

B02 火星航空機翼構造の開発

水上 諒 (神奈川大・院), 大山 聖 (JAXA), 竹内 伸介 (JAXA), 高野 敦 (神奈川大)

Ryo Mizukami(Kanagawa University), Akira Oyama(JAXA)

Sinsuke Takeuchi (JAXA), Atusi Takano(Kanagawa University)

1. 研究背景

火星探査航空機プロジェクトでは、JAXA と国内大学が連携して世界初の地球外惑星大気圏内飛行探査を目指している。航空機探査が可能となれば、探査車のように火星の複雑な地形に左右されず、また人工衛星では撮影が困難な場所（溪谷の断面など）を探査できる。火星の重力は地球の 1/3 程度であるため、必要な揚力も 1/3 となる、しかし火星の大気密度は地球の 1/100 であり、得られる揚力も 1/100 になるため火星航空機には革新的な空力性能と構造の軽量化が必要となる。火星大気圏突入時は着陸機に搭載し空中で分離するかあるいは着陸後に離陸することが検討されている。

航空機による火星の飛行探査の実現性検討のため、2016 年に 1 回目の高高度飛行試験を JAXA の大気球を利用して密度・温度とも火星とほぼ同じである高度 35km 付近で実施した⁽¹⁾。試験では正常な状態で定常滑空フェーズに入ることができず、それが原因で速度が想定より高くなってしまい機体切り離しから 71 秒後に機体に異常が発生した。そのため当初予定していた 120 秒間の計測データは得られなかった。異常の原因はいくつか考えられ、1 つの可能性として胴体と尾翼を結合するブームの剛性不足による機体全体と連成した尾翼のフラッタが挙げられた。



図1 2016年高高度試験機 MABE1

そこで機体を一部再設計し2019年夏に再度大気球を用いた高高度飛行試験を実施する予定である。試験は2016年と同様に高度 35km からプロペラなど推進装置は用いず、滑空で試験を行う。また火星において運用する機体は主翼や胴体を折りたたんだ状態で火星大気圏突入カプセルから放出されることを想定しているが、今回の試験では胴体や主翼に折り畳み機構を設けず展開された状態で大気球から切り離す。

2. 飛行試験機 MABE2

2019年飛行試験機(MABE2)(図3)は2016年飛行試験機(MABE1)を一部再設計したものである。

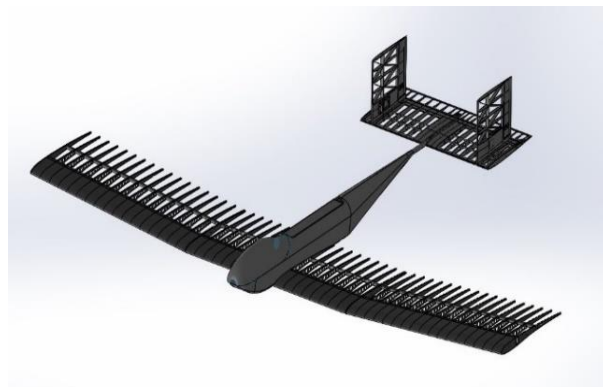


図3 2019年高高度試験機 MABE2(CAD 図)

MABE2 の機体諸元として翼幅 2.58m, 全長 : 2.0m, 重量 : MABE1 の 5.8kg より軽量化される予定であり、主な構造材料は CFRP となっている。

主な構造上の変更点は尾翼およびエレベータ, ラダーを矩形に変更, 尾翼翼型の変更, 尾翼ブーム部の剛性増強のためブーム径の拡大が挙げられる。主翼に関しては翼幅を 2.4m から 2.58m に延長, 主翼剛性を 10 倍以上改善(動圧 250Pa 迎角 6° の場合たわみ角 2.2deg(MABE1 風洞実測値)から 0.19deg(MABE2 設計値)。主翼重量を 756g→675g に軽量化(ともに桁リブ構造のみ)などである。

表1 主翼変更点 (MABE1 と MABE2 の比較)

	MABE1	MABE2
翼幅	2.4m	2.58m
剛性改善 (たわみ角)	2.2deg	0.19deg
主翼重量	756g	675g

3. 主翼構造

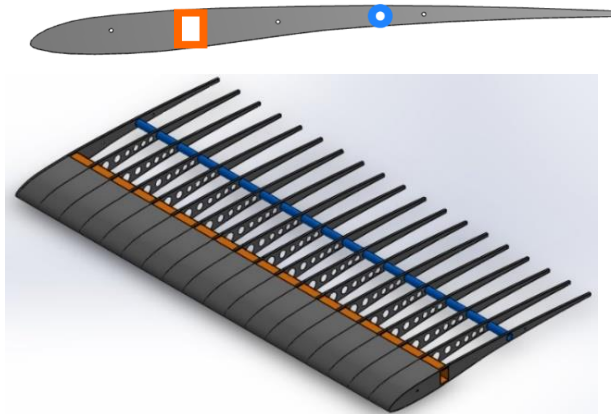


図4 二本桁構造

翼の構造は二本桁構造となっており、前桁は角筒、後桁は円筒である。桁材料はHyEJ12M65PD (UD材, 繊維弾性率 640GPa, ply厚 0.09mm), 前桁は8層・後は4層積層する。リブ材料はCO6142/E-01A (クロス材, 繊維弾性率 230GPa, ply厚 0.13mm) で製作している。

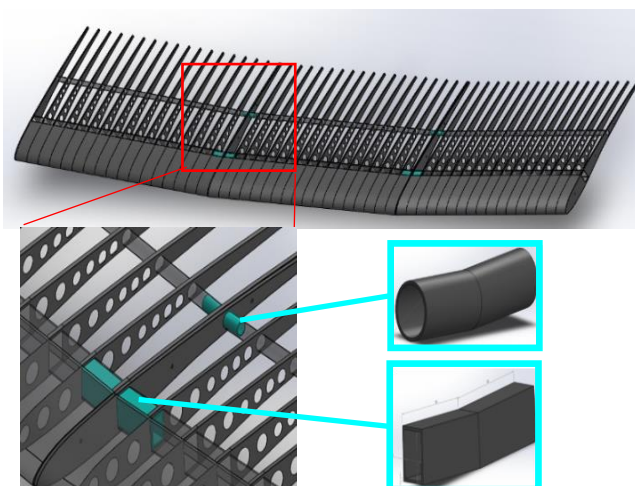


図5 内翼・外翼接続ジョイント

翼端から 850mm の位置から 5° の上反角があるため外翼・内翼別々に製作し、ジョイントで結合する。

ジョイントには桁と同じく HyEJ12M65PD を用いるジョイントは桁と等しい積層構成で桁の2倍の肉厚とする。

ジョイント図6・7のように型への巻き付け加熱成型を神奈川大学にて行っている。



図6 CFRP を巻き付けたジョイント型



図7 加熱成型したジョイント

胴体と主翼の結合は図8・9のハット型のブラケット(材料A7075-T651)を用いてボルトナットで締結し適宜翼と胴体を分解できるようにする。

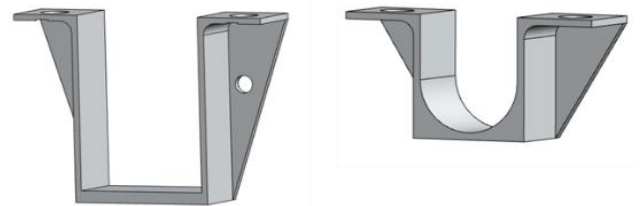


図8 翼・胴体結合ブラケット

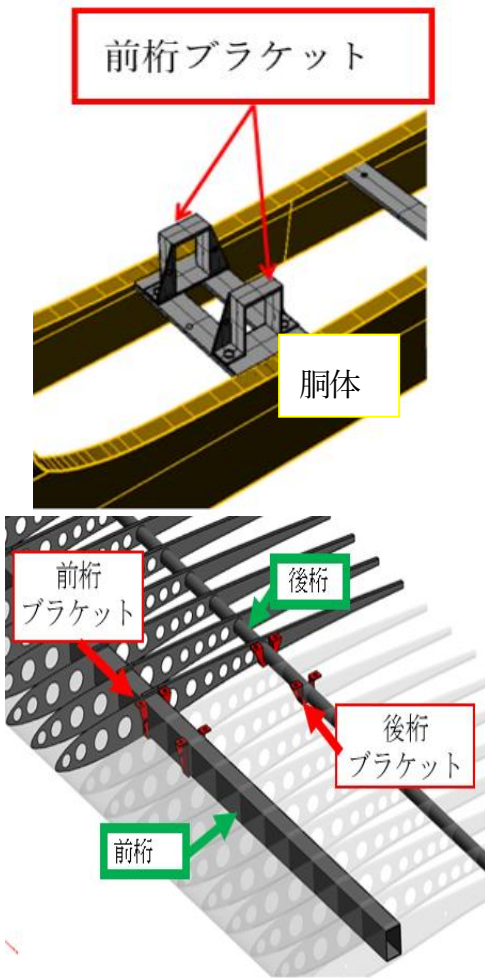


図9 胴体・翼におけるブラケット配置

4. 翼の変形量

翼の変形が大きすぎるとエルロンによる機体制御が不可能となるため翼の変形は機体引き起こし時(動圧 250Pa・迎角 8°)に片翼で

- ねじり角 0.2° (エルロン舵角 2° に相当)
- たわみ角 0.5° (エルロン舵角 3° に相当)

以下に抑えなければならない

翼のねじり角・たわみ角検討の際には単純化し主翼を片持ち梁とみなし、翼に等分布荷重が負荷されるものとして検討を行った。

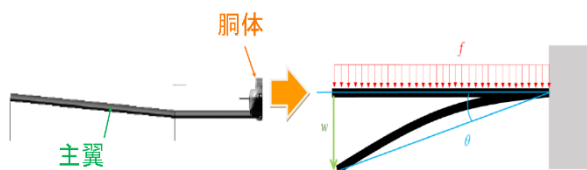


図10 翼変形量の計算

ねじり角は前桁と後桁のそれぞれのねじり剛性に加え differential bending によるねじり剛性を考慮して検討した。

$$K_{wing} = K_F + K_R + K_b$$

$$= G_F J_F + G_R J_R + \frac{3(E_F I_F E_R I_R)}{(E_F I_F + E_R I_R)l} \quad (1)$$

K :ねじり剛性 G :剪断弾性率 J :ねじり定数
 E :ヤング率 I :断面二次モーメント l :桁間隔
 (添え字 $_{wing}$:翼全体, $_F$:前桁, $_R$:後桁, $_b$:differential bending)

翼のねじり剛性に式(1)を用いて

$$\varphi = \frac{m}{K_{wing}} \frac{l_s^2}{2} \quad (2)$$

m : 翼スパン方向単位長さあたりモーメント
 l_s :片翼幅

式(2)でねじり角を求めた。

たわみ角は前桁と後桁それぞれの曲げ剛性の和のみで検討した。

$$\theta = \frac{f l_s^3}{8(E_F I_F + E_R I_R)} \quad (3)$$

f : 翼スパン方向単位長さあたり揚力

式(2), (3)が要求値を満たすため前桁の積層構成を(30/0/30/0)₂ 後桁の積層構成を(10/0/0/-10)とすることとした。実際の製作品で多少剛性が低下しても問題ないように要求値の半分以下の変形量に収まるように設計した。設計値で変形は表1に示す。

表2 翼の変形

	要求値[deg]	設計値[deg]
ねじり角	0.2	0.084
たわみ角	0.5	0.25

5. フラッタ・ダイバージェンス評価

Theodorsen-Garrick の式²⁾を用いてフラッタ評価を行った。

$$U_F = \sqrt{\frac{2K_\alpha}{(e+x_\alpha)\rho_a S_h b_h CL_\alpha}} \quad (4)$$

e : 翼コード半長に対する空力中心と弾性軸の距離

x_α : 翼コード半長に対する重心と弾性軸の距離

ρ_a : 空気密度

S_h : 翼面積

b_h : 翼コード半長

CL_α : 揚力傾斜

K_α : ねじりばね剛性

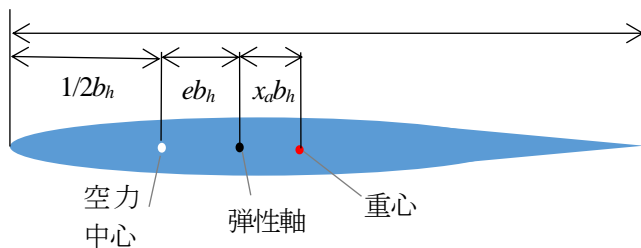


図11 フラッタ評価

ねじりばね剛性は $K_\alpha = M/\phi$ [Nm/rad] で表される。今回 M を翼に生じるねじりモーメント、 M が生じた際の全フラッタ速度 $U_F = 3726\text{m/s}$ と求まり、最大速度 223m/s を遙かに上回り安全と評価した。

またダイバージェンス速度は次式により求まる。

$$U_D = \sqrt{\frac{2K_\alpha}{e\rho_a S_h b_h CL_\alpha}} \quad (5)$$

式(5)によりダイバージェンス速度は $U_F = 5842\text{m/s}$ と求まり、最大速度 223m/s を遙かに上回り安全と評価した。

6. 翼の強度

強度設計の際、機体重量 6kg ・荷重倍数 4 ・で安全率 2 を満たす設計とした。機体最大重量は 5.8kg 以下に収まる予定であるが余裕をもって 6kg とし、荷重倍数は飛行シミュレーション上の最大荷重倍数を考慮したものである。また安全率は MABE1 の設計を踏襲した。

後桁強度では円筒の屈伏を検討した。丸パイプの屈伏応力を考えると brazier の式⁹⁾より

$$M_{br} = \pi \frac{4\sqrt{6}\sqrt{E_x t D_{22}}}{9} r \quad (7)$$

r : 後桁半径

最大曲げ応力 $\sigma_b = 147\text{MPa}$ に対し式(7)で計算された屈伏応力 $\sigma_{cr} = 976\text{MPa}$ であり安全率 $\sigma_{cr}/\sigma_b = 6.64$ を得た。

前桁強度については薄肉柱の壁面座屈について検討した。

$$\sigma_{cr} = \frac{k_w \pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t_F}{h_F} \right)^2 \quad (6)$$

k_w : 壁面座屈応力係数, ν : ポアソン比, t : 桁肉厚,

h : 桁高さ

壁面座屈応力は式(6)より求めた。計算に必要な壁面座屈応力係数は図10より求めた。

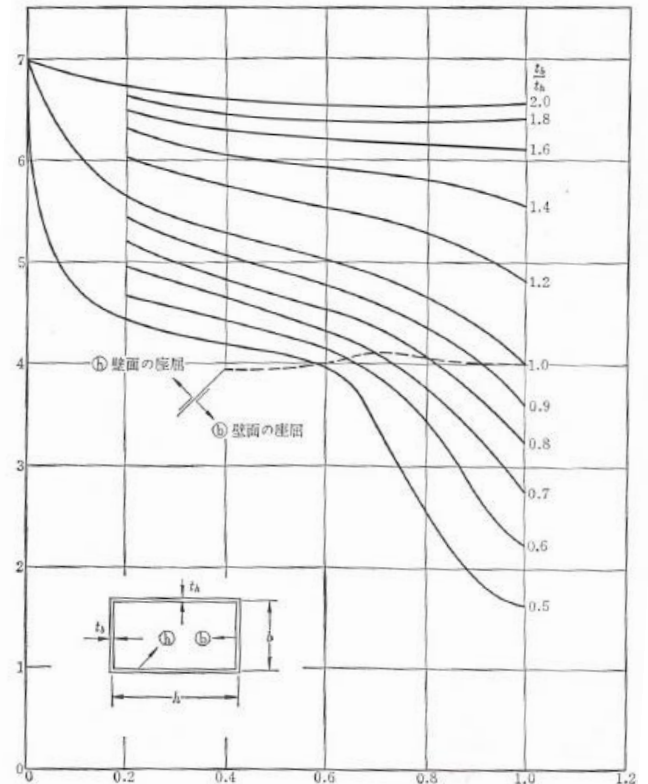


図12 壁面座屈応力係数⁴⁾

最大曲げ応力 $\sigma_b = 147\text{MPa}$ に対し設計上の壁面座屈応力 $\sigma_{cr} = 294\text{MPa}$ であり、安全率 $\sigma_{cr}/\sigma_b = 2.00$ で要求値を満たす。

また積層理論により各層の応力を計算し各層の安全率を Tsai-Wu 則により確認した。

前桁では安全率 2.24 , 後桁では安全率 3.05 となり、設計で要求安全率を満足することを確認している。

7. 結論

翼の設計としてまず変形量は引き起こし時でねじり角 0.084° たわみ角 0.25° ともに要求の 1/2 程度であり、たわみに関しては MABE1 の 1/10 程度に改善したが主翼重量は MABE1 から 1 割程度軽減された。高弾性率の材料を用いることで剛性を高めつつ軽量化した。フラッタ評価についてはフラッタ速度は 3726m/s で最大速度を大きく上回っていることを確認した。強度は荷重倍数 4 において安全率 2 を満たすことを確認し設計した。

今後の予定としては 2019 年 2 月に翼の荷重試験を行い 変形量の要求値を実際に満たしているか確認する。そして 2019 年夏ごろに MABE2 高高度飛行試験を実施する予定である。

参考文献

- (1) 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, 藤田昂志, 安養寺正之, 豊田裕之, 宮澤優, 米本浩一, 岡本正人, 野々村拓, 元田敏和, 竹内伸介, 鎌田幸男, 大槻真嗣, 浅井圭介, 藤井孝藏, 火星飛行機の高高度飛行試験 (MABE-1) の概要, 1A15, 日本航空宇宙学会年会講演会, 東京都世田谷区, 4 月 13 日, 2017.
- (2) 小林茂夫, 振動学, 丸善株式会社, 1994
- (3) Takano, Interaction between Euler Buckling and Brazier Instability, Journal of solid Mechanics and Materials Engineering, 2013 Volume 7 issue 1 page 96 Eq(31)
- (4) 林毅, 軽構造の理論とその応用 上, JUSE 出版社, 1966