

jh250023

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検討を進めた。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・収納性と飛行性能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倣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法の開発と適用を行った。さらに、収納性向上のための折畳パターンの最適化と、翅脈状構造の生物模倣による空力への感度の調査も行った。本申請による 2025 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、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

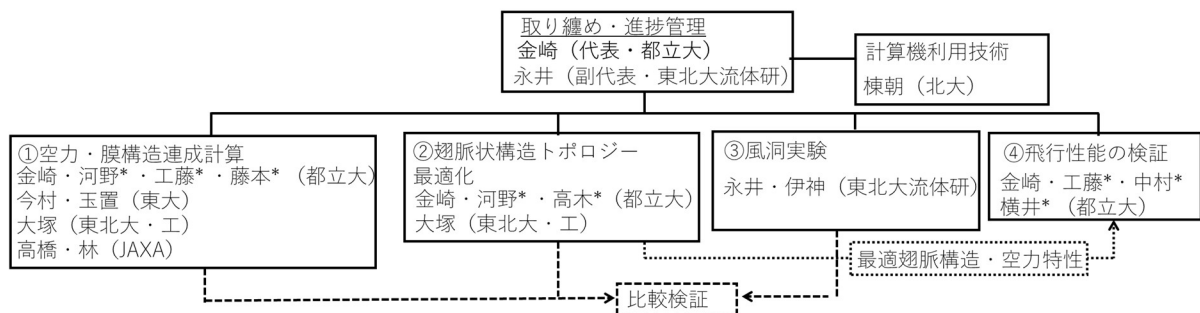
(2) 課題分野

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、都立大大学院生の河野・工藤・藤本に実行などについて助力を得、構造計算については、大塚（東北大）、河野・高木（都立大院生）が担当する。飛行制御最適化による飛行性能の検証には、工藤・中村・横井（都立大院生）の助力を得る。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。

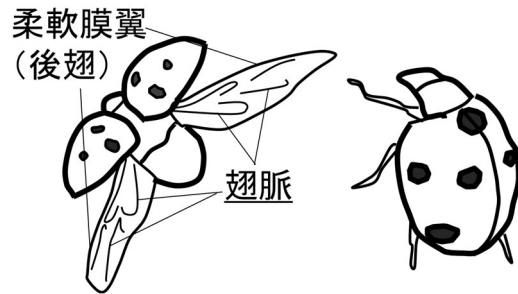
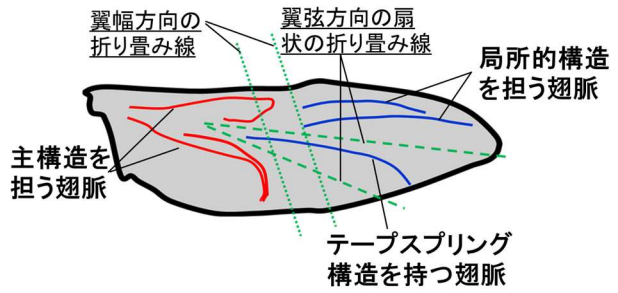


第 1 図 研究実施体制

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。こうした柔軟膜翼をコンパクトに収納・自律展開できる構造様式として、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

4.1 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

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た。2024 年度実施においては、基礎となる膜-翅脈状構造を設定して、数値計算と風洞試験を行い、数値計算の妥当性を議論し、採用した空力-膜構造連成計算法が本研究目的に対して有用であることが分かった。

4.2 飛行特性取得のための実機検討

4.1 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設け、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。本検討機は、今後の改善の土台として用いるほか、空力-膜構造連成計算や飛行のロバスト設計のモデルとして用いる。

4.3 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。最適化には進化計算を、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。2024 年度中は、主に膜構造でない剛性の高い構造を持つ無人航空機形状に対して適用を行ったが、今後は 4.2 で開発した膜翼を持つ航空機形状に対して適用を行う。

5. 今年度の研究成果の詳細

今年度は、①「詳細風洞試験結果による数値計算結果の検証」を前年度に引き続き行い、並行して

②「火星飛行機に最適な翅脈状構造トポロジーの設計最適化」の検討を行った。さらに、③「実証機の設計と飛行のロバスト最適制御」を実施した。項目①～③の詳細は次節以降に説明するとおりであり、北大 GrandChariot を①では割当の 40%程度、②では 30%程度、③で 30%程度用いた。

5.1 詳細風洞試験結果による数値計算結果の検証

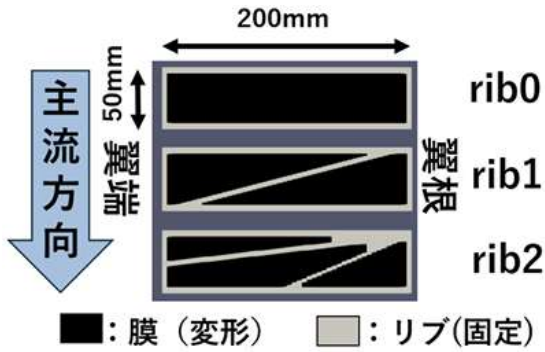
2024 年度の時点で、数値計算においては、3 ケース（ケース名は rib0, rib1, rib2. 第 3 図）に対する 4 迎角条件における空力・膜変位量を取得した。第 4 図に示す揚力係数の比較より、ケース rib0 における高迎角での数値に乖離が見られるが、rib1 と rib2 では数値計算が実験値を追随していることから、rib0 高迎角での実験計測の精度を議論する必要がある。数値計算・風洞試験とも、翅脈状構造が単純になるほど低迎角時の揚力は増すが、高迎角時は低迎角時ほどの差が無い。これは、高迎角時で高い揚力を得る必要がある火星探査航空機において、翅脈状構造の最適化は構造変形と折畳効率を中心に検討すればよいことを示している。

第 5 図に示す数値計算に基づく膜変位分布から、rib1, rib2 のケースでは前縁側と後縁側とで非対称の変位量が観察された。膜が変位することで複数のピークを持つ波状翼型に近い膜変位分布となるが、前縁側での止水領域状の形成により前縁側での圧力が後縁よりも高くなったことによると思われる。

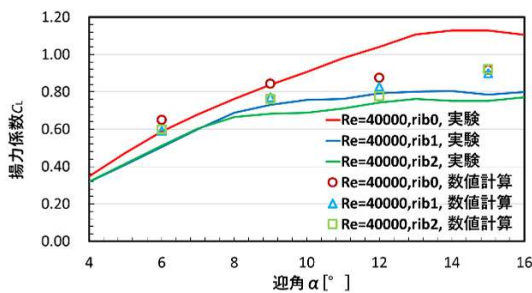
第 6 図に、スパン中ほどの断面における膜の変位量と速度分布の数値計算と風洞試験の可視化の結果を示す。風洞試験における速度分布は PIV 法により取得した。この速度分布から、rib 構造により膜変位が抑えられている領域に再循環領域が形成されていることが確認できる。この形成パターンは数値計算と風洞試験で概ね同等の傾向を捉えていた。ただし、風洞試験模型は翅脈状構造部分での製作上の都合で有意に厚いため、剥離などの影響も見られる。

以上の結果は、膜翼を利用した航空機設計において重要な知見となる。空力-膜構造計算は弱連成

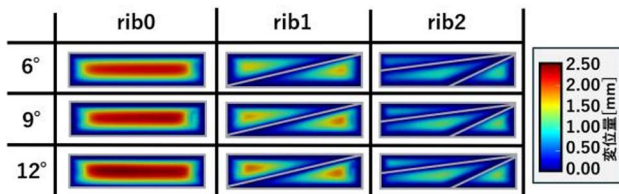
計算であり、MPIによる並列化を行った。



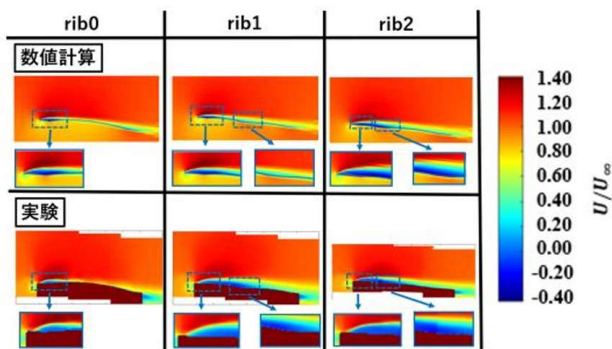
第3図 検証に利用したリブ構造（翅脈状構造）パターン



第4図 揚力係数の迎角特性に関する数値計算と風洞試験結果との比較。



第5図 迎角による膜変位量



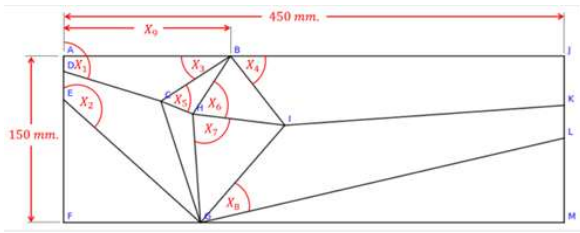
第6図 スパン中ごろにおける断面速度分布と膜変位に関する数値計算と風洞試験結果との比較。

5.2 火星飛行機に最適な翅脈状構造トポロジの設計最適化

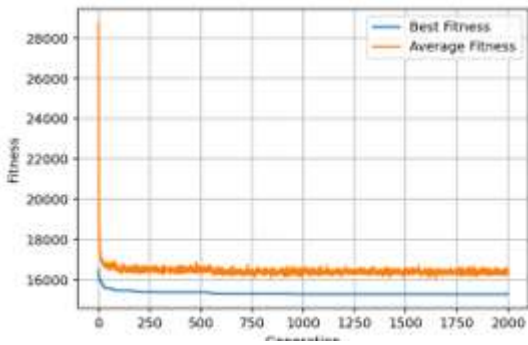
甲虫の翅脈構造のトポロジは翼の折畳線との関連が見られ、翅脈がバイコンベックス構造を持つ展開用のアクチュエータとして動作できるように折畳線と交差するように配置されている。そこで、本研究では、翼の翅脈状構造をバイコンベックス構造により作成することとし、折畳線と垂直に交差するトポロジを仮定することとした。この翅脈状構造トポロジを最適に求めるために、まずは折り曲げパターンの最適化によって最もコンパクトな収納を実現する折畳線を求める必要がある。そこで、2025年度の実施として、テントウムシの後翅の折畳パターン（第7図）を模倣し、収納効率を最大化するサイジングを進化計算により行った。目的関数は、収納時面積率の最小化（収納効率の最大化）とした。

第8図に進化計算による収束履歴を示す。1000世代程度で探索が収束した。第9図に最適解の例と、探索において得たサンプルを利用した設計変数の可視化を示す。この可視化から、変数（各折畳線に対する角度）の傾向が理解できる。本最適化は、収納のみに着眼したものであるため、今後はこの最適な折り畳みパターンに対して、翅脈状構造を配置した際の構造強度などを考慮した多目的最適化を行う。

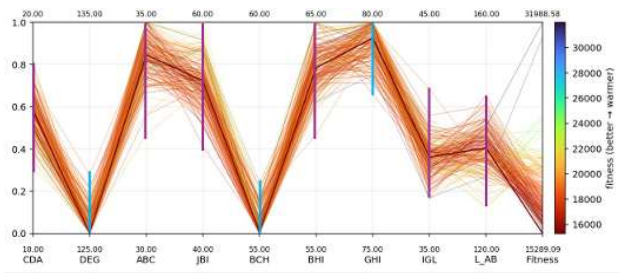
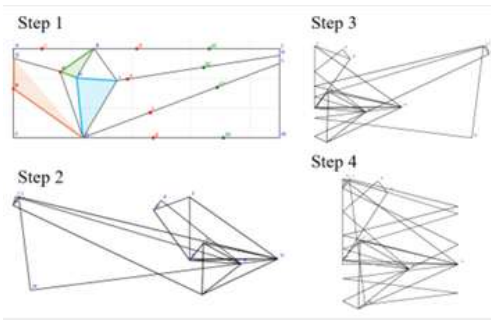
次に、翅脈状構造の複数のパターン（第10図）に対して、空力と膜変位がどのような応答を持つか検討した結果を第11図に示す。Case-0が翅脈状構造を翼中に持たないケース、Case-1,2がテントウムシと同様の翅脈状構造を持つケースで、Case-1はそのうち前縁翼根側の構造を除いたものになっている。Case-3は比較のためにコウモリなど同様の骨格状構造を持つケースである。この比較より、滑空性能に繋がる揚抗比 L/D は、高迎角時にケースごとの差が小さくなった。また、翼根部での構造的な必要剛性を示す翼根曲げモーメント係数 C_{M_b} については、Case-3が低迎角時に対して高迎角時に高くなる（高剛性な翼根が必要）ことなどが分かった。翅脈状構造を持つ矩形膜翼の計算は、5.1と同等の連成計算手法により、空力の取得のためにMPI並列を用いた。



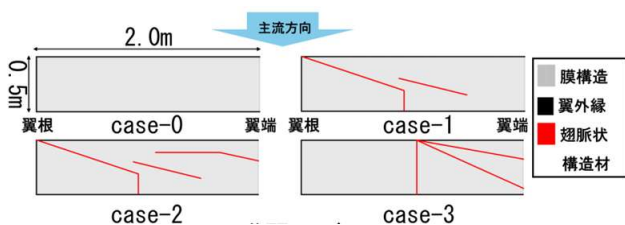
第 7 図 テントウムシの折畳パターンを模倣し、矩形平面形に適用した設計変数の定義



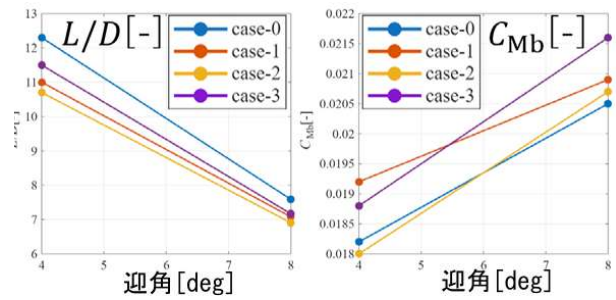
第 8 図 進化計算による収束履歴



第 9 図 折畳サイズの一例と最終世代における設計変数の可視化例。



第 10 図 翅脈状構造の配置。



第 11 図 翅脈状構造による空力特性

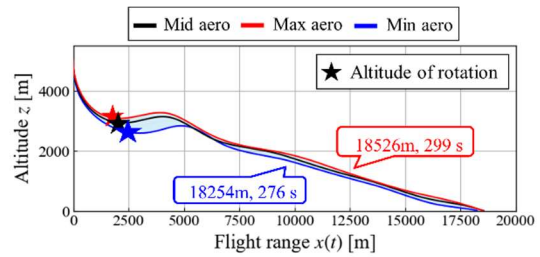
5.3 実証機の設計と飛行のロバスト最適制御

提案機体は滑空機であり、想定飛行速度は 67m/s で Reynolds 数は 7.6×10^3 である。収納制約を考慮して主翼に膜翼、尾翼に剛体翼を採用した。主翼前縁桁と後縁桁に Bi-convex プームを採用し、胴体前方にペイロードを配置した。ロール安定のため主翼に 3° の上反角を付与し、収納性とピッチ・ヨー安定両立のため V 尾翼を採用した。主翼面積は 0.135m^2 、水平尾翼容積比は 0.443、垂直尾翼容積比は 0.0853 とした。これらを斟酌し、設計した概念機を第 12 図に示す。

第 12 図の概念機に対して適用するロバスト最適化の流れを第 13 図に示す。本年度は 2 ケースの不確実性を独立に考慮したロバスト最適設計問題をそれぞれ解いた。まず火星の風外乱を不確実性として考慮したケースにロバスト最適化法を適用した。風外乱の確率分布を一様分布と仮定し、確率変数 ξ の範囲を水平方向の向かい風と追い風 $\pm 20\text{m/s}$ とする。運動計算では、PCE のサンプル点 k に対応する風速 ξ_k が、時系列を通じて一定値として作用すると仮定する。設計変数は V 尾翼に装着されているエレベータの操舵角 $\delta_e(t)$ である。目的関数は、PCE のサンプル点 k ごとの飛行距離と飛行時間の平均 $\mu(x_f(t_f))$, $\mu(t_f)$ を最大化する。次に、膜動揺(膜面のばたつき)を膜変位の変化と解釈し、5.1 節で実施した空力-膜構造連成計算により変位した膜翼の空力性能を取得する。膜変位量の差による空力性能の差を確率変数 ξ の範囲とする。膜動揺に伴う空力性能の変化は、一様分布と仮定し、空力変化が時系列に対して一意に定まるものとし

て運動計算を行う。

第 14 図(a)に風外乱を考慮する問題において、風外乱が生じた際の飛行経路を示す。最長飛行は追い風最速条件であり、最短飛行は向かい風最速条件であった。風外乱により引き起こし高度が変化し、追い風は高度が高く、向かい風は高度が低い。この高度差が引き起こし後の滑空飛行に影響したと考えられる。第 14 図(b)に膜動揺を考慮する問題において、膜動揺が生じた際の飛行経路を示す。飛行距離と飛行時間の差は風外乱を考慮した問題と比較して小さいが、航空機がカプセルから離脱し、観測飛行を開始する引き起こしポイント(★で示す)周辺不確実性が大きい点は注意を要する。膜動揺によっても引き起こし高度が変化し、最高空力条件では高く、最低空力条件では低い。この高度差が引き起こし後の滑空飛行に影響したと考えられる。本計算の実行に必要な空力係数取得の並列化を含む計算方法は 5.1 節で用いたものと同様とした。



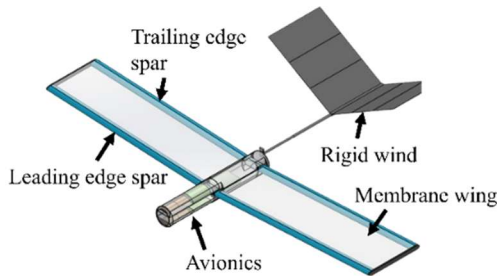
(b)

第 14 図 ロバスト最適設計によって得た飛行経路。(a)風外乱に対するロバスト最適解、(b)膜動揺に対するロバスト最適解。

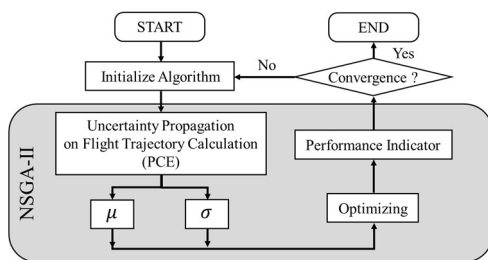
6. 進捗状況の自己評価と今後の展望

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。

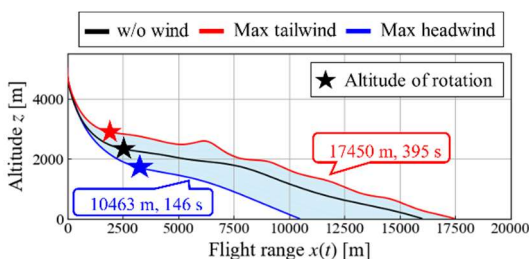
- ✓ 柔軟膜翼に対する空力-構造連成計算と翅脈状構造の設計最適化：必要なコード類は既に完成し、当初の計画通りの数値計算のケースを得た。5.1 節で示した風洞試験との比較や、5.2 節で示した複雑な実際の生物模倣による翅脈状構造に対する適用を行うことができた。一部、5.1 節で報告した通り風洞試験結果と差がある箇所があり、計算のための形状モデルの見直しや、翅脈状構造の弾性の考慮について、一層の改良を要すると思われる。継続においては、甲虫の翅脈と同じように、翅脈状構造を弾性体として扱うことができるように拡張したうえで、翅脈状構造のサイジング・トポロジ設計に関して、最適化アルゴリズムの適用に移る予定である。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。
- ✓ 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、不確実に対するロバスト最適化まで実施できた。5.3 節で報告した通り前年度から、膜動揺による不確実性の考慮を行うことができ、風外乱と比較して、飛行内での影響範囲が異なることが理解された。今後は、不確実性定量化の方法を複数の確率変数に拡張することで、風外乱、膜動揺に加えて、



第 12 図 モデルとして用いた設計機。



第 13 図 ロバスト最適設計の流れ。



(a)

火星大気密度の高度ごとの不確実性などを同時に考慮する予定である。

実施した内容は、2025 年度秋ごろと 2026 年春ごろにある航空宇宙学会の講演会にてそれぞれ公表を行った。加えて、最適設計に関わる講演会でも紹介し、その後査読付き論文を執筆した。2026 年度中には、国際会議にも投稿済みであり、公表を予定している。

※7. 研究業績はウェブ入力です