

火星飛行機用プロペラの高効率化のための平面形に関する研究

林田 高志, 砂田 茂 (大阪府立大学)
米澤 宏一, 後藤 雄大, 辻本 良信 (大阪大学)
諏訪 哲也, 酒井 宣明, 永井 大樹, 浅井 圭介 (東北大学)

A study on a propeller's planform of an airplane on Mars

Takashi Hayashida, Shigeru Sunada (Osaka Prefecture University)
Koichi Yonezawa, Yudai Goto, Yoshinobu Tsujimoto (Osaka University)
Tetsuya Suwa, Yoshiaki Sakai, Daiki Nagai, Keisuke Asai (Tohoku University)

Key Words: Mars , Propeller, Low Reynolds number, High Mach number

Abstract

A propeller of an airplane for Mars exploration was designed by using Adkins and Liebeck's method so that its efficiency is high. The number of a propeller on the airplane and the number of blades of one propeller should be smaller for high efficiency. This is because the chord length and Reynolds number are larger when these numbers are small. The diameter of a propeller and its advanced ratio should be optimized by using the method.

記号

B	: プロペラのブレード枚数
c	: コード長
C_l	: 揚力係数
C_d	: 抗力係数
J	: 前進率
M	: マッハ数
N	: プロペラ数
P	: パワ
Q	: トルク
R	: プロペラ半径
R_0	: プロペラカットオフ(=0.2R)
Re	: レイノルズ数
t	: ブレードの最大厚さ
T	: 推力
V	: 飛行速度
α	: 迎角
β	: 振り角
Ω	: 回転角速度

1. 序論

近年, JAXA(ISAS)を中心に火星飛行機の研究・開発が進められている。火星の気は 95% が二酸化炭素であるため, 推進器は燃焼が不要なモータで駆動されるプロペラが予定されている。火星用プロペラの特徴として, 以下のことが挙げられる。

(1)地球上に比べ, マッハ数が高くレイノルズ数が低

くなる。これは重力加速度や大気物性値が地球と火星とは異なるからである。

(2)機体をカプセルに収納して火星まで運ぶため, その収容条件を考慮する必要がある。

本研究では Adkins と Liebeck の方法を用いたプロペラ形状の設計において, 設計パラメータが効率に与える影響を明らかにしたのでその結果を報告する。

2. 翼型形状

巡航速度 $V=50$ [m/s]で全推力 1.37[N]を発生するプロペラ形状を, Adkins と Liebeck の方法¹で求めた。Reは $10^3 \sim 10^4$ 程度であるが, その付近で高い揚抗比を有する図 1 の翼型を用いた²。本プロペラは 0.3~0.5 程度のマッハ数 Mで作動するが, この翼型の Re, Mをパラメータとした空力特性は, 東北大学浅井研究室で測定されたデータを利用した。図 2, 3に代表的な結果を示す。既述の Re, M範囲における東北大学の翼型データにおいて, 最大揚抗比は 6.5 度程度の迎角の時に得られる。そこで, 設計計算においては有効迎角が 6.5 度になるようにした。

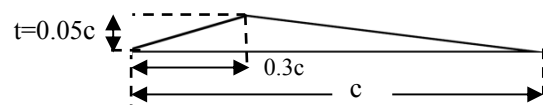


図 1 翼型

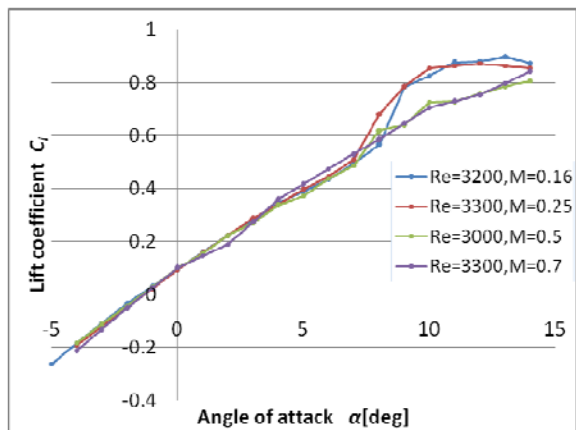


図2 Re = 3000付近での $C_l - \alpha$

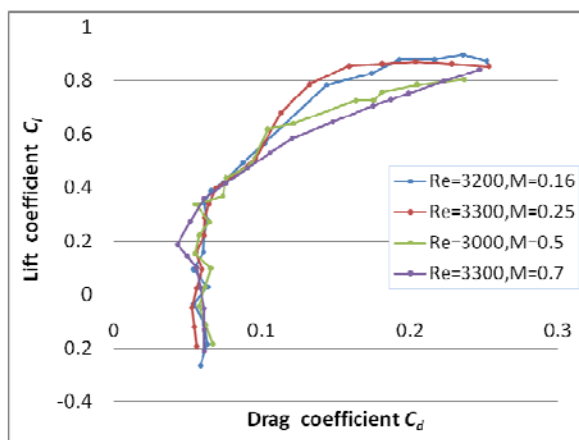


図3 Re=3000 付近での $C_l - C_d$

3. 設計パラメータ

以下の4つを設計パラメータとし、Adkins と Liebeck の方法で、翼弦長 c 、プロペラ振り角 β のスパン方向の分布を求めた。

設計パラメータ

- ・プロペラ数 N ・ブレード枚数 B
- ・ブレード半径 R [m] ・前進率 $J=V/R\Omega$

4. 設計パラメータが効率へ与える影響

プロペラ数 $N=2$ 、前進率 $J=0.685$ で固定した場合の、ブレード枚数・プロペラ半径と効率の関係を図4に示す。この図よりブレード枚数は少ないほど効率が高くなる。ブレード枚数が少なくなるとブレード一枚が発生する推力が大きくなるため、コードが長くなり、レイノルズ数が増加するためである。この時、ブレードのアスペクト比が低下するが、ソリディティは減少する。

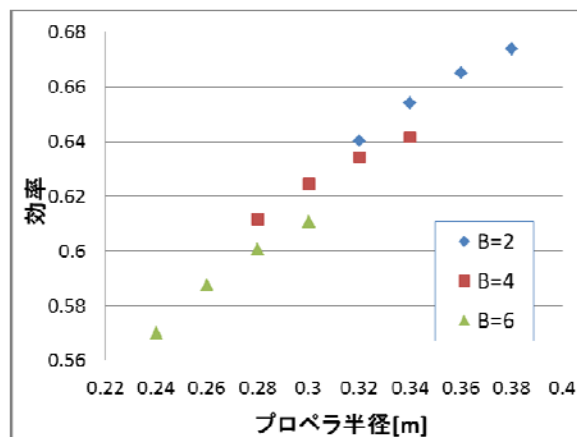
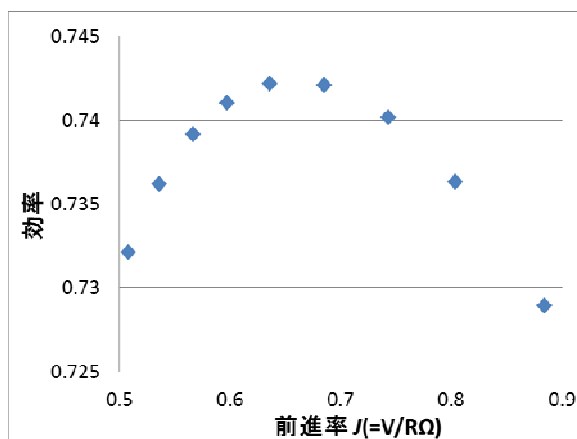


図4 ブレード枚数・プロペラ半径と効率の関係

次に、 $B=2$ 、 $N=1$ とし、 $R=0.9$ m または $R=0.6$ m とした場合の前進率と効率の関係を、それぞれ図5(a),(b)に示す。0.5-0.7程度の前進率で、最大効率が得られるが、その周辺での効率の変化は小さい。

(a)



(b)

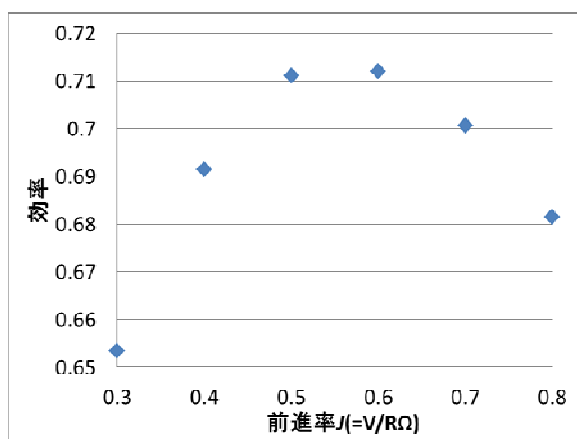


図5 前進率と効率の関係 ($B=2$, $N=1$)

(a) $R=0.9$ m, (b) $R=0.6$ m

次に、 $B=2$ 、前進率 $J=0.685$ で固定し、プロペラ数 N とプロペラ半径 R を変化させた場合の N と効率の関係を、図6に示す。

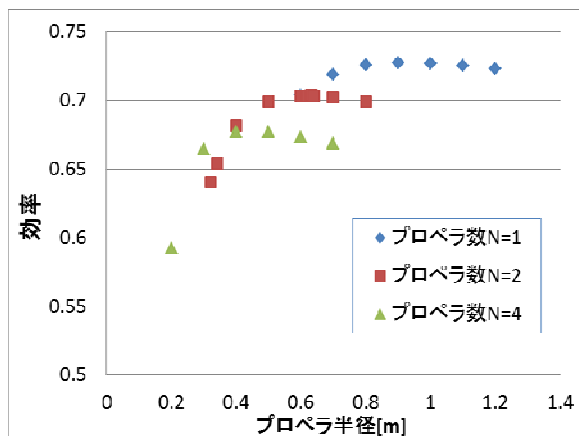


図6 プロペラ数・プロペラ半径と効率の関係

図6より、Nが小さいほど最高効率は大きくなる。Nが小さいほどコードが長くなり、レイノルズ数が増加するためである。この時、ブレードのアスペクト比が低下するが、ソリディティは減少する。またプロペラ半径を大きくして行くと効率は増加し、ある値以上になると効率は若干、減少する。プロペラ半径の増加による効率の向上は、コードが短くなりブレードのアスペクト比が増加しソリディティが減少し、誘導抵抗が減少するためである。プロペラ半径がある値以上になると、この効果よりもコード長減少、すなわちレイノルズ数低下による抵抗増大が上回るため、効率が若干減少する。

4. まとめ

巡航速度 $V=50$ [m/s]、推力 $T=1.37$ [N]の条件下で、高い効率のプロペラを得る際に各設計パラメータが与える影響は、以下の通りである。

- ・ブレード枚数 B、プロペラ枚数 N：大きな Re 、小さなソリディティでパワーが下がるため、B, N は小さいほど効率が高くなる。
- ・ブレード半径 R、回転数 Ω (前進率 J)：最適な前進率が存在し、パワーを最小にする最適な Re 、ソリディティ、すなわち最適な R, Ω が存在する。

火星飛行機用プロペラはカプセルへの収容条件から、大きさにも制限がある。実際の設計ではこの制約についても考慮し、効率の高い平面形状を求める必要がある。

Appendix 後退角ブレード

表1に示す設計条件の下、Adkins と Liebeck の方法で設計したブレード(「元形状ブレード」と呼ぶ)の形状を図7(a)に示す。このブレードに先端で36度の後退角を付けた「後退角ブレード」を図7(b)に示す。表2に示す様に、元形状ブレードに比べ後退角ブレードは効率が下がるが、推力が増

加する。すなわちプロペラのコンパクト化の可能性がCFD解析によって示された。そこで、上記2つのブレードからなるプロペラについて、大阪大学風洞および宇宙科学研究所惑星風洞で性能試験を行った。測定における前進率Jは火星における飛行での値と $J = V/\Omega R = 0.39$ と一致させた。どちらの試験のマッハ数も火星でのマッハ数よりも低く、本測定においてマッハ数の効果は無視している。

[実験結果]

レイノルズ数は、前者の場合 $Re = 0.4 \times 10^4 \sim 2.0 \times 10^4$ 、後者の場合 $Re = 1.2 \times 10^4 \sim 6.0 \times 10^4$ である。なお、 $Re = UL/v = \sqrt{V^2 + (0.75R\Omega)^2}L/v$ とし、代表長さLとしては、プロペラ半径方向75%のスパン位置でのコード長(7.2cm)を用いた。

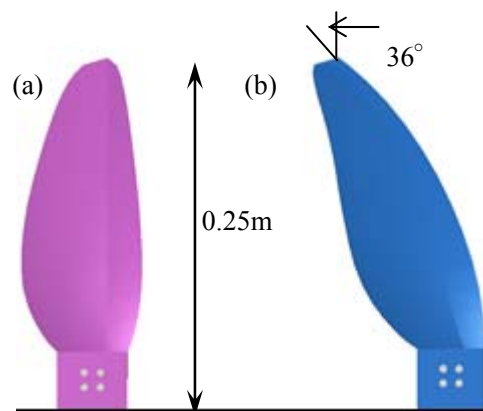


図7 (a)元形状ブレード (b)後退角ブレード

表1 元形状ブレードの設計条件

巡航速度	50m/s
プロペラ数	2
プロペラ1機当たりのブレード枚数	4
プロペラ半径	0.25m
プロペラ1機当たりの発生推力	1.09N
前進率	0.398

表2 両ブレードのAdkins と Liebeck の方法およびCFDによる、巡航時の性能の計算結果

	AdkinsとLiebeck		CFD	
	元形状ブレード	元形状ブレード	元形状ブレード	後退角ブレード
推力[N]	1.09	1.23	1.23	1.6
トルク[Nm]	0.179	0.189	0.189	0.269
効率	60.6	64.4	64.4	59.3

[実験結果]

各風洞での実験結果を、図 8～10 に示す。なお図中には、Adkins と Liebeck の方法による設計値、CFD での計算結果も示してある。

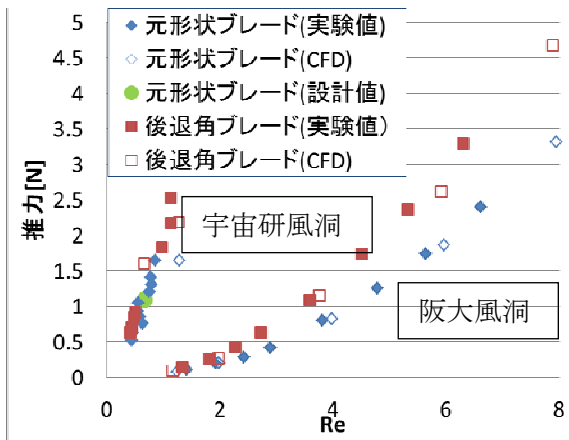


図 8 推力の測定値

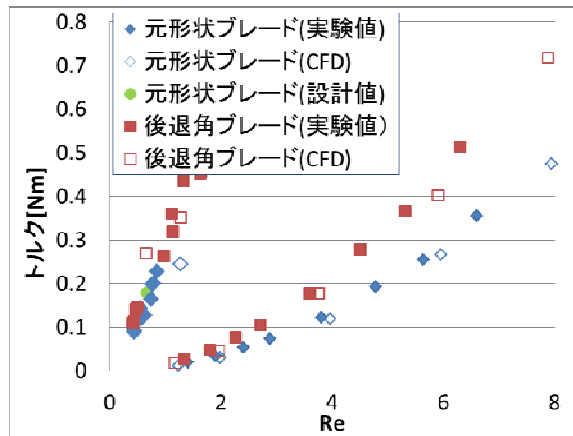


図 9 トルクの測定値

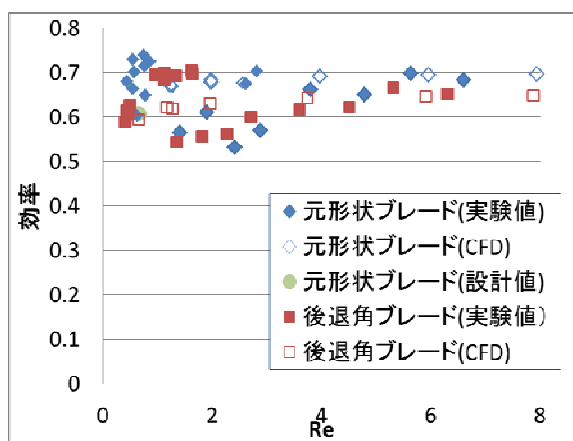


図 10 効率の測定値

図 8 - 10 から、(1) $Re=10^3-10^4$ で作動するプロペラの性能評価に Adkins と Liebeck の方法が有効であること、(2) ブレードに後退角を付けることで、推

力・トルクは増加し、効率は下がることが確認できた。後退角による推力増加の原因は、後退角によって翼端渦が翼負圧面上に位置する様になり、翼負圧面の圧力が低下することである³。

参考文献

¹Adkins,C.N. and Liebeck,R.H., Design of optimum propellers. Journal of propulsion and power. Vol.10,No 5 pp.676-682,1994.

²Azuma,A., The biokinetics of flying and swimming. Second Edition,AIAA,Reston,Va.2006.

³米澤宏一，後藤雄大，林田高志，砂田茂，安養寺正之，辻本良信，火星飛行機用プロペラの性能に及ぼす三次元流れの効果，日本航空宇宙学会第 56 回宇宙科学技術連合講演会，2012.