準軌道型宇宙輸送システムの開発計画と飛行実験 Development Plan of Suborbital Space Transportation System and Flight Tests

○正 米本浩一 (九工大)

Koichi YONEMOTO, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui, Tobata, Kitakyushu, Fukuoka 804-8550, JAPAN

Key Words: *Sub-orbital Space Transportation System, Flight Test*

Abstract

The Space Systems Laboratory of Kyushu Institute of Technology has been studying unmanned suborbital winged rocket as a research subject of future fully reusable space transportation system since 2005. The flight tests of a small scaled winged rocket were conducted five times from 2008 to 2009. A larger winged rocket with a hybrid rocket called CAMUI, which will reach to a higher altitude, is under development in collaboration with Hokkaido University, National Defense Academy, JAXA, IHI Aerospace Co. Ltd., and other aerospace industries for validating INS/GPS hybrid navigation system, real time trajectory generation and guidance algorithm using GA implemented on FPGA, H^∞ and adaption control theory. This paper reports current design, development and flight test plan of the winged rocket.

1. はじめに

九州工業大学では、航空機のように地球と宇宙空間を自在に往復するスペースプレーンの実現に向けて、準軌道型宇宙輸送システムである有翼式飛行体「有翼ロケット」に関する機体システム技術、航法誘導制御システム、燃料タンクに応用する先進複合材構造等の要素技術の研究開発を行っている。

現在、複数の国内大学や宇宙航空研究開発機構ならびに航空宇宙機メーカー等と連携して、各種要素技術の研究ならびに技術実証を目的とした飛行実験を進めているところである。

本講演では、有翼ロケット開発の全体計画と小型機体を使った飛行実験成果及びこれからの予定について報告する。

2. ミッションプロファイル

準軌道型宇宙輸送システムには、垂直離着陸を行うロケット形式のものや水平離着陸する航空機形式等、様々なコンセプトが考えられているが、大気圏内でのクロスレンジ性能や軌道制御の自在性を考えると有翼式の飛行体に優位性がある。

九州工業大学が提案している有翼ロケットは、航空機形式の準軌道型宇宙輸送システムであり、そのコンセプトのルーツは文部省宇宙科学研究所（現宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所）の有翼再使用型観測ロケット HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle)⁽¹⁾にある。HIMES は、中高層の大気観測、天体観測や工学実験をミッションとし、液体水素液体酸素を燃料とする推進システムで垂直離陸し滑走路に水平着陸する方式を採用した。

有翼ロケットは、ハイブリッドロケットを搭載して垂直に打ち上げ、水平に滑空飛行を行いながら最終的にはパラフォイルによって着地分散点を極力小さくする誘導回収を行う方式で、高層大気や宇宙観測の高々度ミッションの他に、地質学や海洋学的観測、また災害支援や安全監視等の長距離ミッションを行うことを想定したシステムである (Fig.1)。

Fig.1 Mission profile of unmanned suborbital winged rocket

3. 開発計画

九州工業大学は、2005 年より小型ロケットの打ち上げ実験を開始し、その経験から 2008 年に初めて小型の有翼ロケット実験機 WIRES (WInged REusable Sounding rocket) #011 を開発した。

より高々度まで到達が可能な実験機の必要性から、2009 年後半に予備ロケット実験機である WIRES#012 と有翼ロケット実験機 WIRES#014 を開発に着手した。

2011 年からは、航法誘導制御や推進系、構造技術に関する総合的な飛行実証を目指す WIRES#015 の開発をスタートさせるとともに、2016 年の初飛行を目標に準軌道型宇宙輸送システムとしての有翼ロケット実験機プロトタイプ概念設計を始める計画である (Fig.2)^(2,3)。

Fig.2 Development schedule of winged rocket

4. 要素技術

無人の準軌道型宇宙輸送システムである有翼ロケットの開発に必要な要素技術は、完全な自律航行を可能にする航法誘導制御技術、低コストで性能に優れた推進システム、超軽量構造を実現する複合材タンクおよび着地分散範囲を最小限にする回収技術と考え、これらをテーマに産官学共同で研究開発を推進している (Fig.3).

Fig.3 有翼ロケット開発に関わる要素技術

5. 飛行実験

2008年に開発した WIREs#011 は、胴体長約 0.9m, 全備質量約 8kg の小型有翼ロケット実験機である (Fig.4). 航法システムとして IMU (Inertia Measurement Unit), GPS (Global Positioning System) と ADS (Air Data System) を搭載し、推進システムにはモデルロケット用の固体モータ、回収にはパラシュートを採用した (Fig.5). 2009 年までの 2 年間で、主に上昇飛行フェーズでの基本的な制御技術の実証を目的に 5 回の飛行実験を行うことができた.

2009 年の後半からは、より高々度まで到達が可能で、主に回収システムの技術確認を行うための予備ロケット実験機 WIREs#012 (Fig.6) と航法誘導制御の実証を行う有翼ロケット実験機 WIREs#014 (Fig.7) の開発に着手した.

Fig.4 Flight tests of WIREs#011

Fig.5 Onboard system of WIREs#011

Fig.6 Pre-Winged rocket WIREs#012

Fig.7 Winged rocket WIRES#014

予備ロケット実験機 WIRES#012 は、胴体長 1.5m, 全備質量約 35kg で、米国製のハイブリッドロケット HyperTek M1000 を搭載し、到達最高々度は約 1.1km である。有翼ロケット実験機 WIRES#014 は、胴体 1.5m, 全備質量約 50kg で、北海道大学製のハイブリッドロケット CAMUI2.5kN を搭載し、到達最高々度約 1.7k m の飛行能力を有する (Fig.8)

Fig.8 Flight profile of WIRES#014

有翼ロケット実験機 WIRES#014 には、自立航行を行うために、位置、姿勢情報や飛行速度等を計測する航法センサ、航法誘導制御を行う計算機、飛行情報を記録する外部メモリ、非常時にパラシュートを開傘させる遠隔操作受信機、飛行時の光学計測用のビデオカメラ等の民生品アビオニクスからなる航法誘導制御システム (Fig. 9) を搭載する。

Fig.9 Navigation, guidance and control system of WIRES#014

いずれの実験機とも炭素繊維強化プラスチック CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)製の実験機 (Fig.10) で、減速シュートおよびメインシュートの 2 段式パラシュートシステムとエアバッグ (Fig.11) を利用し軟着陸回収を行う。

Fig.10 Winged rocket structure made of CFRP

Fig.11 Airbag system for soft landing recovery

予備ロケット実験機 WIRES#012 の地上燃焼試験を 2010 年 4 月に実施し、推力特性等の性能データを取得した (Fig. 12)。

Fig.12 Ground firing test of hybrid rocket

2010 年 7 月末に、北九州国定公園の平尾台にて、予備ロケット実験機 WIRES#012 の初めての飛行実験を行った (Fig. 13)。

Fig.13 Launch of WIRES#012

酸化剤タンク充填不具合が原因で、ハイブリッドロケットの性能が不十分となり、当初の予定よりも遥かに低い高度約300mしか到達しなかった。非常系による減速シュートおよびパラシュートの緊急開傘指令も間に合わず、機体は硬着陸した (Fig. 14)。現在、不具合対策も終わり、次の飛行実験に向けて準備を再開したところである。

Fig.14 Hard landing of WIRES#012

6. おわりに

航空機のように地球と宇宙空間を自在に往復するスペースプレーンは、宇宙輸送システムの研究開発に従事するものにとって究極の目標である。

九州工業大学は、準軌道型宇宙輸送システムの実現に向けての研究課題と小型の有翼ロケット実験機を用いた飛行実験を、北海道大学、防衛大学校、宇宙航空研究開発機構、IHIエアロスペース等の産官学の協力体制 (Fig. 15) で推進している。

Fig.15 Cooperation team of winged rocket development

7. 参考文献

1. 「HIMES 飛翔体 (有翼ロケット実験機) 概念設計」, 文部省宇宙科学研究所, HIMES 飛翔体小研究会, 1987 年 3 月.
2. Yonemoto, K., Watanabe, D., Muranaka, Y. and Miyamoto, S., "Current Status of Experimental Winged Rocket Development," 10YS341, the Proceedings of 2010 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (Vol.2), pp.62-65, Xian, China, September 13-15, 2010.
3. 米本浩一: 有翼ロケットの制御・回収技術と飛行実験, 防衛技術シンポジウム 2010, ホテルグランドヒル市ヶ谷, 東京, 2010 年 11 月 9-10 日.
4. Miyamoto, S. and Yonemoto, K., "Trajectory Optimization Using Algorithm and Its Implementation on FPGA for Real Time System," 10YS340, the Proceedings of 2010 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (Vol.2), pp.648-651, Xian, China, September 13-15, 2010.