

1G07 火星飛行機主翼の空力設計

○大山聖, 藤井孝藏 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部)

Aerodynamic Design of Mars Airplane Main Wing

Akira Oyama and Kozo Fujii (Institute of Space and Astronautical Science, JAXA)

Key Words: Mars, Airplane, Aerodynamic Design

Abstract

Aerodynamic design of the main wing for small airplane for the Japanese next Mars mission “Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy (MELOS)” is presented. Aerodynamic characteristics of the airfoil are evaluated with the panel method coupled with the boundary layer method (XFLR5, a version of XFOIL) and then aerodynamic characteristics of the wing are evaluated with theoretical and empirical equations. The present result shows that the wing with span length of 2[m] minimize its total drag in the cruising condition.

1. 記号

a_0	揚力傾斜 ($=dC_l/d\alpha$)
AR	アスペクト比 ($=b/c$)
b	スパン長 [m]
c	コード長 [m]
C_D	抵抗係数
C_{D0}	プロファイル抵抗係数
$C_{D0,0}$	Re_0 でのプロファイル抵抗係数
C_{Di}	誘導抵抗係数
C_L	揚力係数
D	抵抗 [N]
e_l	スパン効率 ($=0.85$)
g	火星での重力 [m/s^2]
m	重量 [kg]
P_{req}	必要パワー
Re	翼性能推算に用いるレイノルズ数 (コード長基準)
Re_0	翼型性能推算に用いるレイノルズ数 (コード長基準)
S	翼面積 [m^2]
T_{req}	必要推力 [N]
U	巡航速度 [40m/s]
α	迎角[度]
$\alpha_{L=0}$	ゼロ揚力時の迎角[度]
η_{prop}	プロペラ効率
ρ	火星大気密度 [kg/m^3]

2. 目的および背景

JAXA を中心に、2017年もしくは2018年の打ち上げを目標とした次期火星探査ミッション MELOS の検討が始まっている。この検討の中で、広範囲に高解像度の画像情報を得る事が可能な飛行探査を含めることについての議論が行われている。2009年5月には、火星の飛行探査研究会¹⁾が立ち上げられ、総重量2[kg]以下、搭載ペイロード 100[g] (カメラ系)を仮定して、概念検討をしていくことになっている。本研究では、火星探査用飛行機の実現性を検討するためのたたき台として使うことを目的に、簡便な手法を用いて、MELOS ミッションへの搭載を仮定した火星探査飛行機主翼の空力設計を行う。

3. 設計条件と設計問題

ここでは、全重量 500g の飛行機を想定する。はやぶさに搭載された MINELVA が本体約 600g、分離機構や衛星とのインターフェース部を含めて約 1500g であったことから、全重量 500g の飛行機を飛ばすために必要な重量も同程度になると予想される。

飛行機はランダー降下時に上空で切り離され、離着陸は行わないことを仮定する。数キロメートル飛行し、ランダーもしくはランダー付近の地表もしくは崖の画像を撮影することをミッションとする。

ここでは、揚力と抗力、推力と抵抗が釣り合う定常飛行のみを想定し最適化を行う。翼型はマッハ数 0.4738、レイノルズ数 10^5 で揚抗比が最大になるよう

に設計された翼型を用いる²⁾ (図1). その他の設計上の仮定は表1にまとめる.

設計の目的は巡航時の翼の全抵抗の最小化とする. 制約条件として, 揚力と重力が釣り合うことを課す. 設計変数はコード長とする. スパン長は揚力と重力が釣り合う条件から決定される. スパン長と空力性能のトレードオフ関係を知るため, 1) スパン長に制限を与えない場合, 2) スパン長が1.75[m]以下になるように制約条件を与えた場合, 3) スパン長が1.5[m]以下になるように制約条件を与えた場合, 4) スパン長が1.25[m]以下になるように制約条件を与えた場合, の4つの条件で設計の最適化を行い, 結果の考察を行う. 表2に設計問題をまとめる.

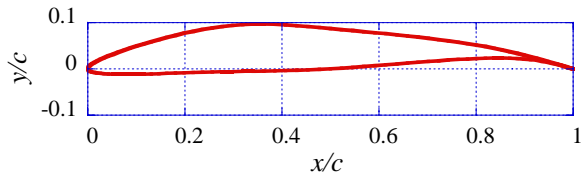


図1 翼型形状.

表1 設計上の仮定

機体総重量	500 [g] (火星では180[g])
巡航速度	40 [m/s]
翼平面形	矩形
翼型	揚抗比最大翼型 ¹⁾ (図1)
翼の迎角	5度

表2 設計問題

目的	全抵抗の最小化
揚力に関する制約条件	揚力=重力
スパン長に関する制約条件	1)制約無し, 2)b<1.75[m], 3)b<1.5[m], 4) b<1.25[m],
設計変数	コード長

4. 計算手法

与えられた飛行条件での翼型の空力性能評価には2次元粘性解析コード XFLR5 を用いる. XFLR5 は XFOIL³⁾ を C 言語で書き直し, ポストプロセスを充実させたフリーウェアであり, パネル法と境界層方程式をベースにした翼型および翼の空力性能評価ツールである. 3次元翼の揚力及び抵抗には XFLR5 で得られた2次元翼型の空力性能および3次元効果を推定する解析式および経験式を用いる.

本研究では定常飛行 (重力と揚力, 推力と抵抗が釣り合う) という条件のみを考慮して設計を行う.

$$mg = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \quad (1)$$

$$T_{req} = D \quad (2)$$

式(1)から必要な翼面積は式(3)で表される.

$$S = mg / \left(\frac{1}{2} \rho U^2 C_L \right) \quad (3)$$

3次元翼では翼端渦による downwash により翼の有効迎角は小さくなり, その結果, 揚力曲線の傾きが小さくなる. このことにより,

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{a_0}{1 + 57.3 a_0 / \pi e_1 AR} (\alpha - \alpha_{L=0}) \\ &= \frac{a_0 \cdot c^2}{1 + 57.3 a_0 / \pi e_1 S} (\alpha - \alpha_{L=0}) \end{aligned} \quad (4)$$

ここで, 迎角は揚抗比がほぼ最大となる5度とし, スパン効率 e_1 は0.85と仮定する. 式(3)および式(4)を用いると, 翼面積 S は揚力傾斜 a_0 , コード長 c , ゼロ揚力時の抵抗 $\alpha_{L=0}$ から求めることが可能となる. ここで, c は設計変数であり, a_0 および $\alpha_{L=0}$ はXFLR5から求める.

3次元翼の抵抗はプロファイル抵抗と誘導抵抗によって表される.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (5)$$

ここで, 地球上の Micro Air Vehicle のレイノルズ数 ($Re < 10^6$)におけるゼロ揚力時のプロファイル抵抗は経験的に式(3)で表される (参考文献).

$$C_{D0} = K_1 / \sqrt[3]{Re} \quad (6)$$

K_1 は翼型依存の係数であり, ここでは

$$K_1 = C_{D0,0}^{1/3} \sqrt[3]{Re_0} \quad (7)$$

とする. ここで, $C_{D0,0}$ はレイノルズ数 Re_0 におけるプロファイル抵抗であり, XFOILを用いて求める.

また, 誘導抵抗は理論式より式(8)で表される.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} = \frac{C_L^2}{\pi e S} c^2 \quad (8)$$

よって、3次元翼の全抵抗は

$$C_D = \frac{K_1}{\sqrt[3]{\rho U c / \mu}} + \frac{C_L^2}{\pi e S} c^2 \quad (9)$$

と表される。この式はコード長が小さくなるにつれて誘導抵抗は小さくなるが、逆にプロファイル抵抗は増加することを示している。

式(1)~(8)および XFLR5 を用いて得られた翼型性能をもちいれば、定常飛行をするために必要な翼面積を持った上で、抵抗を最小化するコード長を最適化手法を用いて得る事が可能である。設計変数がひとつ（コード長）であるため、最適化にはグリッドサーチを用いる。しかしながら、コード長基準のレイノルズ数は設計変数であるコード長に応じて変化する。よって、最適化により得られたコード長に応じたレイノルズ数での翼型性能評価をやり直す必要があり、結果として、翼型性能評価に用いるレイノルズ数と翼性能評価に用いるレイノルズ数が一致するまで反復計算が必要となる（図2）。なお、最適化の過程でプロファイル抵抗の推算に経験式（式(6)）を用いているが、最終的には翼型性能評価に用いるレイノルズ数と翼性能評価に用いるレイノルズ数が一致するので、式(6)と式(7)のレイノルズ数は消去され、最適解のプロファイル抵抗は純粋に XFLR5 から求められたこととなる。

上記の計算により得られた揚力および抗力から式(9)および式(10)を用いて、必要推力および必要パワーを得る。

$$T_{req} = \frac{mg}{C_L / C_D} \quad (9)$$

$$P_{req} = T_{req} U \eta_{prop} \quad (10)$$

ここで、プロペラ効率は0.5を仮定する。

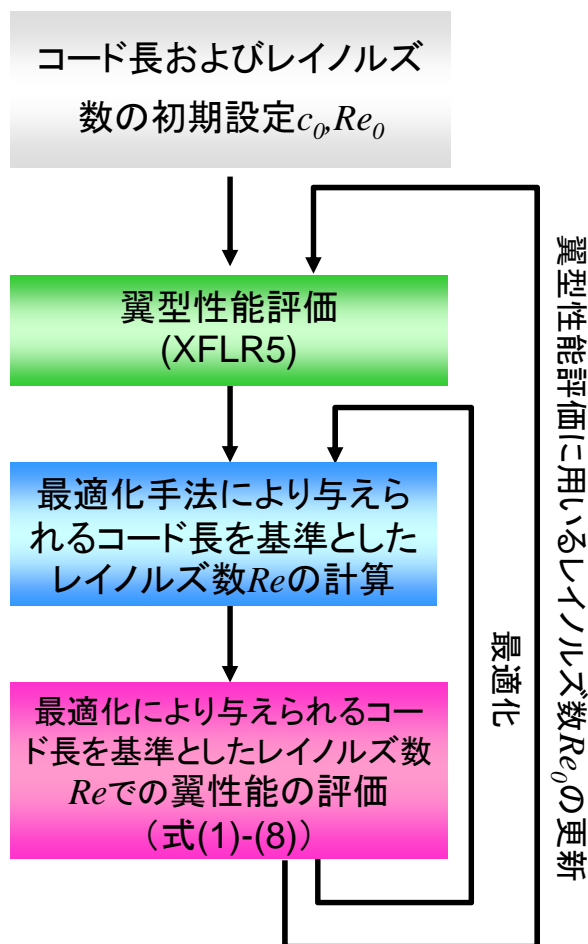


図2 最適化のフローチャート。

5. 結果

最適化により得られた翼形状の特性を表3に示す。地球上で飛行する大型機の主翼は、流れが高レイノルズ数になるため、アスペクト比を大きくすればするほど誘導抵抗が小さくなり、結果として全抵抗も小さくなる。しかしながら、今回の設計では、スパン長が2[m]のときに全抵抗が最小になった。これは、揚力が重力と釣り合うという条件から、翼面積がほぼ固定されており、誘導抵抗を減らすためにスパン長を大きくするとコード長が小さくなるためレイノルズ数も小さくなり、プロファイル抵抗が大きくなってしまったためである。高レイノルズ数流れでは、プロファイル抵抗の増加は誘導抵抗の増加に比して大きくないため、抵抗を最小化するためには非現実的にスパン長を大きくする必要がある。

得られた設計の揚抗比が約7.8であることから、高度1[km]から切り離されれば、推進系なしでも数キロメートルの航続距離を得る事ができることがわかる。

表 3 最適解（スパン長制約無し）の詳細

機体総重量	500 [g] (火星では 180[g])
巡航速度	40 [ms]
コード長	0.2495 [m]
スパン長	2.005 [m]
アスペクト比	8.036
翼面積	0.5003 [m ²]
揚力係数	0.3917
抵抗係数	0.05028
揚力	1.85 [N]
抵抗	0.2375 [N]
揚抗比	7.790
レイノルズ数	8660
必要推力	0.2375 [N]
必要パワー	19.00 [Nm/s]

上記の計算から、スパン長が約 2[m]の時、全抵抗が最小化されることが示されたが、スパン長を大きくすると構造強度を維持するために必要な構造重量が増加してしまい設計の成立性が低くなる。また、探査機への収納性を考慮するとスパン長はなるべく短い方がよい。そのため、スパン長と空力性能の間のトレードオフ関係を知ることは重要であると考えられる。スパン長に制限を加えて最適化を行った結果もあわせて、スパン長に対するアスペクト比と揚抗比をプロットしたのが図 3 である（揚力は一定であるため、揚抗比は抵抗の逆数を定性的に示している）。この図からスパン長を 1.5[m]程度より小さくすると揚抗比が急激に悪化することがわかる。よって、スパン長は 1.5[m]~2.0[m]程度にするべきであると考えられる。

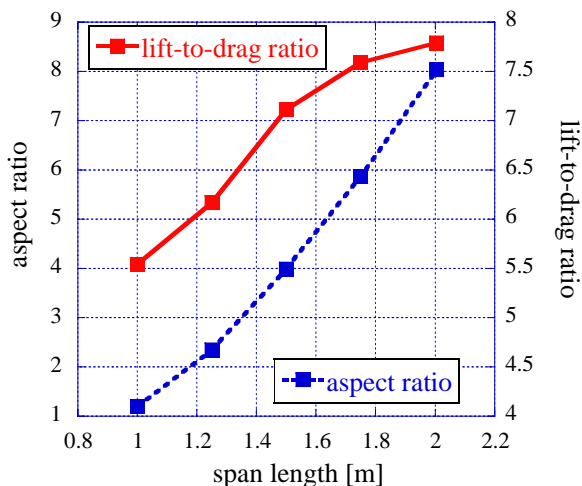


図 3 最適解のアスペクト比および揚抗比。

6. まとめ

本研究では、全重量 500g を仮定した火星探査用飛行機主翼の設計を行った。空力性能の評価には XFLR5 および解析式と経験式を用いた。その結果、全重量 500g の火星探査用飛行機はレイノルズ数が低いため、スパン長 2[m]（アスペクト比約 8.0）の時、全抵抗が最小化されることが示された。また、スパン長と空力性能との間のトレードオフ関係を示した。

本設計では、40[m/s]での定常飛行状態のみを考慮して設計しているため、今後は風による巡航速度の変化や観測のための減速も考慮した設計を行っていく必要がある。また、ここで用いた計算法（XFLR5 や解析式）の低レイノルズ数域での信頼性が検証されていないため、3次元ナビエ・ストークス計算を用いた最適化を今後行う予定である。

参考文献

- 1) <http://flab.eng.isas.jaxa.jp/meav/>
- 2) Akira Oyama, and Kozo Fujii, "A Study on Airfoil Design for Future Mars Airplane," AIAA-2006-1484, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 9-12, 2006.
- 3) T.J. Mueller (Editor), Low Reynolds Number Aerodynamics, Lecture Notes in Engineering 54, Springer Verlag, 1989.