会, 1994.