

平成 21 年 6 月 1 日現在

研究種目：基盤研究(C)  
 研究期間：2007～2008  
 課題番号：19560794  
 研究課題名（和文）惑星探査用小型飛翔体の高揚力化デバイスに関する研究  
 研究課題名（英文）Study on high lift device of small flight vehicle for planetary exploration  
 研究代表者  
 高木 亮治 (TAKAKI RYOJI)  
 独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・准教授  
 研究者番号：90358466

研究成果の概要：火星探査用の小型飛翔体の設計・開発に必要となる空気力学関係の要素技術として、低レイノルズ数環境下での翼型の空力特性解析を行った。低レイノルズ数流れでは渦の挙動が重要となるため、渦の運動を高精度かつ高効率に解析できる渦法の適用を試みた。従来手法との比較の結果、部分的には優位性が確認できたが、計算効率など解決すべき課題が判明した。翼端渦、前縁剥離渦の有効活用による高揚力、高揚抗比デバイスの検討を行った。翼表面にギザギザ状のデバイスを設定することで、摩擦抵抗を減少させることを確認し、揚抗比改善の可能性を示した。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007 年度	2,300,000	690,000	2,990,000
2008 年度	1,100,000	330,000	1,430,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,400,000	1,020,000	4,420,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：計算流体力学、低レイノルズ数流れ、高揚力装置

## 1. 研究開始当初の背景

惑星探査においては軌道上からの観測やランダー、ローバーによる観測が現在は主流であるが、火星を始めとする大気を有する惑星においては、大気中を飛翔することが可能な探査機による観測が有効と考えられる。惑星探査において気球や航空機を用いることで大気自体の観測や地表面付近、低高度での広範囲な観測、渓谷やクレバスなど特徴的な地形の観測、更には小型探査機を複数投入することで、広範囲での同時多地点観測が可能となり、今後の惑星探査ミッションの質の向

上に貢献できる。

現在提案者の所属機関では火星における航空機タイプの惑星探査機(火星飛行機と呼称)に関する検討を行っている。火星の大気密度が地球に比べて低い点(火星大気密度は地球の大気密度の 1/100)および火星飛行機のサイズが小さい事(打ち上げロケットの能力による制限と小型探査機の複数運用が望ましいため)を考えると、火星飛行機が飛行するにはレイノルズ数が非常に小さい飛行環境になると予想される。レイノルズ数は航空機の空力特性を支配する重要なパラメ

一タであり、火星飛行機では 103~104 程度となり、これは地球上の一般的な旅客機のレイノルズ数が 107~108 であることを考えると非常に小さいと言える。火星飛行機の飛行環境、つまりは火星飛行機のまわりの流れは低レイノルズ数流れであるため、通常の航空機まわりの流れと大きく異なることが予想される。通常の航空機で扱われる流れに関してはこれまで多くの研究・開発が行われており、様々な知見が蓄積されている。一方火星飛行機の飛行環境である低レイノルズ数流れに関しては、これまで航空宇宙分野ではほとんど経験したことがない世界であり、知見や実績が十分あるとは言えない状況である。

地球上では模型飛行機、鳥、昆虫などの飛行環境は低レイノルズ数流れとなる。昔から鳥や昆虫の飛翔メカニズムには大きな興味が注がれ、主に生物学的な興味から様々な研究が行われて来た。特に鳥や昆虫の羽ばたきに注目し、低レイノルズ数環境下での飛行メカニズムとして羽ばたき運動を捉え、その推進力や揚力の発生メカニズムに関する研究が行われている。しかしながらそれら多くの研究は生物学的興味によるもので、こういった領域を飛行する小型航空機開発に向けた工学的な研究は十分にはなされていない。そのため提案者はこれまで低レイノルズ数環境下での流体现象に注目し、その中で羽ばたき運動のメカニズムを解明するために必要となる数値解析手法の開発(科学研究費補助金基礎研究(C)2, 6560695 小型飛翔体の流体现象解析手法に関する研究)を進めてきた。羽ばたき運動を行う翼周りの流れ場解析手法の開発を行うと同時に、基礎的な知見を得るために低レイノルズ数環境下における二次元翼型特性の解析を行った。その結果、低レイノルズ数流における特徴的な現象として流れが剥離しやすく、非定常な渦運動が重要であることが判明した。また、火星飛行機開発に必要な課題として高い揚力を発生させる何らかの方法が必要である事が判明した。航空機が飛ぶためには機体重量を翼で発生する揚力で支える必要がある。揚力は密度 $\times$ (速度) $^2$  $\times$ 揚力係数 $\times$ 翼面積に比例する。火星飛行機の機体重量と揚力の釣り合いを考えた場合、重力加速度の減少により機体重量も減少するが、大気密度が地球に比べて 1/100 である影響が大きく、揚力を確保するためには揚力係数を大きくする高揚力化デバイスが必要となる。高揚力化デバイスには様々なものが考えられるが、低レイノルズ数流れでは渦が揚力発生に寄与していることから渦を制御することで高い揚力の発生を促すデバイスが有効と考えられる。一般に航空機利用を目的とした高揚力化デバイスは既に実現しているが、低レイノルズ数環境下で飛行する火星飛行機での利用を前提とし

て、渦を制御することで高い揚力を得る事を目指す試みはこれまでにない。また NASA などでも火星飛行機に関する検討が行われているが、これらは機体の大型化や高速化により大きいレイノルズ数での飛行を目指しているのに対して、ここでは航空機の飛行に本質的な揚力特性の改善というアプローチをとっている点が大きく異なる。今後の惑星探査は、探査機のクラスター化など小型探査機による惑星探査を目指すので、空力的な工夫による高揚力化といった本質的な手段で小型飛翔体を実現することが必要であり、そのための基礎的な研究は重要である。また、数値シミュレーション技術、特に渦法を利用したアプローチはこれまで例がなく、本提案の独創的な点である。本来、数値シミュレーション技術は、新しいデバイス、新しい概念を提案する概念設計段階でその力を発揮するものであり、その力を十分に活かすという意味でも特徴的である。

## 2. 研究の目的

本研究では火星探査用小型飛翔体の設計・開発に必要なとされる低レイノルズ数環境下での高揚力化デバイスの開発を行うことを目的として以下を実施する。

- (1) 低レイノルズ数流れの数値シミュレーションに関して、これまでの研究で渦が重要であることが判明している。そのためここでは、渦の運動をより効率良く、高精度に解析する手法として渦法の適用を試み、設計ツールとしての評価を行う。
- (2) 火星飛行機への搭載性を考慮した様々な高揚力化デバイスを考案し、上記で評価した渦法など、数値シミュレーション技術を用いて性能評価を行う。

## 3. 研究の方法

本研究では火星探査用小型飛翔体の設計・開発に必要なとされる低レイノルズ数環境下での高揚力化デバイスの開発を行うことを目的とし、以下の項目を実施した。

- (1) 低レイノルズ数流れにおける渦法の定量性評価
- (2) 渦を利用した様々な高揚力化デバイスの考案と数値シミュレーション技術を用いた性能の評価

(1) 低レイノルズ数流れにおける渦法の信頼性、特に定量性の評価を行った。従来から用いられている有限体積法で離散化した CFD プログラムでは渦の運動を高精度に解析するためには多くの計算機資源が必要となり計算効率が悪い。そのためここでは渦法の利用を試みた。渦法は比較的昔からある数値解析手法であるが、新しい計算手法の提案とと

もに最近特に注目を集めている。これまで渦法は二次元翼の羽ばたき運動の解析などに適用されているが、流れ場の把握、羽ばたき運動による流体力発生メカニズムの解明が主な成果であり、定量性まで議論した研究は非常に少ない。ここでは最終的に火星飛行機のキー技術となる高揚力化デバイスの性能評価を行う必要があり、低レイノルズ数流れでの渦法の定量性評価が必須である。そのため渦法を用いた場合、定量的にどこまで流れ場の解析が可能かをまず見極めた。具体的には代表的な二次元翼型を対象として、これまで提案者が用いてきた有限体積法で離散化した CFD プログラム(UPACS)を用いた詳細解析結果との比較を行い、定量性を議論するために必要な離散化の解像度や離散化モデルに対する知見を取得した。本来ならば良質な実験データとの比較が望ましいが、低レイノルズ数流れにおける良質な実験データは皆無であり、事実上不可能である。そのため、定量性が確認されている CFD プログラム UPACS を基準コードとし、UPACS を用いた詳細解析結果と比較することで渦法の定量性を確認した。ここでは横浜国立大学亀本教授の開発した渦法のプログラムを利用した。翼に働く基本的な空気力、揚力、抗力、モーメントなどの値の定量性に注目した評価を行った。

(2) 高揚力化デバイスに関して様々なアイデアの検討を行った。低レイノルズ数流れでは重要な役割を果たす渦に着目し、渦を効果的に利用することを考えた。この時に実際の火星飛行機への搭載性を考慮して単純な機構のもの、必要動力が少ないといった観点を重視して検討を行った。その結果基礎的な検討として二次元翼型 NACA4402 を対象として、翼上面に小さな渦をトラップするためのギザギザ状のデバイスを考案した。図 1 に提案するデバイスを示す。

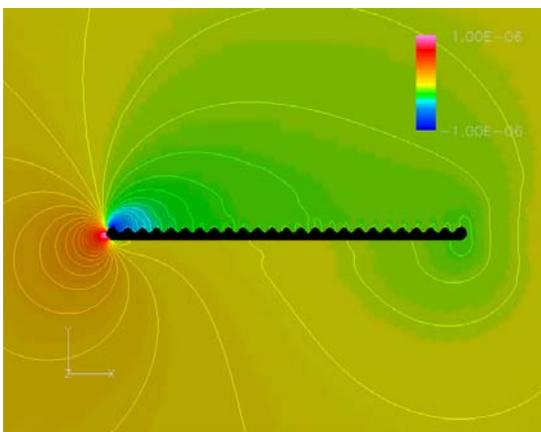


図 1：提案するデバイス  
(翼上面のギザギザ状のデバイス)

このデバイスにより、小さな渦がトラップされ、その結果翼上面での負圧効果の増大および逆向き流れによる摩擦抵抗の低減が期待される。このデバイスの効果を数値シミュレーションを用いて評価した。

#### 4. 研究成果

##### (1) 低レイノルズ数流れにおける渦法の定量性評価

渦法を用いて二次元翼型まわりの低レイノルズ数流れの解析を行った。低レイノルズ数では薄翼が有利なため、NACA4402 を対象とした。図 2 に NACA4402 を示す。



図 2：NACA4402

翼の形状表現に用いた要素数は 300 であり、通常解析手法とほぼ同程度の密度とした。流れ条件としては  $Re=1,000$ 、迎角=0 度、10 度、12 度とした。渦法による解析結果の例として迎角 10 度の結果を図 3 に示す。図 3a)~e) のそれぞれに渦要素分布、瞬時速度分布、時間平均速度分布、瞬時圧力分布、時間平均圧力分布を示す。

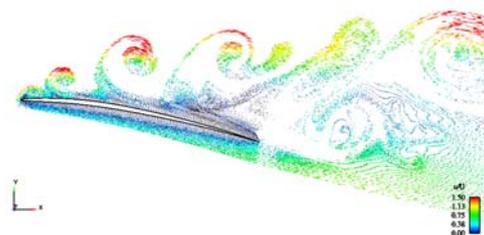


図 3a)：渦要素分布

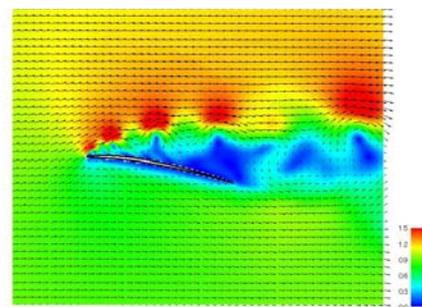


図 3b)：瞬時速度分布

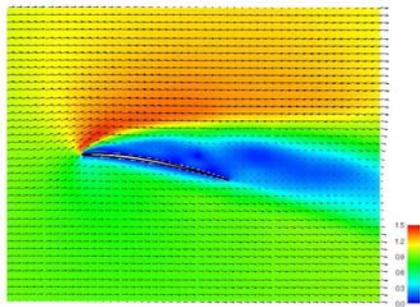


図 3c) : 時間平均速度分布

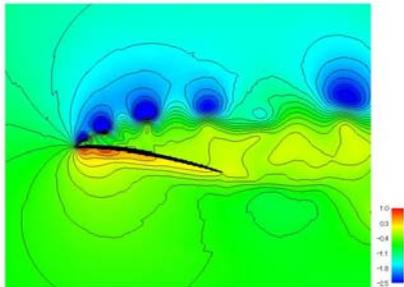


図 3d) : 瞬時圧力分布

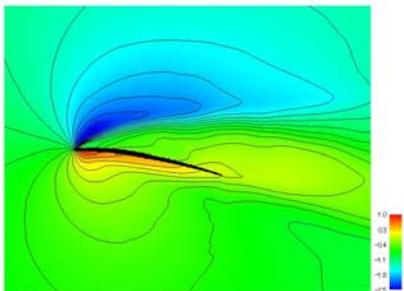


図 3e) : 時間平均圧力分布

図 4a)および b)に従来手法の結果（圧力分布およびマッハ数分布）を示す。渦法では迎角 10 度で流れが翼前縁から大きく剥離し、強い非定常状態になっているのに対し、従来手法では大規模な剥離は見られず（後縁剥離）、定常解が得られている。従来手法では解析手法の検証が十分に行われており、その分結果の信頼性も高いと考えられる。

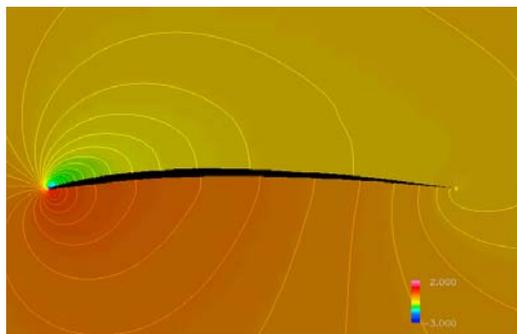


図 4a) : 従来手法の結果（圧力分布）

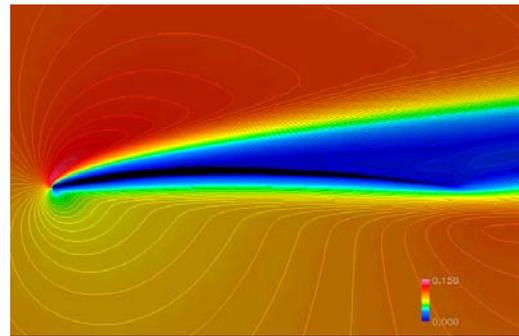


図 4b) : 従来手法の結果（マッハ数分布）

表 1 に渦法と従来手法とで空力特性値（揚力係数、抗力係数、モーメント係数）と計算時間を比較したものを示す。計算はそれぞれインテル社製 CPU を用いた同等なパソコンを用いて実施した。比較した結果、空力特性値および計算効率にかなりの差が見られた。渦法の定量性を確保するためには更なる渦要素が必要と予想され、計算効率が大きな問題となることが判明した。

表 1 : 渦法と従来手法との比較

	渦法	従来手法
$C_L$ (揚力係数)	0.859	0.736
$C_D$ (抗力係数)	0.148	0.145
$C_M$ (モーメント係数)	0.274	0.241
計算時間[時間]	105	2
要素数	38,000	30,000

渦法を二次元翼型まわりの低レイノルズ数流れに適用し、従来手法との定量的な比較を行った結果、現状では従来手法の有意性が確認できた。また渦法の問題点も明確になった。

## (2) 高揚力化デバイスの考案と数値シミュレーション技術を用いた性能の評価

高揚力化デバイスとして、ここでは揚抗比を向上させることで、相対的に高揚力を実現させるデバイスについて検討を行った。様々なデバイスを試行錯誤的に検討した結果、低レイノルズ数流れで重要な渦を積極的に利用することを目的として翼表面にギザギザ状の形状を設定したデバイスについて有効性が確認できた。これはギザギザの、特に谷部で小さな渦を翼上面に定常的に存在させること、その渦の負圧を利用して揚力を増大させること、もしくは翼上面に渦を存在させることで、一様流と逆向きの速度場を表面近傍で発生させることで、表面摩擦力を減少させることを目指した。このデバイスの効果を数値シミュレーションを用いて解析した。本解析で

は渦法ではなく従来手法を用いて解析を行った。二次元平板（前縁、後縁は半円）を対象として、デバイスをつけていないもの（通常の平板）とつけたものの比較を行った。計算条件としては  $Re=1,000$ 、マッハ数  $0.1$  で迎角スイープ（迎角  $\alpha=0$  度～ $8$  度）を行った。図 5 に解析で用いた計算格子を示す。図 5a) がデバイス無（平板）、5b) がデバイス有を示す。

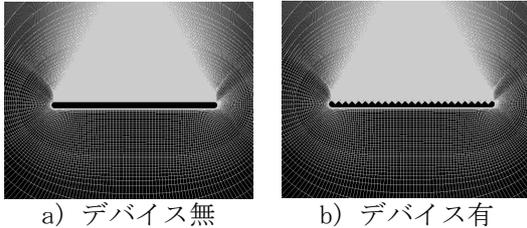


図 5：計算格子

図 6-10 に計算結果の例として迎角が  $0$  度の場合の結果を示す。後述するが、本デバイスは低い迎角での有効性が確認できた。図ではそれぞれ翼表面  $C_p$  (図 6) および  $C_f$  (図 7) 分布、空間  $C_p$  分布 (図 8)、翼表面付近での流線（前縁付近：図 9、中央付近：図 10、後縁付近：図 11）分布を示している。図 6 および図 9-11 によりデバイスによって小さな渦が翼表面に捕獲され、定常的に存在していることがわかる。その結果図 7 で示される様に、表面摩擦力が部分的に減少していることがわかる。これらの結果は各迎角で見られたが、空力特性に与える度合いとしては迎角が低いケースにおいて顕著であった。

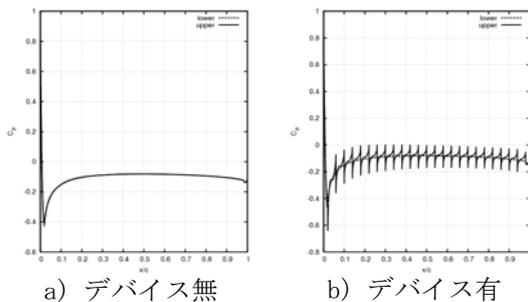


図 6：翼表面での  $C_p$  分布 ( $\alpha=0$  度)

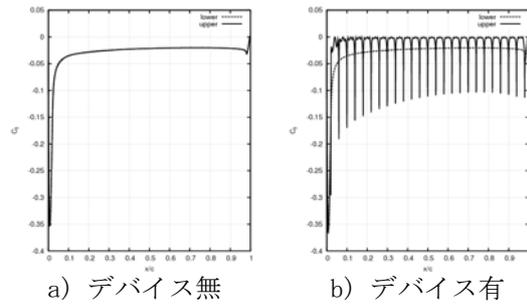


図 7：翼表面での  $C_f$  分布 ( $\alpha=0$  度)

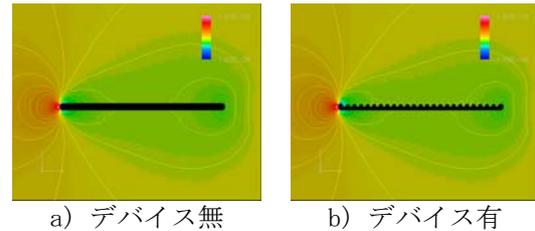


図 8：空間  $C_p$  分布 ( $\alpha=0$  度)

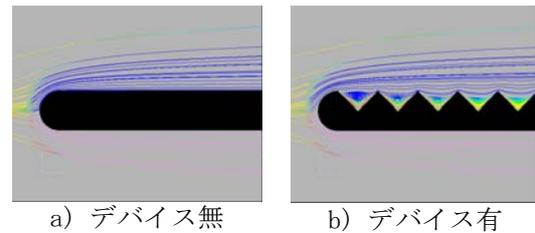


図 9：前縁での流線 ( $\alpha=0$  度)

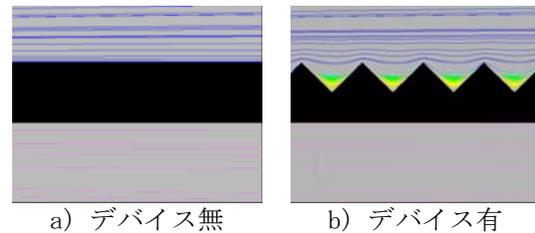


図 10：翼中央付近の流線 ( $\alpha=0$  度)

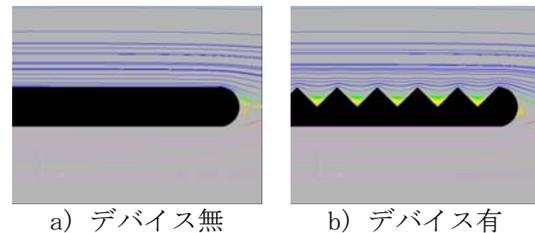


図 11：後縁での流線 ( $\alpha=0$  度)

図 12 に各迎角に対する抵抗係数  $C_D$  の内訳（圧力成分、摩擦力成分）を示す。デバイスにより圧力抵抗は増大するが、摩擦抵抗が減少し、トータルとして抵抗が減少しているこ

とがわかる。またこの傾向は迎角が小さい時ほど顕著に見られた。

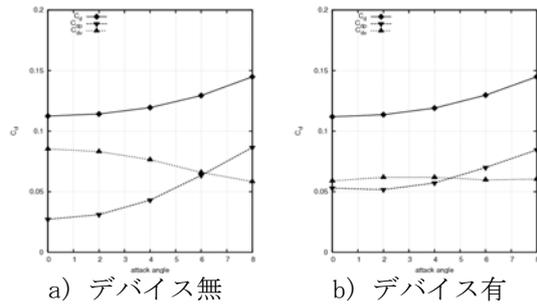


図 12：抵抗係数  $C_D$  の内訳

図 13 に揚抗特性を示す。図で plate がデバイス無の平板の結果を、triangle がデバイス有の結果を示す。デバイスの効果で迎角が小さい場合に揚抗特性が改善されていることがわかる。

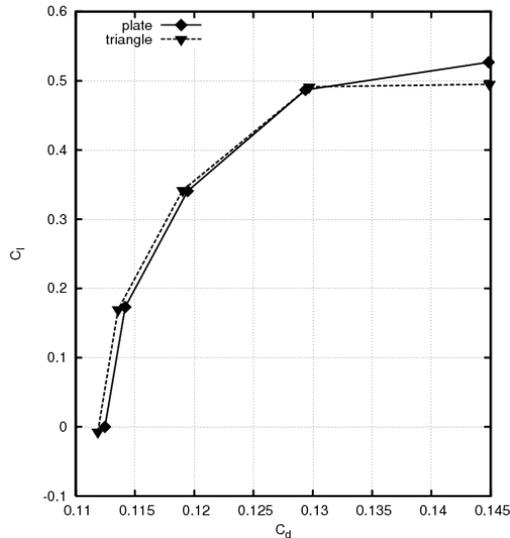


図 13：揚抗特性

これらの結果により、本デバイスを利用することで低レイノルズ数流れにおいて、翼表面に小さな渦をトラップすることができ、その結果摩擦抵抗を減少させ、揚抗比特性を改善する可能性を示すことができた。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表] (計 2 件)

① 高木亮治、HPCアプリにとってのPCクラスタの現状と今後、第 7 回PCクラスタシンポジウム、2007 年 12 月 13 日、東京

② 高木亮治 (他 3 名、1 番目)、ペタスケールコンピューティングが拓く次世代数値シミ

ュレーション、第 12 回日本計算工学講演会、2007 年 5 月 22 日、東京

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

高木 亮治 (TAKAKI RYOJI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・准教授

研究者番号：90358466

### (2) 研究分担者

### (3) 連携研究者