

小型制御研究機の研究

Study of Small Control Research Vehicle リフティングボディ飛行実験計画について Lifting-body Flight Experiment Project

将来宇宙輸送系研究センター

Future Space Transportation System Research Center

塚本太郎 Taro Tsukamoto
南吉紀 Yoshinori Minami
山本行光 Yukimitsu Yamamoto
栗田 充 Mitsuru Kurita
青木良尚 Yoshihisa Aoki

飛行システム技術開発センター

Flight System Technology Development Center

石川和敏 Kazutoshi Ishikawa
富田博史 Hiroshi Tomita
元田敏和 Toshikazu Motoda

Abstract

The Institute of Space Technology and Aeronautics has investigated various concepts of next generation re-usable space transportation systems. Lifting-body re-entry vehicle is one of the most promising concepts among them. This type of vehicle has no wings and derives its lift solely from the shape of its body, and has the advantages of reduced structural weight, superior volumetric efficiency, and better characteristics against aerodynamic heating at hypersonic speed. On the other hand, the disadvantages of its low lift-drag ratio, poor stability and controllability at low speed makes it more difficult to land on a conventional runway than in the case of a winged vehicle like in the Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX), which conducted in 1996. In this report, we introduce the outline of the intended Lifting-body Flight Experiment (LIFLEX), which aims to gain the automatic landing technology using a small, low-cost system.

1.はじめに

総合技術研究本部では次世代の再使用型宇宙輸送システムの概念を検討してきたが、その中の有望なものの一つに翼を最小化することによって軽量化を図るリフティングボディ往還機概念がある。リフティングボディ形状は翼を持たず、胴体そのもので揚力を発生する形状であって、従来の翼胴形状に比較して構造的に有利で軽量化をはかることができるほか、極超音速域での空力加熱及びペイロード容量の観点からも有利と

考えられている。しかし、その一方で、揚抗比が極端に小さく、低速時の安定性/制御性が少ないため、このような形状での滑走路への自動着陸は過去に実施された小型自動着陸実験などより一段と困難であり、世界的にみてもこれまで例がない。ここでは、小規模で低コストな機体を用いることにより、リフティングボディ往還機を実現するうえで最も重要な技術課題の一つとなっている自動着陸技術の蓄積を主目的としたリフティングボディ飛行実験 LIFLEX (Lifting-body FLight EXperiment)を計画しているのでその概要を紹介する。

2.研究および成果概要

2.1 飛行実験の概要

図1に飛行実験の概要を示す。実験機は母機ヘリコプタによって懸吊され、所定の分離位置、速度に達したのち分離される。分離後は自律的に滑空、引き込みを行って滑走路に着陸する。現状の計画では平成19年度に北海道大樹町多目的航空公園にて飛行実験を行う予定である。

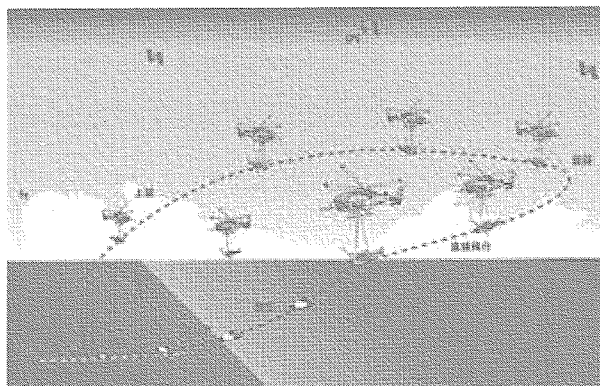


Fig.1 Mission profile of LIFLEX

2.2.実験システム

実験機

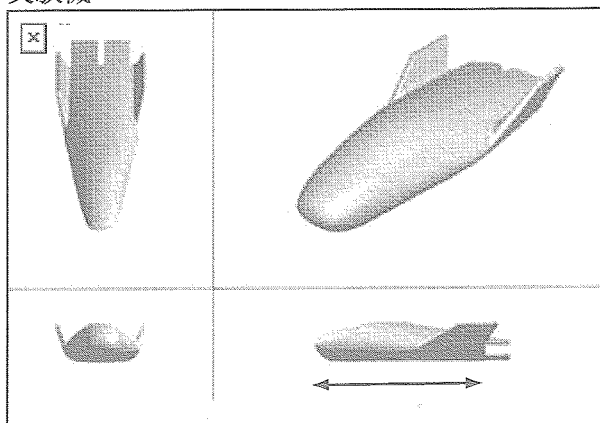


Fig.2 4 view drawing of LIFLEX vehicle

実験を低コストで実施するために機体規模は大型ラジコン模型程度とし全長 1.6m とした。また、重量については想定されるリフティングボディ往還機との動的相似性を考慮すると、ある程度重い機体を高速で接地させる必要があるが、同クラスの機体に使用できる既存のタイヤで実績のある着陸速度の制限から 20kg と設定した。但し、最初の飛行を実現したのち、発展型としてより動的相似性の高い 50kg 程度の機体での実験を検討している。図 2 にベースラインとなる実験機形状を示す。また追加的な翼の装備によって揚抗比/縦安定を改善した形態を用いて実験のステップアップを図ることとしている。

母機および懸吊装置

母機ヘリコプタは JAXA 所有の多目的実証実験機 MuPAL-ε (三菱式 MH2000A) を使用する。懸吊装置は実験機を懸架して母機から懸吊ロープで吊下げられた状態で上空へ運搬し、定められた位置・高度で実験機を分離するための装置であり、実験機を懸吊/分離する機能のほか、懸吊飛行中の実験機の方角安定を保ち、また実験機に電力を供給する役割をもつ。図 3 に母機と懸吊装置の飛行中のイメージを示す。

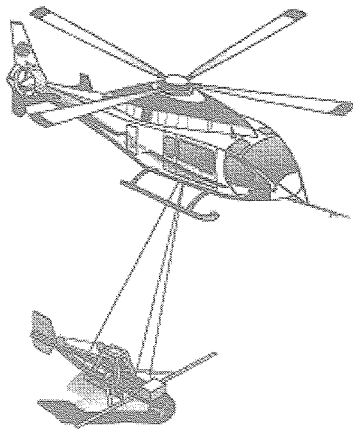


Fig.3 Helicopter and hanging equipment

地上設備

地上設備は、実験の実施にあたり、実験機から送信されるテレメトリデータを受信して飛行状態等を地上モニタに表示して実験機の飛行状態を監視するほか、非常時等に実験機に必要なコマンドを送信する機能をもつ。

2.3.空力形状の検討

主にスケジュールの制約から、当面の設計を CFD ベースの空力特性によって進め、製造開始後に風洞試験により機体の特性を確認し、誘導制御系や

その他の設計に反映する方針とした。図 4 に形状検討の概要を示す。過去数年の研究成果を反映して設定した初期形状から出発して CFD で推算した空力特性に基づいて飛行解析を行い、結果を反映して形状を改善し最終的な仕様を決定した。

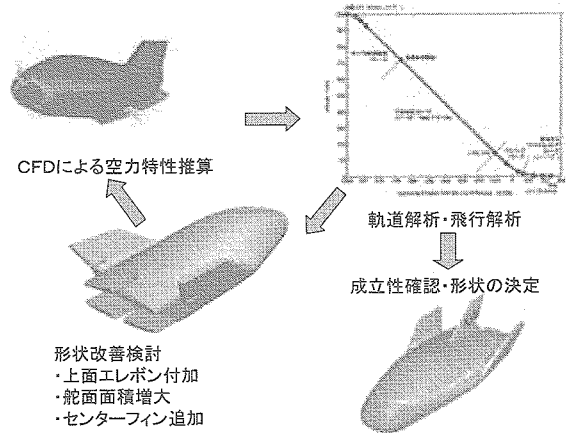


Fig.4 Aerodynamic design process

2.4. 誘導制御解析

CFD で得られた空力特性に対し、誘導制御則を試作し、評価を行っている。図 5 は 6 自由度シミュレーション結果の一例である。

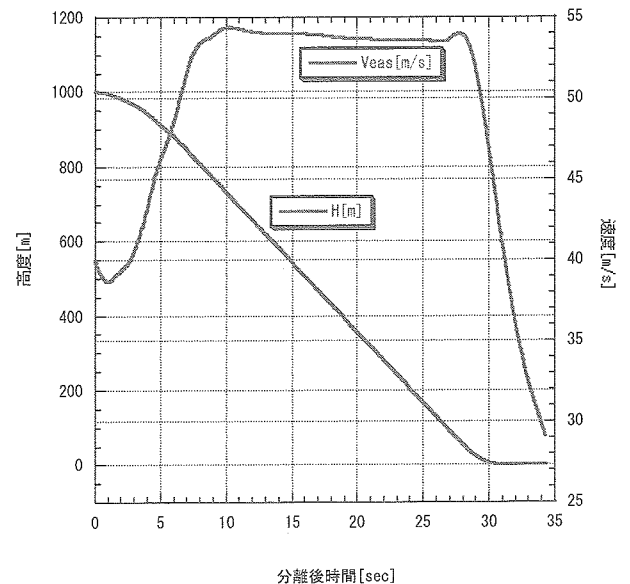


Fig.5 A result of 6-DOF simulation

3.まとめ

リフティングボディ飛行実験計画の概要を紹介した。17 年度は実験システムの概念を検討し、基本的な成立性の確認をしたのち、実際に飛行させるためのシステム設計を実施した。18 年度は 19 年度秋の飛行試験を目指し、実験システムの設計の詳細化と製作を実施する。