

jh240065

# 甲虫翅構造の模倣による火星飛行機向け柔軟膜翼の膜構造-空力連成計算と翅脈様式の最適化

金崎 雅博（東京都立大学）

## 概要

火星飛行機への適用を目指して、収納性を革新的に向上できる展開膜による主翼の設計を行うための基盤的検討を実施した。甲虫の翅脈をもつ膜翼を模倣することによる柔軟膜翼の展開・収納性と構造強度の両立可能性に着目している。火星大気環境が地球と比べて低密度であり、地上で実験だけでは模擬が困難であることから、膜構造と空力計算を連成させた数値計算の開発と適用を行った。加えて、対応する風洞試験も実施した。本申請による 2024 年度の取り組みにおいては、これらの手法により柔軟膜翼の適用性を検討したうえで、一定の設計指針を示すことができた。これらの知見に基づき、テープスプリング構造を用いた展開膜翼のデモンストラータの設計・製作にも取り組んだ。さらに、軽量な実証機が火星で飛行した際の飛行制御について、不確実さを考慮したロバスト設計を行った。

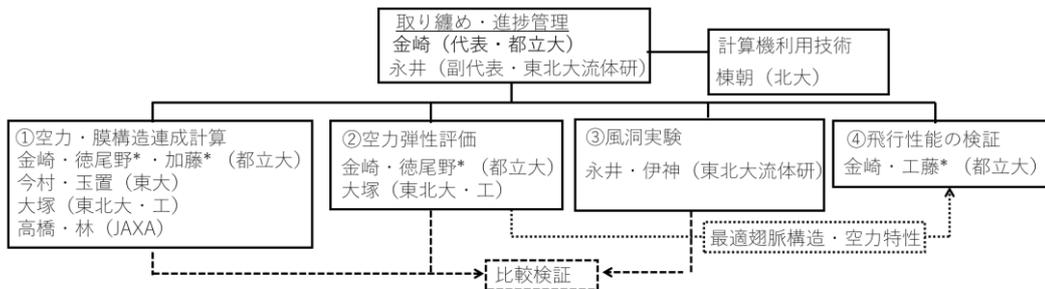
### 1. 共同研究に関する情報

(1) 共同利用・共同研究を実施している拠点名  
北海道大学 情報基盤センター

(2) 課題分野  
大規模計算科学課題分野

(3) 参加研究者一覧と役割分担  
申請研究は、研究代表者である金崎（都立大）、副代表者である永井が全体を取りまとめつつ、

大学院生とも分担をして進める。空力・膜構造計算、空力弾性の評価には、空力計算は今村・玉置（東大）、高橋・林（JAXA）と、都立大大学院生の高木、加藤、藤本に実行などについて助力を得、構想計算については、大塚（東北大）、徳尾野・工藤・河野（都立大院生）が担当する。デジタルツインとして対をなす試験には、東北大の永井のほか、伊神が中心的に実施する。北大の棟朝には計算機利用について助言を得る。

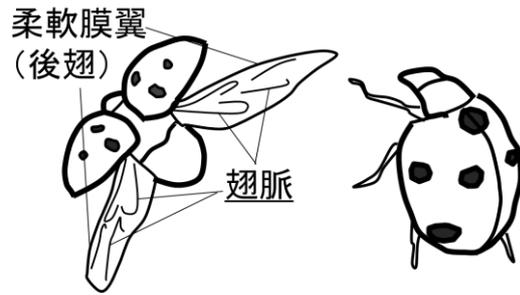
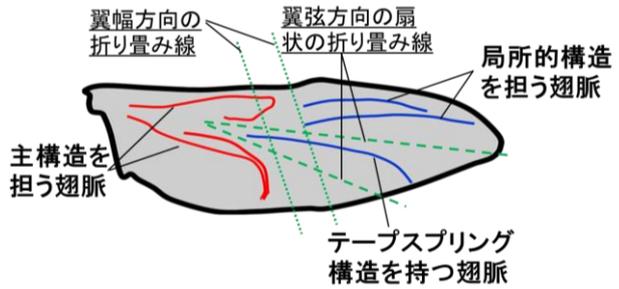


第 1 図 研究実施体制

## 2. 研究の目的と意義

研究代表者・副代表者らは世界初の火星飛行機の実現を目指し、JAXA 宇宙科学研究所に設置された研究グループ「火星探査航空機リサーチグループ」に所属し、研究開発を進めている。火星大気は地球に比べて低密度で揚力を獲得するために大きな翼が必要であり、ロケットで輸送される大気突入カプセルへの収納が課題となる。膜を凧のように展開させて翼として機能させる柔軟膜翼は、収納性・軽量性に優れるだけでなく、申請代表者らの事前検討では重量物となるアクチュエータを必要とせずに失速などの空力特性を改善できることも分かっている。こうした柔軟膜翼の利点を最大限活かすためには、コンパクトに収納・自律展開できる機構として、テントウムシなど甲虫類の後翅（第2図）が、羽ばたきに耐える構造強度と高い収納性を複数の翅脈構造により同時に実現していることと、翅脈の弾性により自律的な展開を行う機構を明らかにした応用生物学の論文(Saito, K., et al, 2017.)に着目し、小型航空機に適用した際の構造・空力の特性向上を図るための研究を着想した。テントウムシなど甲虫類の後翅はテープスプリング構造（金属製巻き尺などにも用いられる構造）と同等の構造により、自律展開を行うこともこの論文から分かっており、そのことを含めた模倣を目指す。

火星飛行機主翼の設計では、火星大気環境が地球と比べて低密度であり、地上で実験だけでは模擬が困難であることを念頭に置く必要があり、膜構造と空力計算を連成させた数値計算の援用が不可欠である。本申請では異分野融合数値計算を用いて、火星飛行機への柔軟膜翼の適用性を検討し、設計指針を示すことを目的とする。デジタルツインによる研究開発を意識し、数値計算と風洞試験両輪に加えて、飛行試験も含めた研究を計画する。



第2図 テントウムシの後翅とその展開

3. 当拠点の公募型共同研究として実施した意義  
 申請研究では空力・構造・設計・実験の統合的運用による展開膜翼の火星飛行機への適用を目指し、ソフトウェア・ハードウェアに関わる専門家も加え、それぞれの技術を持つ複数の大学で学際的組織・技術分野横断的な研究を組織して、公募研究でしか得られない計算環境を活用して全体計画を達成する。実験を含む各分野の専門性を活かし成果を挙げるとともに、構造-空力連成による大規模な知見構築とその汎用化・公開を目指す。異分野融合的研究における高コストな数値計算に際しては、貴公募型研究により提供される大規模計算設備が不可欠である。

4. 前年度までに得られた研究成果の概要  
 今年度の新規テーマであるが、前年度から必要なコード類の整備を行っている。

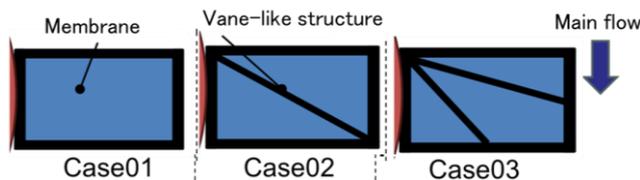
## 5. 今年度の研究成果の詳細

### 5.1 翅脈を模倣した柔軟膜翼に対する空力-構造連成計算と風洞試験

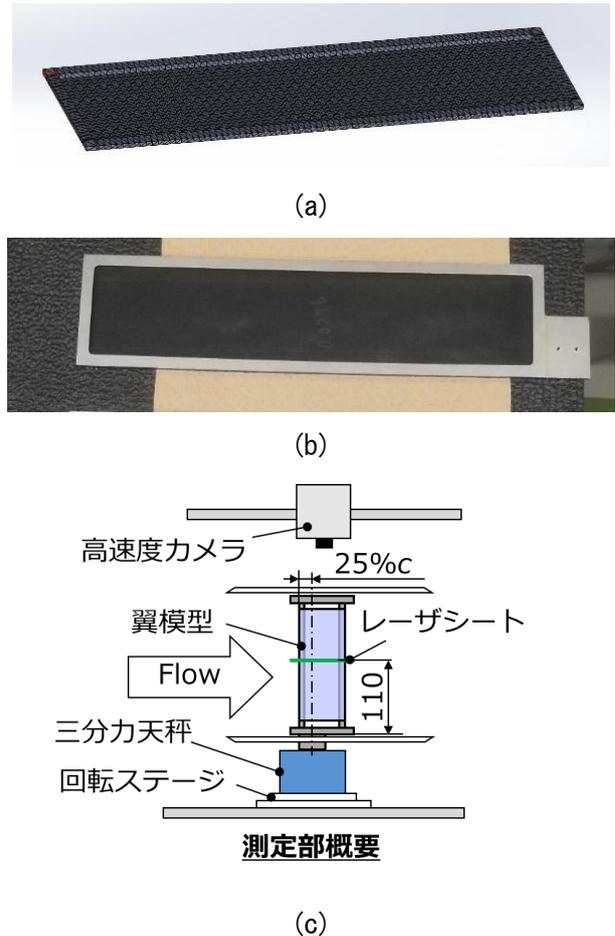
本研究の最終目的である、粒子法による膜構造計算と空力計算連成計算のコード開発と風洞試験による検証を進めている。2024 年度実施においては、基礎となる膜-翅脈状構造を 3 ケース (第 3 図) 設定して、数値計算と風洞試験を行った。数値計算と風洞試験で対応させたモデルの一例を第 4 図 (a) (b) に示す。

2024 年度の時点で、数値計算においては、3 ケースに対する単一迎角条件における空力・膜変位量 (第 3 図) を取得している。第 4 図 (c) の通りの設定に基づく風洞試験においては、2 条件に対して、計測試験を完了し、空気力 (第 6 図) の解析まで完了した。

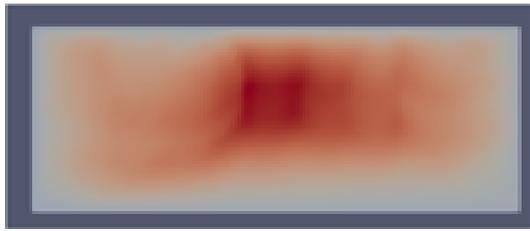
第 5 図に示す数値計算に基づく膜変位分布から、翼端側の影響により左右非対称の変位量が観察された。また、風洞試験に先駆けて、翅脈状構造の太さが膜変位に及ぼす影響も第 6 図の通り計算し、変位量その他、翅脈状構造が太くなることで翅脈状構造付近での変位が小さくなることなどが理解された。風洞試験の結果に基づく第 7 図から、翅脈状構造が無いケース (0\_rib3) は高迎角側で  $L/D$  が高い (=空力性能が良い) のに対して、翅脈状構造を設けたケース (1\_rib3, 2\_rib3) は低迎角側で  $L/D$  が高い。これらの結果は、膜翼を利用した航空機設計において重要な知見となる。ここまでの空力-膜構造計算で、北大 GrandChariot を割当の約 40% を用いた。



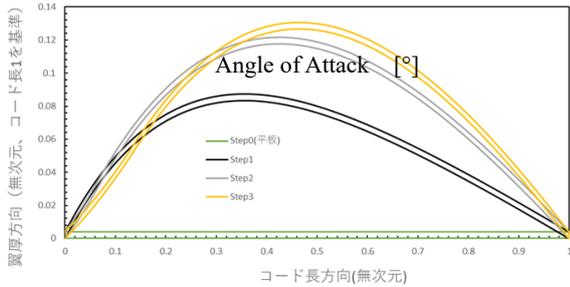
第 3 図 膜翅脈状構造に対する数値計算と風洞試験ケース



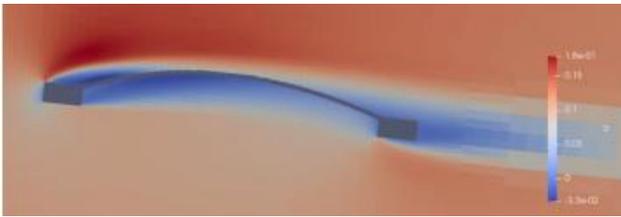
第 4 図 膜-翅脈状構造に対する数値計算モデル (a) と風洞試験模型 (b), および風洞試験模型のセットアップ。(翅脈状構造無しの場合.)



(a)



(b)



(c)

第 5 図 数値計算による結果。(翅脈状構造無しの場合.) (a)膜変位分布, (b)空力連成のステップごとの変位, (c)最大変位時の速度分布

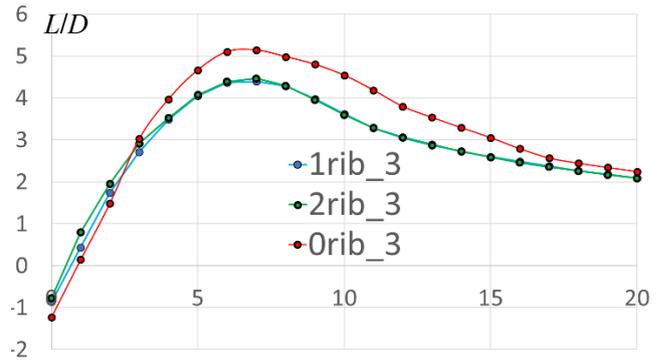


太さ 0 の翅脈状構造のケース



有限太さの翅脈状構造のケース

第 6 図 翅脈状構造の有無による膜変位への影響性

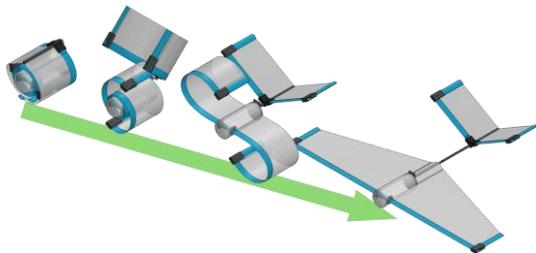
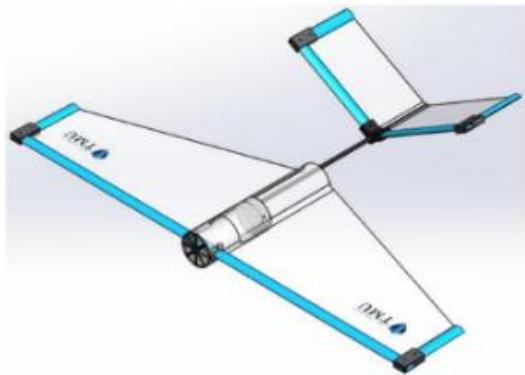


第 7 図 揚力と抗力の比率 (L/D).

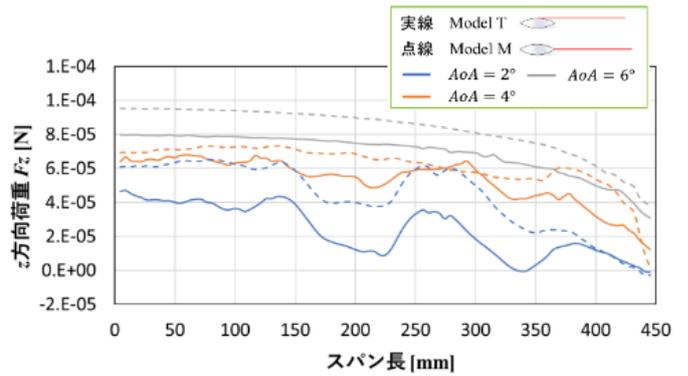
## 5.2 飛行特性取得のための実機検討

5.1 で取得した結果を参照し, 柔軟膜翼を適用した機体概念設計と製作を第 8 図の通り行った. これは翼の前縁 (水色部) に中空バイコンベックス構造による桁構造を適用した. これは実際に甲虫の内翅が展開するために用いられるメカニズムで, 前縁桁に中空バイコンベックスを装用し, 巻き付け形式の収納とした. この実証機は翅脈メカニズムを翼に実装する際の検討の基とする.

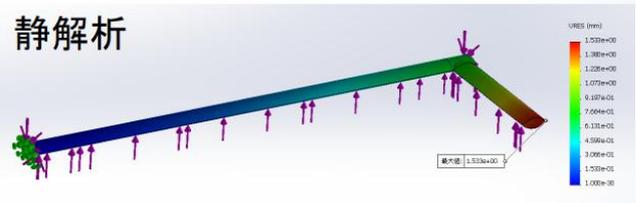
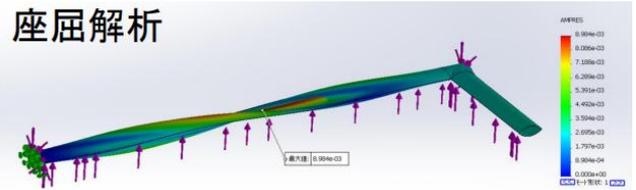
実証機が受ける空気力に対して, 桁構造の空力-構造の評価を行った. 桁構造と膜構造の接続の仕方を含めて検討を行い, 座屈や過度な変位に至らないことを確認した. 第 9 図に示す結果では, 膜翼は平板剛体と仮定し, 荷重分布の最大値と桁構造の評価を主眼としている. 空力計算には, 北大 GrandChariot を割当の約 30%用いた.



第 8 図 検討・製作した概念機。(上図：CAD によるイメージ，下図：収納性の試験を行うために製作した実証機)



(a)

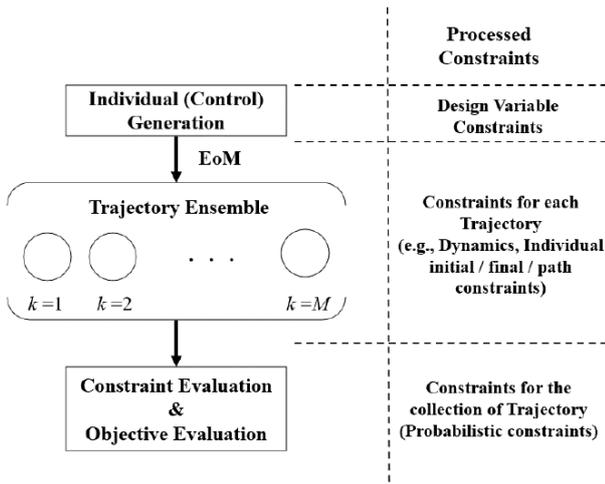


(b)

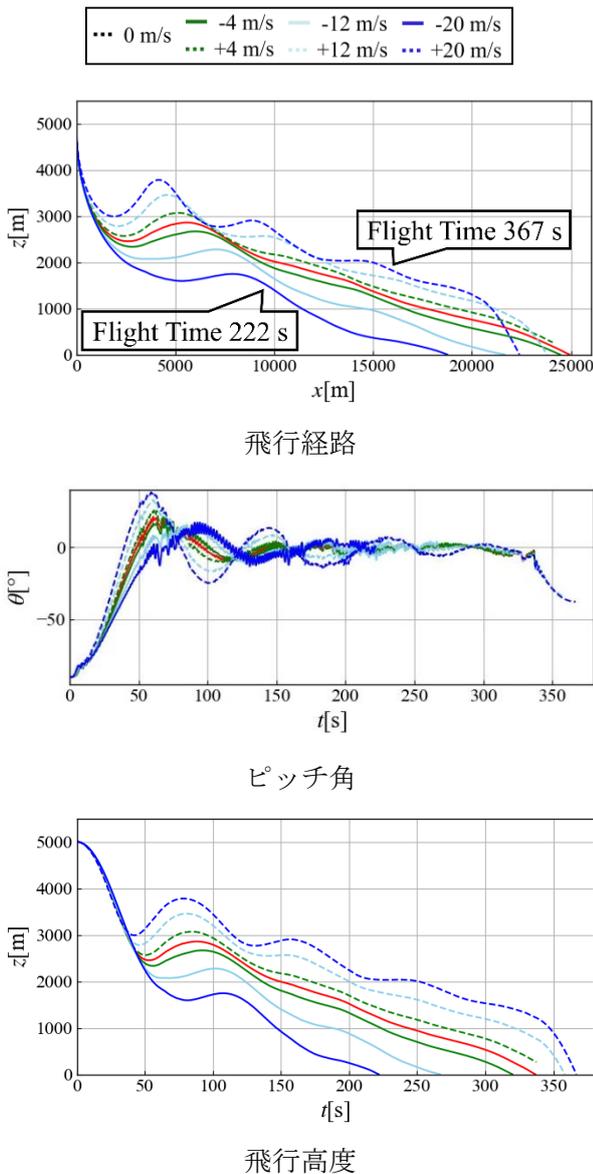
第 9 図 翼に対する析構造の評価。(a)空力計算による荷重分布，(b)析の構造計算。

### 5.3 飛行時の不確実さについての検討

風擾乱を不確実性として扱い、火星探査航空機の飛行経路最適設計を行うことでカプセルの揺れと風擾乱が飛行履歴に及ぼす影響を調査した。第 10 図に示す通り、最適化には進化計算を用い、不確実さの定量化には Polynomial Chaos Expansion (PCE) を用い、火星大気環境下での滞空時間最大化と飛行距離最大化の問題を解いた。飛行には空力 0 第 11 図に示す結果、強い追い風ほど機首上げを促進し、飛行時間を延ばすことが分かった。また、火星大気カプセルの揺れが進行方向に傾くと飛行距離が延び、進行方向と逆方向に傾くと飛行時間が延びることも理解された。本シミュレーションのための空力データベース作成のために、北大 GrandChariot を割当の約 30% 用いた。



第 10 図 進化計算と PCE による不確実さを考慮した最適化の流れ



第 11 図 風速 $\pm 4, \pm 12, \pm 20$  m/sの風擾乱が生じた際の飛行履歴の比較.

## 6. 進捗状況の自己評価と今後の展望

現状に対し、各項目の進捗の自己評価と今後の展望は次のとおりである。

- ✓ 柔軟膜翼に対する空力-構造連成計算と翅脈状構造の設計最適化：必要なコード類は既に完成している。デバッグ作業などにより当初計画よりも実施ケース数を単一迎角に減らした結果となったが、膜翼における翅脈状構造の性質について必要なデータは、風洞試験との両輪により取得した。継続においては、もう一ケースの迎角に対しても計算を実施し、風洞試験との整合性などの目途を立てた後、より複雑な翅脈設計や最適化アルゴリズムの適用に移る予定である。最適化アルゴリズムには、研究室で独自コードを保有するベイズ最適化に基づく予定である。
- ✓ 実機制作と風洞試験：2024 年 12 月に風洞試験を実施し、目的とするデータが取得できている。今年度は、翅脈状構造が剛体であるとした試験であったが、今後は弾性体と考えた実験の実施や、矩形と下平面形を楕円翼とするなどの展開を考えている。
- ✓ 飛行のロバスト最適制御：進化計算と PCE を用いて、火星大気条件での飛行制御のロバスト最適化を行うコードの実装と、単一の不確実さ（風擾乱）に対するロバスト最適化までは実施できた。今後は、構造変形などの複数の不確実さを確率変数としたロバスト最適化を目指す。
- ✓ 数値計算については、計算結果が年度末に整ったところであり、風洞試験においては、試験は予定通り終了したものの、解析計算に時間を要している状況であるが、引き続き取り組み、2025 年度秋ご

ろにある宇宙工学に関わる学会講演会にて公表の予定である。不確かさについても、実際の展開膜翼で受ける擾乱を定義して再計算し、その内容を同じ講演会で公表する予定である。

※7. 研究業績はウェブ入力です