

2L07 サブオービタル機の実現に大学もできること

○米本浩一, 松本剛明 (九州工業大学), 石本真二, 麥谷高志 (宇宙航空研究開発機構)

What the Universities Can Do for Realization of Sub-orbital Vehicle
Koichi Yonemoto, Takaaki Matsumoto (Kyushu Institute of Technology),
Shinji Ishimoto and Takashi Mugitani (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Winged Rocket, Sub-orbital Space Transportation

Abstract

Since 2005, Kyushu Institute of Technology has been conducting researches on a new unmanned sub-orbital system based on the research and development achievements of reusable sounding rocket called HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle), the concept of which was first proposed by the Institute of Space and Astronautical Sciences of former Ministry of Education in the 1980s, but failed its commercialization. Flight experiments have been performed using small test vehicles of winged rocket in order to demonstrate guidance and control system performance and terminal recovery technologies. A larger winged rocket test vehicle that aims at higher altitude flight demonstration and a sub-orbital prototype vehicle are under design by industry-government-academia collaboration since 2010. This paper introduces the future research and development plan.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所は、1980 年代に有翼式の再使用型観測ロケット HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle)の研究開発を進めたが、実用化には至らなかった¹⁾。九州工業大学では、HIMES の研究成果をベースに 2005 年より有翼ロケットによる無人のサブオービタル飛行システムの研究を進めてきた^{2),3)}。航法誘導制御システム、複合材製の液体水素や液体酸素タンク、そして回収システム等の個別要素研究を進める一方で、それらの技術実証を目的とした小型有翼ロケット実験機を用いた飛行実験も行ってきた。2010 年からは、北海道大学、防衛大学校および宇宙航空研究開発機構 (JAXA)宇宙輸送ミッション本部や IHI 等のメーカーと緩い関係で連携しながら、更に高々度飛行での技術実証を目指す有翼ロケット実験機的设计やサブオービタルのプロトタイプ機の概念検討を進めてきた (図 1)。本稿では、飛行実験結果の概要や今後の実験機計画、そしてプロトタイプ機の開発計画について報告する。

2. これまでの飛行実験

九州工業大学では、再使用型サブオービタル宇宙輸送システムに関する基礎研究の技術実証を目的として、2005 年より有翼ロケット(WIRES: WInged



図 1 サブオービタル機のミッション構想

REusable Sounding rocket)の小型実験機による飛行実験を開始した。2008 年には、全長 1m, 打ち上げ質量がおおよそ 8kg で、最高到達高度約 500m の能力を有する WIRE#011 を開発した。2 年にわたり 5 度の打ち上げを実施し、 $H\infty$ 理論に基づく上昇飛行フェーズにおける機体の姿勢制御を達成した (図 2)。



図2 WIRES#011の飛行実験

2009年よりWIRES#011よりも一回り大型の実験機の開発に着手した。次第に大型化する実験機の飛行安全を確保するためには、不測の事態に備えて確実な飛行中断と回収技術の確立が不可欠である。そこで飛行中断装置も兼ねた回収システム技術の確立を目的として、主翼の無い予備ロケット実験機WIRES#012の開発を行った。WIRES#012の構造は、炭素繊維強化プラスチック CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) 製で、HyperTEK社製のハイブリッドロケットを推進系に採用し、全長が1.7m、機体総質量は、34kgである。2011年9月29日に、北九州国定公園の平尾台にてWIRES#012の3回目の飛行実験を行った(図3)。機体は、高度760mに達成した後、飛行中断システムを兼ねた回収システムの動作の健全性を確認することができた。



図3 WIRES#012の飛行実験

こうした経緯を経て、九州工業大学は、北海道大学、防衛大学、宇宙航空研究開発機構と連携して、将来の再使用型サブオービタル宇宙輸送システムに関する航法誘導制御の研究成果を技術実証する目的で有翼ロケット実験機WIRES#014の開発に移行した(図4)。WIRES#014は、予備ロケット実験機と同じ胴体形状を有するが、主翼構造、航法誘導制御用アビオニクスを追加、更には一回り推力の大きなCAMUI型ハイブリッドロケットエンジンの搭載により、総質量は最終的に約49kgとなった。



図4 WIRES#014の外観

機体構造のロケットエンジン適合性、CAMUI型エンジンの性能確認と点火のための運用手順を確認するために、合計3回の地上燃焼試験を実施した(図5)。また、実験機に搭載するアビオニクスの機能および航法誘導制御性能の評価のために、姿勢を模擬するモーションテーブルにIMUを据え付け、機体システムと飛行を模擬する計算システムを繋いだハードウェアインザループ試験を繰り返し行った(図6)。



図5 地上燃焼試験



図6 ハードウェアインザループ
シミュレーション試験

WIRES#014 は、北九州国定公園の平尾台にて、2013年6月28日未明の4時頃から打上げ用ランチャーの設置，飛行管制センターの設営，機体の最終チェック等の準備を行った後，午前10時49分に打ち上げられた（図7）。



図7 WIRES#014 の打ち上げ

CAMUI型ハイブリッドロケットエンジンは、予定通り約4秒間正常に燃焼した。機体は、ロールしながら当初の予定高度約1000mよりも低い高度約600m（ランチャー高度基準）に到達し、その後機首

を下方に向ける弾道飛行に入った。当初は、機種を引き起こしながら滑空に移行する予定が，そのまま高度を下げ続けた。パラシュート開傘限界高度を切る恐れがあったため，非常系操作を行い強制的に減速シュート，引き続きメインシュートの開傘指令を送信した（図8）。WIRES#014は，メインシュートを開傘する余裕もなく，打ち上げから約22秒後に硬着陸し，機体は大きく損傷した。



軌道頂点 減速シュートの開傘

図8 WIRES#014 の飛行

3. 今後の開発計画

WIRES#014については，機体を新たに製作し直して，2013年度あるいは2014年度にまたがって飛行実験を続ける予定である。

今後は，国内外の大学とのコンソーシアム，宇宙航空研究開発機構，そして航空宇宙機器メーカーや地域産業を含む産官学連携の横断的組織（現在は，サブオービタル宇宙輸送システム研究会という呼称で連携し，予備研究等を進めている）を形成し，飛行実験機（小型有翼ロケット実験機）によるサブオービタル宇宙輸送システム実現に必要な航法誘導制御システム，推進システム，複合材構造等の要素技術の実証飛行試験を推進するとともに，5年後には実際に宇宙空間まで到達するプロトタイプ機（サブオービタル技術実証機）の開発を行う計画である（図9）。

3.1. 飛行実験機

飛行実験機（小型有翼ロケット実験機：WIRES#015）は，全長4.0m，全質量500kgの機体規模で，推力5kN級の低融点型燃料を用いたハイブリッドロケットエンジン2基により高度約6kmの到達能力を有する（図10）。その飛行実験によって，全飛行領域での複合航法，最適軌道生成と誘導，またゲインスケジューリングを行わない適応制御システム，軌道頂点でのガスジェットシステムによる再突入姿勢制，また目標地点でのパラシュートおよびエアバッグによる回収技術等の個別要素技術の飛行実証を行うことを目標とする。

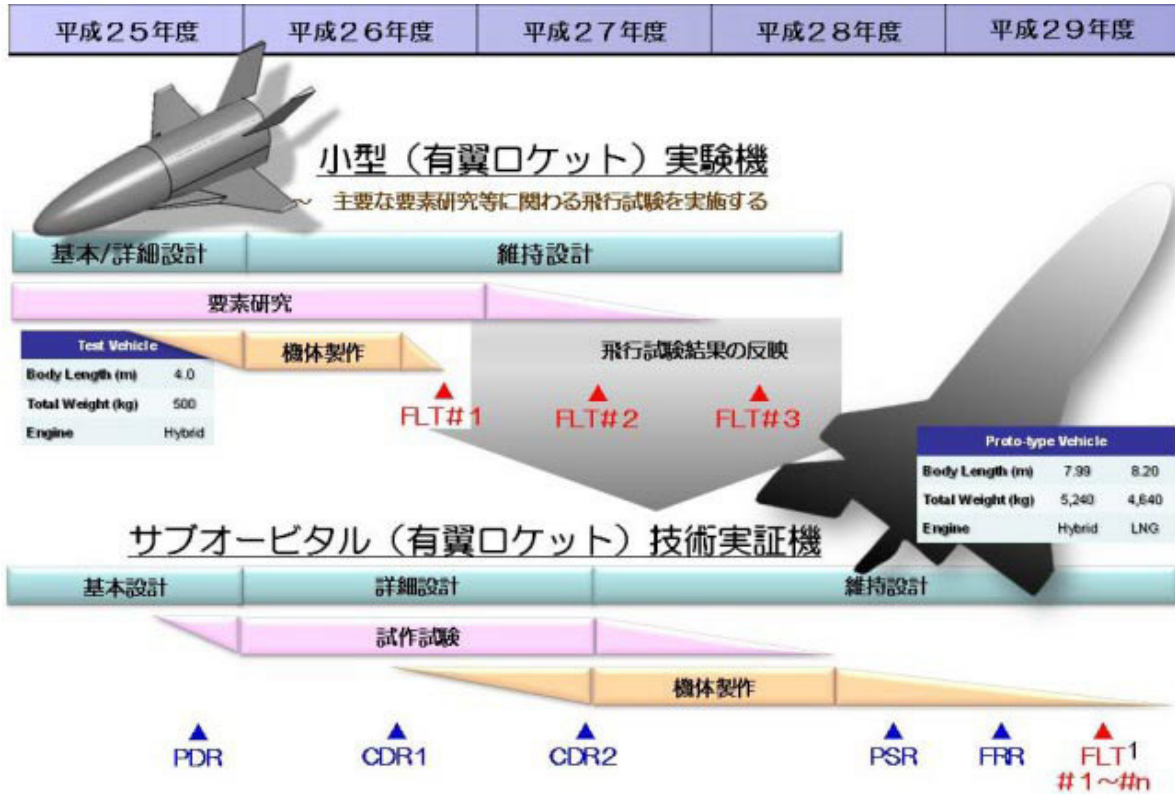


図9 今後の開発計画

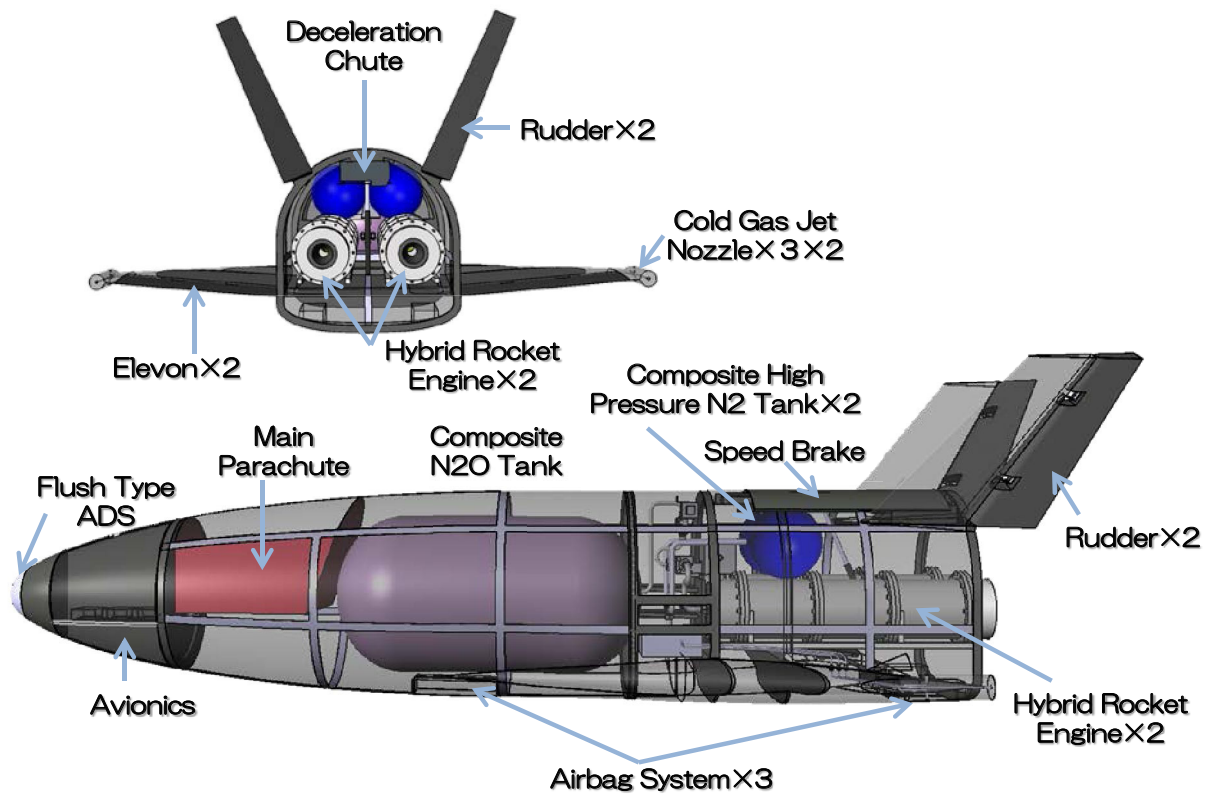


図10 小型有翼ロケット実験機 WIRES#015

3.2. プロトタイプ機

プロトタイプ機（サブオービタル技術実証機：WIRES#X）は、サブオービタル機としての総合的な技術実証を目指すもので、胴体長 8.2m、全質量 4.6ton の機体規模を有し、液体メタン燃料と液体酸素を酸化剤とする推力 100kN 級の液体ロケットエンジンを搭載して、ペイロード 100kg を高度 117km まで打ち上げる能力を有する（図 11、図 12）。

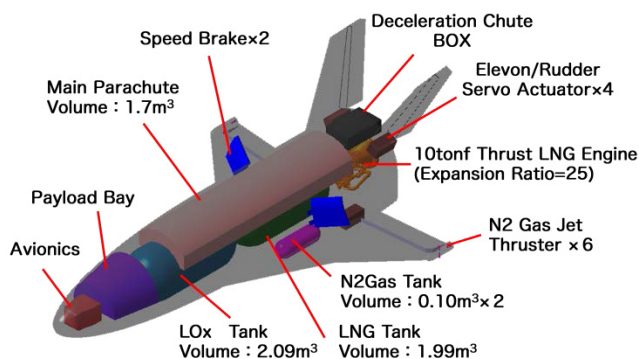


図 11 サブオービタル有翼ロケット技術実証機 WIRES#X

徳昌，石本真二，麥谷高志，牧野隆，木元健一，“九州発の再使用型有翼ロケットの開発と飛行実験”，第 56 回宇宙科学技術連合講演会，別府国際コンベンションセンター，別府，2012 年 11 月 20-22 日。

- 3) 米本浩一，サブオービタル宇宙輸送システム研究会，“産官学連携によるサブオービタル宇宙輸送システムの研究開発”，日本航空宇宙学会第 44 期
- 4) 年会講演会，2013 年 4 月 18-19 日。



図 13 九州工業大学とテキサス大学エルパソ校とのサブオービタル機開発に関わる大学間協定の調印式

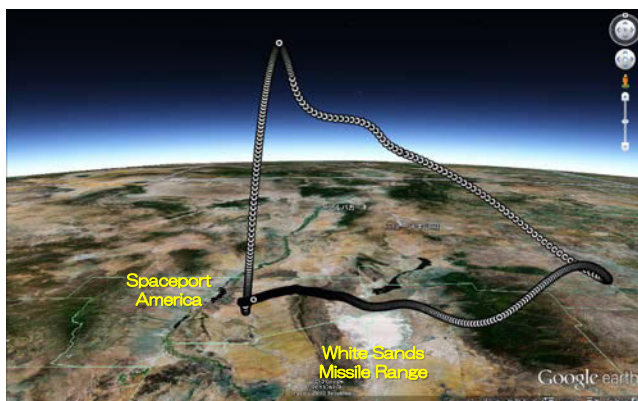


図 12 WIRES#X のサブオービタル軌道

4. おわりに

従来からの宇宙開発の柵に囚われることなく、広く国内外の大学等の研究力活力（図 13）や民間企業の先進技術を最大限に利用し、最終的にはサブオービタル技術実証機の開発を目指した小型有翼ロケットの飛行実験を推進していく予定である。

参考文献

- 1) Inatani, Y., Naruo, Y., and Yonemoto K., “Concept and Preliminary Flight Testing of Fully Reusable Rocket Vehicle,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.38, No.1 (2001), pp.36-42.
- 2) 米本浩一，相良慎一，松本剛明，永田晴紀，越智