

産官学連携によるサブオービタル スペースプレーンの研究開発

東京理科大学 創域理工学部 機械航空宇宙工学科 講師 藤川 貴弘
ふじかわ たかひろ

1. はじめに

東京理科大学 創域理工学部 機械航空宇宙工学科の藤川研究室（宇宙システム研究室）は、国内外の大学および研究所や、東京理科大学発ベンチャー企業である株式会社 SPACE WALKER をはじめとする民間企業と連携して、再使用可能な次世代の宇宙輸送機であるサブオービタルスペースプレーンに関する研究を行っています。本稿では、(1) 要素技術の基礎研究、(2) 技術実証のための有翼ロケット実験機の開発、(3) サブオービタルスペースプレーン実用機的设计への参画、という多岐にわたる研究内容の概要を紹介します。

2. サブオービタルスペースプレーンとは？

現在、地上から宇宙空間に物資や人員を輸送するためにはロケットが使われています。多くのロケットは打ち上げられた後に海上に落下するか宇宙空間に漂い続けて使い捨てられるため、宇宙への物資輸送は非常に高コスト（100万円/kgのオーダー）です。今後の持続可能な宇宙探査・開発・利用のためには、高い安全性と運用性を有しつつ低コストな宇宙輸送システムが必要とされています。その一つとして有望視されているのが、大きな主翼を持ち飛行機に近い運用が行える再使用可能な宇宙輸送機であり、スペースプレーンと呼ばれています。一種のスペースプレーンとして有名な米国のスペースシャトルは、第1宇宙速度（約7.9 km/s）以上まで加速して地球周回軌道に投入され、軌道上に留まり続ける中でミッションを行っていました。それに対しサブオービタルスペースプレーンは、第1宇宙速度まで到達せず、宇宙空間を数分間程度のみ弾道飛行した後に地表に帰還します。

サブオービタルスペースプレーンは、それ単体や別のコンポーネントと組み合わせることで様々なミッションを行うことが可能です。株式会社 SPACE WALKER は、2020年代中に【図1】に示すような以下の3種類の輸送サービスを提供することを計画しています。

(a) 科学実験

無人のサブオービタルスペースプレーンの背面に、実験機器を搭載した外部ペイロードキャリアを結合し、ロケットエンジンにより垂直に打ち上げます。エンジン燃焼停止後は弾道飛行を続け、微小重力環境下で科学実験を行ったり、高層大気の観測を行ったりします。大気圏再突入後、グライダーのように無推力で滑空して射場に帰還し、滑走路に水平着陸します。

(b) 小型人工衛星打ち上げ

無人のサブオービタルスペースプレーンの背面に、人工衛星を搭載した使い捨て上段ロケットを結合し、垂直に打ち上げます。結合機体の加速・上昇の後、両者は分離されます。分離後も上段ロケットは加速・上昇を続け、地球周回軌道に人工衛星を投入します。分離後のサブオービタルスペースプレーンは滑空して射場に帰還します。

(c) 宇宙旅行

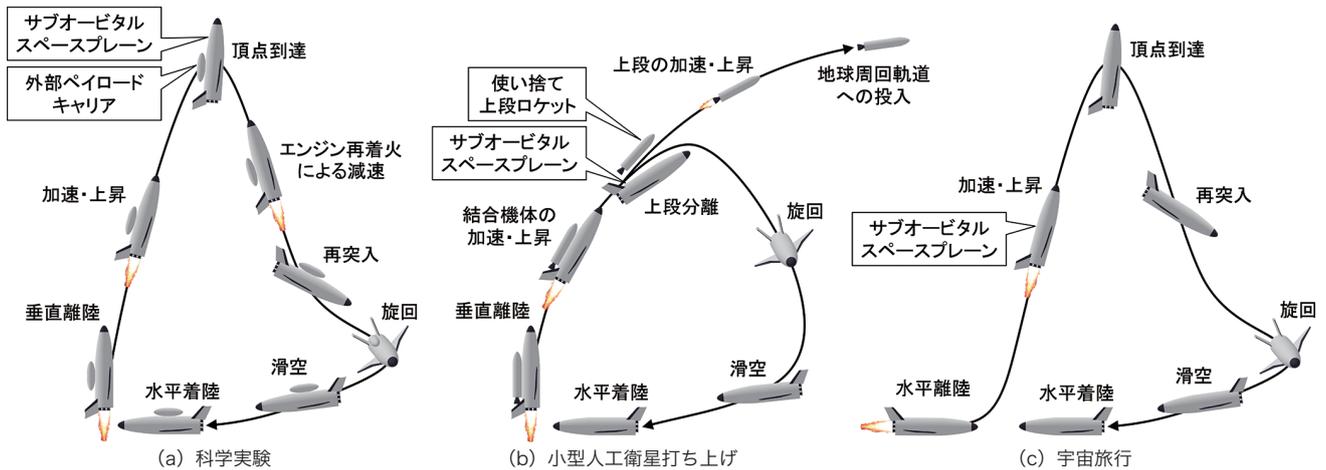
乗員・乗客を乗せたサブオービタルスペースプレーンを滑走路から水平離陸させます。加速・上昇して宇宙空間に到達し、微小重力環境が実現されます。その後、大気圏に再突入し、滑空して射場に帰還します。

3. スペースプレーンの要素技術の基礎研究

3.1. システム最適化

スペースプレーンの設計は、機体空力形状、エンジン、機体構造、装備品、飛行軌道などの複数のサブシステムにわたり、その間で複雑に影響しあっています。そこで、各サブシステムを数式でモデル化した上で、各サブシステムの設計や応答が相互に影響しつつシステム全体の性能が決まることを定式化し、目的関数と呼ばれる評価指標（機体質量の最小化など）のもとシステム全体が最適となる設計解を求めることが有効です。このような「システム最適化」を効率よく行うための数値計算手法を大きくわけて2つ研究しています。

1つ目の手法は、最適化問題に含まれる関数の微分値を用いて求解を行う勾配法と呼ばれる方法を応用した高速なシステム最適化手法です。これを用い、後述



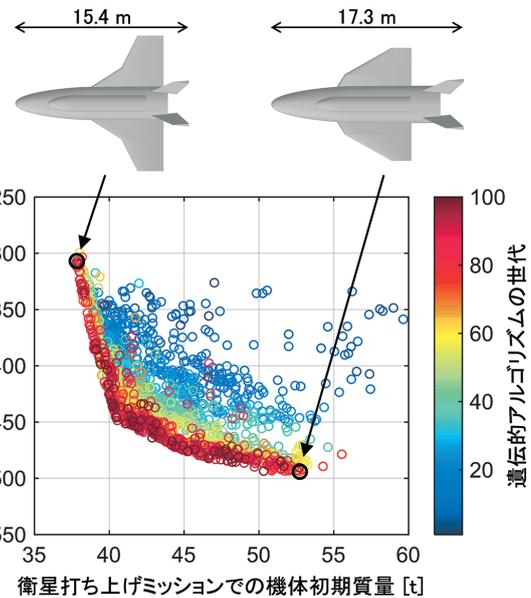
【図1】サブオービタルスペースプレーンによって実現される宇宙輸送

するスペースプレーン実用機的设计や、ロケットエンジンではなく空気吸い込み式エンジンを搭載した2030年代以降のスペースプレーンの概念検討に取り組んでいます。

2つ目の手法は、自然界の生物進化のプロセスを模倣した遺伝的アルゴリズムという方法を応用したシステム最適化手法です。遺伝的アルゴリズムでは勾配法ほど高速な求解はできませんが、設計解を大域的・網羅的に探索できます。さらに、目的関数を複数扱う多目的最適化が行えるという特長があります。【図2】は、科学実験ミッション（【図1(a)】）と小型人工衛星打ち上げミッション（【図1(b)】）で共通して用いるサブオービタルスペースプレーンを対象にした多目的設計最適化の結果です。科学実験ミッションでの到達高度の最大化と、100 kgの小型人工衛星打ち上げミッションでの機体初期質量の最小化、という2つの相反する目的関数を扱っています。遺伝的アルゴリズムにおける生物進化の世代が進むにつれて徐々に左下方向へ探索が進行し、最終的にはトレードオフ関係にある無数の解が得られています。

3. 2. 飛行誘導航法制御

サブオービタルスペースプレーンでは、宇宙空間まで上昇し、大気圏に再突入し、滑空して帰還するという幅広い飛行条件に対応でき、さらに非常時にミッションを中断して即時帰還すること（アバートと呼ばれる）も可能な、柔軟性のある自律航行システムが必要となります。自律航行システムは、現在の機体の飛行状態を計測・推定する「航法」、ミッションを遂行するための飛行軌道を生成・制御する「誘導」、機体の姿勢を誘導計算で得られた目標角度に変更・安定させ



【図2】スペースプレーンの多目的システム最適化結果

る「制御」の3つから成ります。

航法に関しては、機体表面に設けられた複数の圧力孔における圧力値から、エアデータ（対気速度、空力姿勢、気圧高度）を推定するフラッシュエアデータセンシングシステムの研究を行っています。幅広い飛行条件で高いエアデータ推定精度を実現することと、圧力センサが1つ故障しても精度が低下しないことを目指し、差圧式の耐故障システムを提案しています。

誘導に関しては、想定外のアバートにも対応するために、事前に設計した基準軌道に基づく誘導ではなく、飛行中にリアルタイムで軌道を生成・更新するような手法を研究しています。多様な飛行軌道を効率よく高速に生成するために、遺伝的アルゴリズムや凸二次計画法との複合手法を採用しています。

制御に関しては、ダイナミックインバージョン法を適用した姿勢制御系を研究しています。旧来の制御手法では、飛行中に制御系内のパラメータを変更してい

かなければスペースプレーンの幅広い飛行条件に適応することができなかつたため、大量の事前解析が必要になり、想定外の飛行条件にも対応できませんでしたが、ダイナミックインバージョン法に着目しこれらの課題の解決に取り組んでいます。

3.3. 複合材製タンク

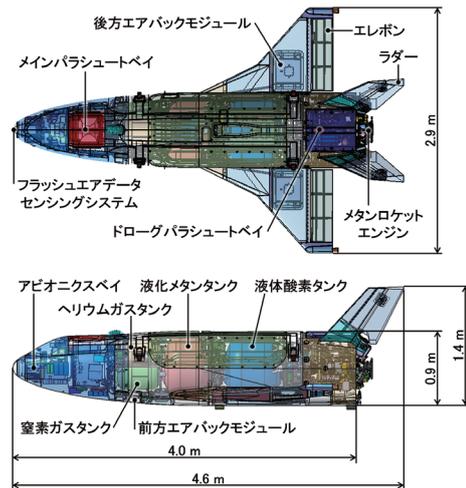
スペースプレーンおよびロケットの機体内部の大部分は、酸化剤と燃料を充填するタンクで占められています。そのため、現在アルミニウム合金製であるタンクを炭素繊維複合材（Carbon Fiber Reinforced Plastics：CFRP）で製作することができれば機体の軽量化、ひいては輸送性能の向上が可能です。しかし、ロケットエンジンの酸化剤として広く用いられている液体酸素は約 -183°C と極低温であるだけでなく、強い支燃性を有し、タンクの材質によっては液体酸素を充填した状態で衝撃が加わると着火し爆発する恐れがあります。このような液体酸素の特性に適合するCFRPを開発するとともに、それを用いてタンクを試作する研究を行っています。

4. 有翼ロケット実験機の開発

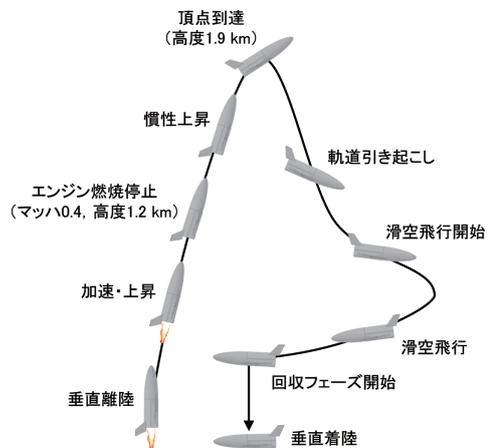
前述した要素技術の研究成果を実証するために、有翼ロケット実験機 WIRES（Winged REusable Sounding rocket）の開発と飛行実験を行っています。現在は、宇宙航空研究開発機構 JAXA との共同研究で、【図3】に示すような WIRES#015 の開発を進めており、2026 年度内の飛行実験を計画しています。

WIRES#015 は全長 4.6 m、打ち上げ時の質量が約 1200 kg で、JAXA が研究開発したロケットエンジン（酸化剤は液体酸素、燃料は液化メタン）を搭載します。WIRES#015 の飛行シーケンスを【図4】に示します。垂直の姿勢で打ち上げられ、ロケットエンジンにより上昇しながらマッハ 0.4（音速の 0.4 倍、約 130 m/s）まで加速します。エンジンの燃焼停止後は慣性で上昇を続け、最高高度 1900 m 程度に達します。その後は揚力で飛行軌道を引き起こし、指定の着陸地点上空まで自律で飛行した後、パラシュートとエアバックを使って機体が回収されます。

機体の設計について少し詳しく見ていきましょう。高速飛行するスペースプレーンに適したダブルデルタ形状の主翼を採用し、垂直尾翼は 2 枚、水平尾翼はありません。主翼と垂直尾翼の後縁にはそれぞれエレ



【図3】有翼ロケット実験機 WIRES#015

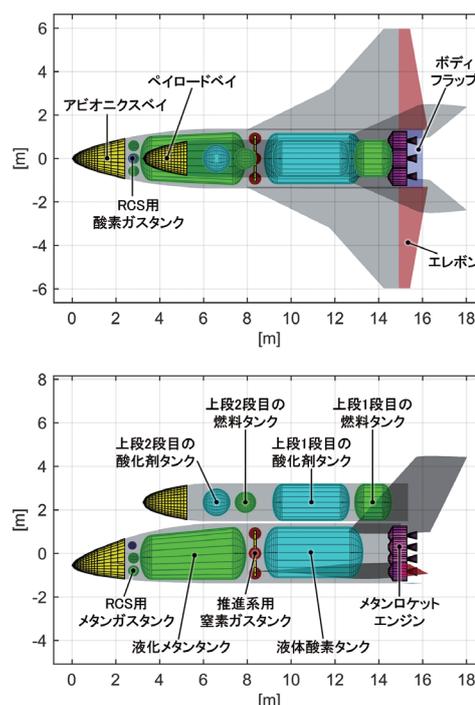


【図4】WIRES#015 の飛行シーケンス

ボンとラダーと呼ばれる空力舵面があり、これを駆動することで飛行機と同じように機体の姿勢を制御することができます。機体構造はコンポーネントに分割可能な設計であり、大部分がアルミハニカムのCFRPサンドイッチで製作されます。胴体後部にはロケットエンジンが 1 基、軌道頂点付近での姿勢制御のための小型スラスタ（Reaction Control System：RCS）が 6 基搭載され、その液体推進剤や作動ガスのタンクが胴体内中央に収められています。現在、アルミニウム合金製の液体推進剤タンクの設計製作と試験を行っています。複合材製タンクの研究開発が進めば、置き換える予定です。胴体内前方には電子機器類を搭載するアビオニクスベイがあります。コンピュータは、制御計算などの各機能を担うマイクロコンピュータが複数接続された分散システムになっています。電気系統にはノミナル系統とは独立した非常系統があり、非常時にエンジン停止や飛行中断を確実に行うことができます。飛行誘導航法制御技術の研究成果を搭載し、自律で離陸から上昇、頂点到達、軌道引き起こし、目標地点への滑空飛行、機体回収までが行われます。

【表】 システム最適化による
サブオービタルスペースプレーンの諸元

主要諸元	ミッション	科学実験	衛星打ち上げ
	ペイロード質量	500 kg	310 kg
	投入軌道	頂点高度 154 km の弾道軌道	高度 600 km の地球低軌道
	初期質量 [t]	35.9	48.0
	着陸質量 [t]	11.3	10.8
スペースプレーン	全長 [m]		18.0
	全幅 [m]		12.0
	乾燥質量 [t]		9.7
	推進剤質量 [t]		25.7
	総質量 [t]		35.4
	エンジン基数		6
	ノズル開口比		7.7
	海面上総推力 [kN]		536.7
海面上比推力 [s]		274.4	
上段	胴体長 [m]	—	12.1
	胴体直径 [m]	—	1.7
	総質量 [t]	—	12.6



【図 5】 小型人工衛星打ち上げ時のサブオービタルスペースプレーンのシステム最適化結果

5. スペースプレーン実用機の設計への参画

2020年代中の実用化を目指し、科学実験ミッション（【図 1 (a)】）と小型人工衛星打ち上げミッション（【図 1 (b)】）で共通して使用するサブオービタルスペースプレーンの設計が、株式会社 SPACE WALKER の主導のもと産官学連携体制で行われています。設計には、東京理科大学、川崎重工業株式会社、東レ・カーボンマジック株式会社、株式会社 IHI、JAXA などの多くのパートナー機関が参画しています。メーカー各社がエンジンや機体構造といったサブシステムレベルの詳細な設計やその数式へのモデル化を行った上で、東京理科大学の藤川研究室がそれらを統合したシステム最適化解析を実施しつつ、設計開発が進められています。これにより、大幅な手戻りの抑止が期待でき、最適化結果を定量的に比較することで客観的な設計判断ができるようになります。

数日程度で複数ケースの最適化解析を実施するために、高速性と安定性に優れた勾配法によるシステム最適化手法を採用し、小型人工衛星打ち上げミッションにおける打ち上げ時の機体質量（つまりサブオービタルスペースプレーンと使い捨て上段ロケットの合計質量）が最小となるように、スペースプレーンの空力形状の他、タンクのサイズ、エンジンの基数・ノズル開口比、上段ロケットの設計、飛行軌道の統合的な最適化を行っています。

最新のシステム最適化の結果について、その諸元を【表】に、上段ロケットを結合した小型人工衛星打ち上げミッション時の機体 2 面図を【図 5】に示します。このサブオービタルスペースプレーンは、2 段式の上段ロケットとの組み合わせで高度 600 km の地球低軌道に 310 kg の人工衛星を投入する能力があります。また、【図 5】中の上段ロケットの代わりに外部ペイロードキャリアを結合することで、500 kg の実験機器を積んで高度 154 km に到達し、微小重力環境を 3 分間程度実現することも可能です。スペースプレーン単体での全長は 18.0 m、総質量は 35.4 t であり、メタンロケットエンジンを 6 基搭載しています。最適化された結果、WIRES#015（【図 3】）と比較して、胴体が細長く、主翼が胴体に対して相対的に大きくかつ機体後方にあるような空力形状となっています。

6. おわりに

本稿では、東京理科大学が産官学連携で取り組んでいるサブオービタルスペースプレーンに関する研究を紹介しました。近年、サブオービタルスペースプレーンに限らず宇宙輸送や、さらに広く航空宇宙産業への民間企業の新規参入が盛んであり、その中で大学が果たすことのできる役割は増えていくと期待されます。