

(様式 5)

指導教員 承認印	
-------------	--

2020年9月8日
Year Month Day

学位（博士）論文要旨

(Doctoral thesis abstract)

論文提出者 (Ph. D. candidate)	工学府博士後期課程 機械システム工学 専攻 (major) 平成 29 年度入学(Admission year) 学籍番号 17833012 氏名 森吉 貴大 印 (student ID No.) (Name) (Seal)
主指導教員氏名 (Name of supervisor)	西田浩之
論文題目 (Title)	パラフォイル型火星探査機の運動解析及び風洞試験による飛行特性の研究
論文要旨 (2000 字程度) (Abstract(400 words)) ※欧文・和文どちらでもよい。但し、和文の場合は英訳を付すこと。 (in English or in Japanese)	<p>将来の火星探査として飛行型探査機による火星探査が検討されている。火星大気中を飛行するためには、高性能翼や高速飛行、大面積翼の適用などが必要となる。そこで、大面積翼に注目し、提案したのがパラグライダーによる火星探査である。パラグライダーは柔軟翼であるパラフォイルを持ち、ロケットや大気圏突入カプセルの中で収納してコンパクトにすることが可能である。この火星探査用パラグライダーの実現のためには、火星環境に特化したパラフォイルが必要である。一般的なパラフォイルは火星のような低密度環境では展開できないといった実験事例が存在する。また、空気を取り込むことで膨らむが、その空気取り込み口が抗力の発生源となり揚抗比が小さいといったデメリットもある。そこで開発したのが部分密閉型パラフォイルである。このパラフォイルは内部にインフレーション構造の桁、剛体のリブ、表面の薄いフィルムから構成されている。空気取り込み口の排除により、揚抗比の向上が実現した。またガスを注入することで展開するため、周囲の大気密度に左右されず能動的に展開することが可能となった。本研究では、この部分密閉型パラフォイルを対象に、風洞試験や展開試験を行い、火星探査に向けて良好な性能を取得した。そのため、次のステップとして、地球高高度投下試験を見越した低高度投下試験による展開滑空確認試験を行った。その結果、展開には成功したものの、滑空に入ることはなかった。この部分密閉型パラフォイルは安定性に乏しいということが分かった。</p> <p>そこで本研究では、高性能化したパラフォイルである部分密閉型パラフォイルが安定し</p>

て飛行するために、その安定メカニズムを安定性解析や風洞試験、投下試験を駆使し明らかにすることを目的とする。さらに、その安定メカニズムにのっとり、部分密閉型パラフォイルを安定化させるために必要となる方策をあたえ、その効果を検証する。加えて、安定化した部分密閉型パラフォイルを用いて火星探査機を設計し、その実現可能性を探ることを行う。

以下に章ごとに個別に説明する。

第2章では部分密閉型パラフォイルについての説明を行った。このとき部分密閉型パラフォイルのコンセプトや構造、他のパラフォイルと比較した際の構造の違い述べた。この部分密閉型パラフォイルに対して風洞試験を行い、最高揚抗比で6.6($CD: 0.088$, $CL: 0.59$)を記録した。また部分密閉型パラフォイルが投下試験機に搭載できるかについて、展開試験を行い、その性能を確認した。その結果、搭載可能重量で、傘体は数秒以下で展開し、十分な展開性能を有することが分かった。そこで投下試験を行ったところ、空中での展開には成功したがその後の滑空に入ることはなかった。ここから、高性能化した部分密閉型パラフォイルは安定性が低いとわかった。

第3章ではパラグライダーのようなパラフォイル型飛行体全般にわたり、縦の安定性に関して、縦方向のつり合い関係から得られる安定解析を行いその挙動の理解を行った。その結果、パラフォイル型飛行体は索のパラメータを適切な範囲に設定することで安定飛行するとわかった。加えて、解析の妥当性検証のために風洞試験を行った。風洞試験では、解析モデルを模した試験模型を用い索パラメータの影響を調査した。その結果解析と同様に、索パラメータには飛行に適切な範囲があり、その傾向も一致した。さらに、動圧に関する感度の調査を行ったが、こちらでも、解析と風洞試験で同様の結果を得た。よって、本章において提案した解析モデルはパラフォイル型飛行体の縦の運動を定性的に再現できる。この解析モデルを用いて、縦の安定性向上に効果的な翼特性の選定を行った。その結果、反転キャンバ翼型を用いることでモーメント特性を改善することができるとわかった。このことを、簡単な投下試験から確認すると、反転キャンバを有する翼型を使用した模型は滑空に入ることに成功した。しかしながら横方向の不安定性は抱えたままだった。

第4章では、横方向の安定性について、航空機力学に基づいた運動方程式から、固有値解析を行い、横の運動モードについて調査した。その結果、通常のパラフォイルは空気取り込み口で発生する抗力が飛行安定に寄与しているとわかった。部分密閉型パラフォイルのような低抗力の傘体は、通常のパラフォイルと同等のパラメータにすると横方向の運動、特にスパイラルモードが安定しない。このパラフォイルに対し、パラフォイルの安定原理の一つであると言われている重心オフセットを強化するように代表索長を伸ばすことで安定化することに成功した。投下試験を行ったところ、投下試験の結果は解析結果とその傾向は一致した。よって、部分密閉型パラフォイルのような低抗力のパラフォイルには、索の延長が飛行の安定化に有効であるとわかった。

第5章では、これまでの結果を用いて、火星探査機の設計を行った。その結果、全機質量4kgでスパン長3m程度の傘体を適用すれば、火星環境において36km滑空できる性能を有した火星探査機が設計できるとわかった。

第6章は本論文の総括を行った。

(英訳) ※和文要旨の場合(400 words)

For a future Mars exploration, an aerial exploration probe is under consideration. In order to fly in a low-density environment such as Mars, it is important for the probe to have a large-area wing and/or high-performance airfoil characteristics. A parafoil is a flexible wing and has the advantage in the transportation of large area wings to Mars. For applying a parafoil to Mars exploration, a parafoil should be specially designed for the flight in the Mars environment, because it was reported that the conventional parafoils cannot be deployed in low density atmosphere. Therefore, we have developed a parafoil that can be deployed even in the low-density environment. That is a partially-closed type parafoil. This parafoil has an inflatable spar inside and can be actively deployed by gas injection. In addition, the drag was reduced and the lift to drag ratio of partial closed type parafoil is improved by eliminating the air inlet that is equipped with the conventional parafoils. In a drop test using the partially-closed parafoil, it succeeded in the deployment in the air, but did not glide. Therefore, the purpose of this study is to clarify the mechanism of stable flight of the high-performance parafoil using the attitude stability analysis, wind tunnel experiment and drop test. Furthermore, based on the stable flight mechanism, we propose the methods to stabilize the flight of the parafoil and verify its effectiveness. In addition, we design a Mars probe using the stabilized partially-closed type parafoil and confirm its feasibility.

This thesis consists of the following contents:

Chapter 2 describes the results of wind tunnel experiments and the deployment tests are conducted for the partially-closed type parafoil.

Chapter 3 describes the vertical stability of parafoil-type vehicles. Regarding the longitudinal stability of a parafoil-type vehicle, we perform the stability analysis based on the longitudinal equilibrium to understand its behavior. As a result, it is found that the parafoil-type vehicle can fly stably by setting the parameters of the suspension lines within the appropriate range. As a result of the analysis on the effect of the airfoil aerodynamic characteristics, it is found that the stability improvement can be achieved by using the airfoil with the reflection camber.

In Chapter 4, the lateral stability is investigated by performing the eigenvalue analysis on the equation of the motion. As a result, it is found that a low drag parafoil such as a partially-closed type parafoil cannot achieve stable lateral motion, especially in the spiral mode, when the parameters are the same as those of a conventional parafoil. We succeed in stabilizing the parafoil by extending the Mean Line Length. This tendency is investigated in the drop test, and the results obtained in the analysis are supported by the drop test.

Chapter 5 describes the design of the aerial Mars exploration probe.

Chapter 6 summarized this thesis.