

再使用型ロケット開発に向けた技術実証

Challenge for the Space Transportation Cost Reduction by Reusable Launch Vehicle



望月 一憲* ¹ Kazunori Mochizuki	坪井 正徳* ² Masanori Tsuboi
辻岡 光俊* ³ Mitsutoshi Tsujioka	金子 敬郎* ⁴ Takao Kaneko
尾場瀬 公人* ⁵ Kimihiro Obase	坂本 登* ⁶ Noboru Sakamoto

三菱重工業(株)(以下、当社)は現在の宇宙輸送コストを大幅低減するため再使用型ロケット開発に向けた取り組みを続けている。当社は国立研究開発法人宇宙航空開発研究機構(以下、JAXA)による再使用観測ロケット技術実証に参画し100回以上繰り返し使用可能な再使用エンジンの開発や再使用型ロケットに必要な要素技術の実証を行った。また社内研究として小型実験機による着陸誘導制御技術の飛行実証を行った。このような取り組みで得られた成果を元に当社はJAXAと共同研究により再使用ロケット実験機を開発し、再使用型ロケットによる宇宙輸送コスト低減に向けた技術レベル向上を目指している。

1. はじめに

打上げロケットの機体を再使用することで軌道上への宇宙輸送コストを低減させるコンセプトは1960年代から様々な研究が行われてきた。特に米国のスペースシャトルは外部燃料タンクを除く、宇宙船本体(オービター)、固体燃料ロケットブースターを再使用するシステムとして開発/運用されたが、多額の再整備費用が問題となり2011年に退役した。近年ではSpace X社等が2段式ロケットの1段部分を着陸/回収/再使用し宇宙輸送コストの低減を試みている。

一方、当社でも、2010年から再使用型ロケットに関わるシステム・エンジン技術の獲得を目指して立ち上げられたJAXAによる再使用観測ロケット技術実証プロジェクトに参画し、再使用エンジン開発や再使用型ロケットの成立性に関わる要素技術の地上実証を行ってきた。また社内では着陸誘導制御技術の研究を行ってきた。本稿ではこれら再使用型ロケットに関する要素技術の研究成果と再使用型ロケットのシステム技術獲得を目指してJAXAと共同研究で開発中の再使用ロケット実験機(RV-X: Reusable Vehicle - eXperiment)計画について紹介する。

2. 再使用観測ロケットの概要

再使用観測ロケットは従来の使い切り観測ロケットに比べ運用コストを大幅に低減することや、衛星では不可能な低高度での直接観測機会を繰り返し提供することを目的として、JAXAが研究開発を進めているプロジェクトである。図1に再使用観測ロケットの主要な設計要求及び概念設計による機体緒元を示す。再使用観測ロケットは単段式・垂直離着陸型のロケットで到達飛行高度は100km以上、ペイロード搭載能力として質量100kg・容積φ0.8m×1.0mを有している。垂直着陸形態は滑走路を必要としないことや24時間以内に点検・再整備・再打上げするための運用性の観点から採用された。機体は海面上推力40kNの再使用エンジンを4基搭載しており、エンジン

*1 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙システム技術部計画課 主席チーム統括

*2 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙システム技術部 部長

*3 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙システム技術部 次長

*4 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙機器技術部 課長

*5 防衛宇宙セグメント宇宙事業部宇宙機器技術部

*6 南山大学 教授

1基が故障しても安全に帰還することが可能である。エンジンの推進薬は H-IIA/H-IIB ロケットで培われた経験を元に高性能な液体水素(LH2)/液体酸素(LOX)を採用している。

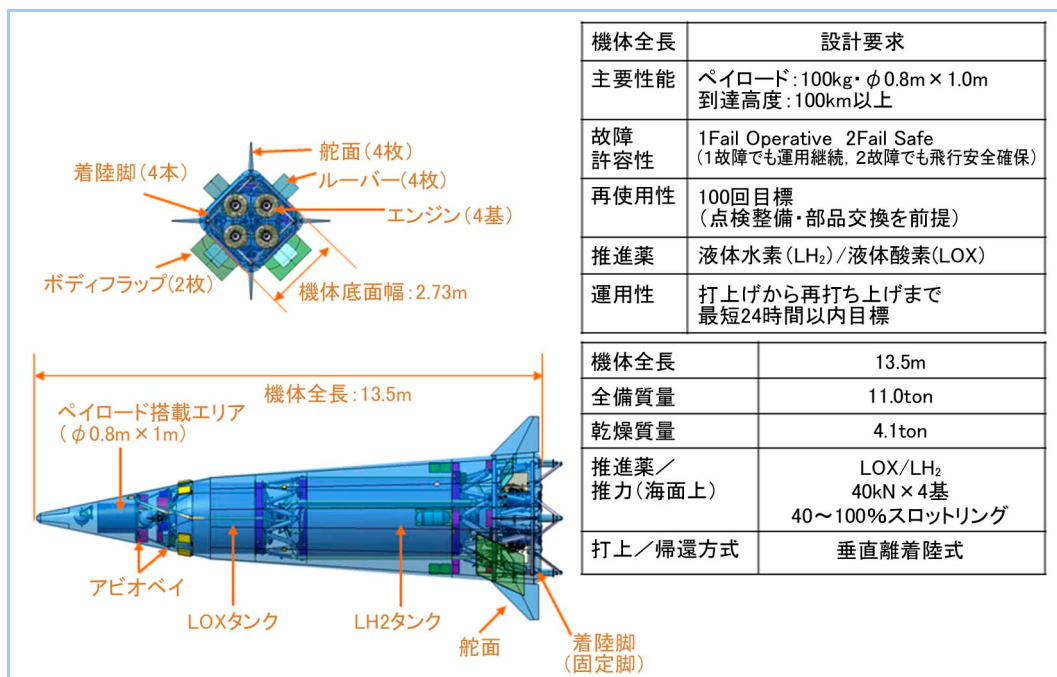


図1 再使用観測ロケット システム設計要求及び主要緒元

正常時の飛行シーケンス概要を図2に示す。4基のエンジンの100%推力により垂直に上昇した後エンジン燃焼を停止し、慣性飛行によって最高高度100km以上に到達する。無重力状態を3分間達成したのち、機首を先頭にした姿勢(ノーズ・ファースト)にて再突入を行い滑空によって射点近傍までの帰還誘導を行う。ノーズ・ファーストによる再突入はSpaceX社のFalcon9ロケット1段部のようにエンジンを先頭にした姿勢(ベース・ファースト)で再突入しエンジン燃焼により機体を減速する方法と比較し、外乱に対し機体姿勢を保持しようとし続ける静安定特性と空気抵抗による減速を極力利用し減速することで燃料消費を抑えている点が特徴である。その後、空力舵面とエンジンにより機体姿勢を進行方向に対して約180度転回した後、エンジンを着火しスロットリングすることにより減速する。速度1m/sの等速降下状態に達した後に機体底部の4本の脚を用いて着陸する。

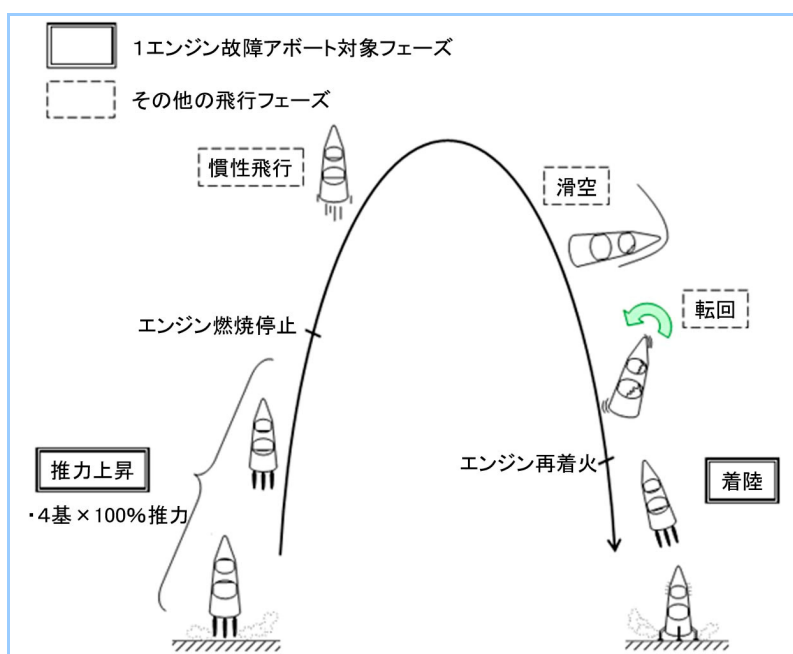


図2 再使用観測ロケット 飛行シーケンス

また、飛行中に機体の一部で故障が見つかった場合でも、従来の使い切りロケットのように地上からの指令でロケットを破壊せず、航空機のように機体を安全に着陸させる緊急避難（アボート）の概念を適用している。図3にエンジン1基が故障した時に機体に損傷を与えずに着陸場に帰還する飛行シーケンス（アボートシナリオ）の概要を示す。正常飛行時は4基のエンジンにて上昇を行うが、1エンジン故障が発生した場合には故障したエンジンに加えて対角のエンジンを停止し、正常なエンジン2基の100%推力で燃料を消費しながら上昇し、正常飛行時よりも低い高度から再突入/旋回後、元の経路に戻って帰還する方法を採用している。この方法により短い飛行時間で帰還でき、故障の影響を最小限に抑えられる。また常に燃料を使い切って帰還するため、着陸脚の設計荷重が緩和され、機体質量の軽量化及び重心位置の前方移動による機体姿勢の安定化が図れている。

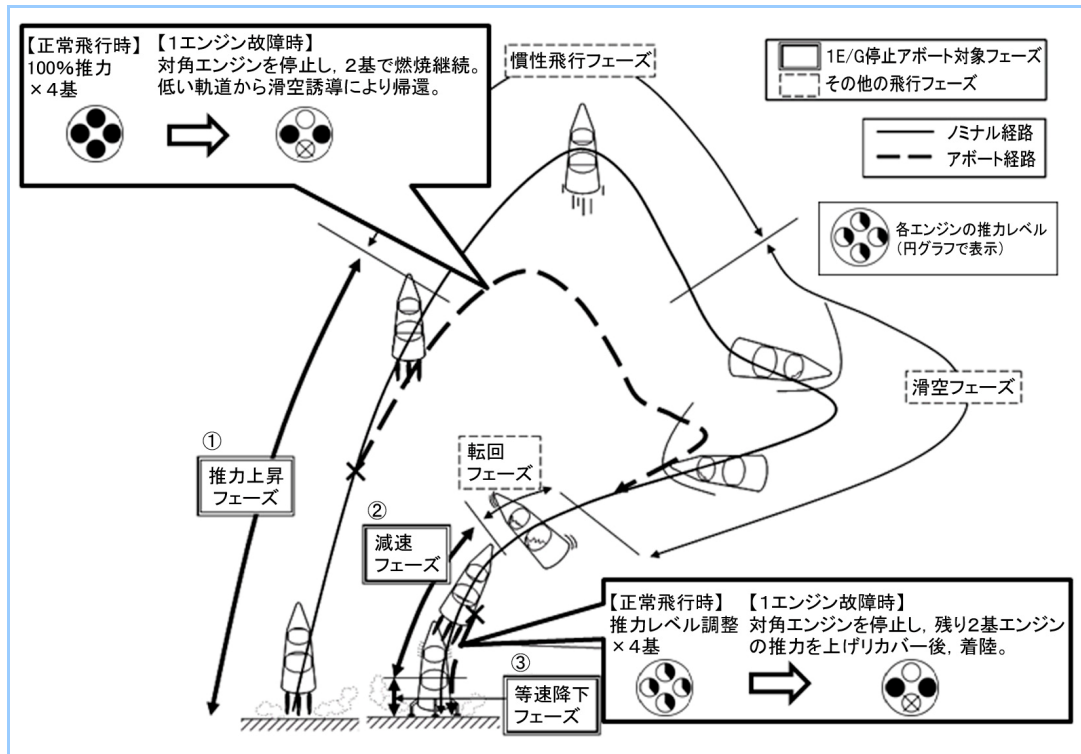


図3 1エンジン故障時アボートシナリオ

上記のような再使用観測ロケット実現には様々な技術課題があるが、JAXAと当社では“再使用観測ロケット技術実証”として特にクリティカルな以下の技術に関して技術実証試験を実施し再使用観測ロケット実現に向けた目途付けを行った。

- 1) 再使用エンジン
- 2) 極低温推進薬マネジメント技術
- 3) 繰り返し使用可能な断熱材の開発
- 4) 着陸脚
- 5) ヘルスマネジメントシステム

なお、上記の一部は参考文献(1)でも述べているが、本稿では参考文献(1)以降の進捗状況について述べる。

3. 再使用観測ロケット技術実証試験

3.1 再使用エンジン

再使用観測ロケットでは、100回再使用（点検整備・部品交換を前提）することを目標としている。エンジンにおいて、寿命の制約となる部品は、摺動部品であるターボポンプの軸受・軸シールと、熱負荷の高い燃焼室の内壁である。100回再使用の目標を達成するために、点検・分解容易

な構造設計と長寿命設計を組み合わせることにした。燃焼試験間に、ターボポンプ軸受の転走面や軸シールの余寿命の確認を実施した。また、エンジンを試験設備に取り付けたままで軸シールの交換を行い、数時間で復旧できることを実証した。燃焼室については、冷却に使う液体水素の流量を増やし、内壁温度を下げる設計とした。燃焼試験では再着火機能を利用し、1回の試験中に短秒時の燃焼を繰り返すことで燃焼室に負荷を与えた。これにより、142回の作動に耐えることを実証した(図4)。

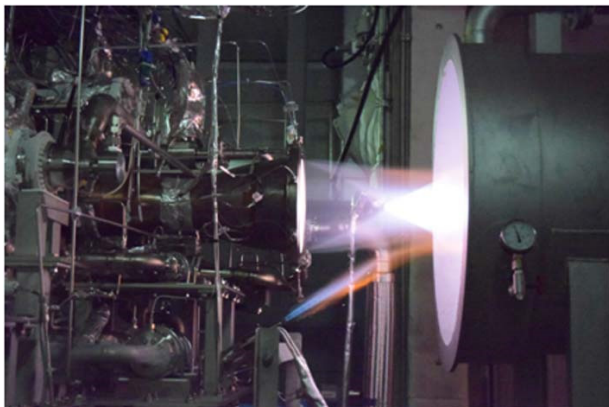


図4 再使用観測ロケットエンジン技術実証試験

3.2 極低温推進薬マネジメント

極低温推進薬を使用する液体ロケットエンジンではエンジン着火前に予め低温の推進薬が流れる配管等を冷やしておく予冷が必要となる。従来の使い切りロケットでは、エンジン再着火前の予冷に使用した推進薬は機体の外部に放出する予冷方式を採用していた。これに対し、再使用観測ロケットでは、地上及びフライト中のエンジン着火前に予冷した推進薬を、再びタンクに戻す、リサーキュレーション予冷システムを、LH2/LOXともに採用することを検討中である。このリサーキュレーションにより放出して無効となる推進薬を削減することや予冷で発生したガスが機体外部で燃焼することを防止し機体を安全に飛行させることが可能となる。一方で、リサーキュレーション予冷システムは予冷した推進薬をタンクに戻すための配管(フィードライン)やポンプが必要となるため質量増となるが、従来の予冷した推進薬を外部に放出する方式で発生する無効推進薬に対し質量メリットがあることを実証するために LH2 予冷システムによる技術実証試験を実施した。図5にリサーキュレーション予冷システム試験装置を示す。



図5 リサーキュレーション予冷システム試験装置

再使用観測ロケットは4基のエンジンを搭載するため4系統のフィードラインを持つが、今回採用したリサーキュレーションシステムではシステム質量を低減させるためリサーキュレーションポンプは1基で行う仕様とした。試験は地上でのエンジン予冷模擬と着陸前滑空時のエンジン予冷模

擬の2ケースを実施し、質量軽減の観点でリサーキュレーションシステム搭載に効果があることを確認した。また実機設計に向けシステムの成立に必要なポンプ性能把握や、運用上の課題を抽出することができた。

3.3 繰り返し使用可能な断熱材の開発

再使用型ロケットの極低温推進薬タンク断熱方式には軽量性に加えターンアラウンド時間短縮と再整備運用コスト低減の観点から繰り返し使用しても劣化しない性能が求められる。低温用の断熱方式としては、真空二重断熱と断熱材施工の2方式が一般的であるが、輸送能力が必要となる宇宙機では軽量性を有する断熱材施工方式が採用されており、特に発泡断熱材が使い切りロケットの極低温推進薬タンク断熱材として数多く使われてきた。

一方、再使用観測ロケットでは使い切りロケットに比べ繰り返し使用可数が多く、これらに対するひび割れ等の欠陥発生、断熱性能劣化への影響評価が必要となる。再使用観測ロケットではH2A/H2B ロケットにも使用している発泡断熱材:PIF(ポリイソシアヌレートフォーム)を選定し、サブスケールタンクによる断熱性能確認試験を実施した。試験ではタンクへのLH2 充填/加圧/排液を繰り返し、蒸発率の増加及び断熱材損傷部に拡大傾向がないことを確認し、PIFに多数回使用に対する耐久性があることを確認した。

また、再使用運用に向けた点検作業効率化のため断熱材の非破壊検査手法(NDI)についても評価を行い、光学的方法のシェアログラフィ法による検査が適切な欠陥検出能力を有していることを確認した。

3.4 着陸脚

再使用観測ロケットの着陸脚は着陸時の衝撃吸収性、転倒防止、空力特性への影響、エンジンルーム(排気炎)による加熱への耐性等とともに、帰還時に実施する空力転回に必要な機体重心位置要求を成立させるための脚質量軽量化が求められる。転回方式や進展方式などいくつかの脚方式をトレードオフした結果、再使用観測ロケットでは最終的に4本の固定式クラッシュャブル脚を採用した。脚はノミナル降下速度1m/s で着陸した時に変形して衝撃を吸収するノミナルクラッシュ部とアボート降下速度3m/s での着陸時に衝撃吸収するアボートクラッシュ部の2段で構成される仕様とした。

この着陸脚設計の実証として脚単体での落下試験による衝撃吸収性能確認に加え、図6に示す4本脚で構成される脚システムとしての落下試験により、誘導制御系とのI/Fとなる着陸条件(落下角度、降下速度)でも機体が転倒しないこと及び必要となる衝撃吸収性能を有していることを確認した。

さらに、着陸転倒解析における初期座屈荷重、破壊モードが試験結果と概ね一致することを確認し、実機の着陸脚設計に向けて有用な解析手法/基本特性データを取得することができた。



図6 着陸脚システムによる衝撃吸収性能確認試験

3.5 ヘルスマネジメントシステム

再使用観測ロケットにとってヘルスマニタ技術は地上での点検作業効率化や機体内で発生した異常事象を検知し、機体喪失を防ぐために重要な技術である。特にエンジンからの水素漏洩を検知する技術は機体の爆発を防ぐために非常に重要な技術である。

一般的な水素センサは通常大気中の水素ガスを検出する目的であるが、再使用観測ロケットでは高高度の無酸素環境下でもエンジンから漏洩した水素ガスを検知する必要がある。そこで当社では水素吸蔵に伴う光学特性変化を利用した方式の水素濃度センサを搭載センサ候補として採用した。次に真空中での水素拡散挙動を把握するため、**図7**に示す密閉した遮蔽空間内での水素拡散状況確認試験とCFD解析との比較を行いCFD手法の妥当性を検証した。

最終的に**図7**に示す実機モックアップで水素漏洩検知のデモンストレーションを実施しコンセプトの妥当性を検証した。水素センサ配置はエンジン等いくつかからの水素漏洩パターンを想定し事前のCFD解析により決定した。試験は水素漏洩したエンジンを誤検知なく特定できることを目的とし、設定した水素漏洩ケースに対し、想定通りの順序で水素センサが反応するかを評価した。試験の結果、エンジン間に仕切りを設けない場合は一部のケースで漏洩エンジンを誤検知するケースがあり、エンジン部の仕切りが必要なことを確認した。今後は選定した水素センサの感度調整や水素センサ配置位置確定に向け実機での水素拡散試験等が必要になる。

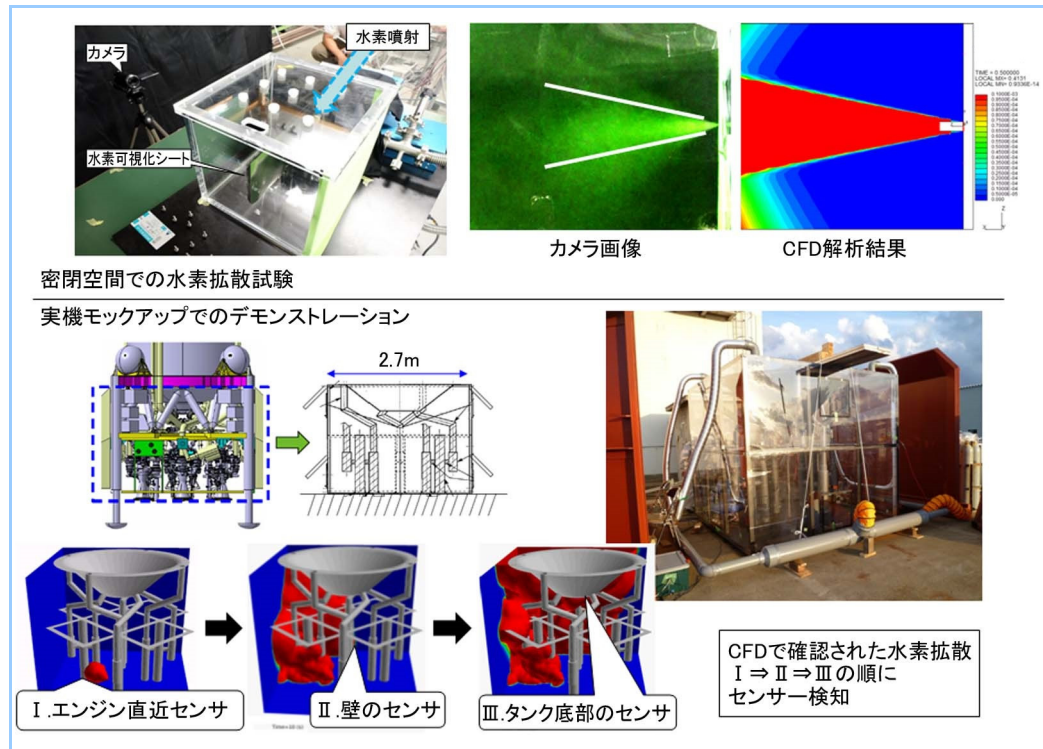


図7 水素拡散試験

4. 着陸誘導制御技術の飛行実証

再使用観測ロケットにおいてエンジン1基が故障した時のアボート飛行への移行時は、エンジン故障時点から残りエンジンのスロットルアップまでの時間遅れにより機体姿勢が不安定となり、姿勢制御が困難になる可能性がある。特に着陸直前の等速降下フェーズでのエンジン故障は機体姿勢を短時間に回復する必要があり時間制約が最もクリティカルな状況となる。そこで当社ではエンジン故障時の機体姿勢変動に対し非線形最適制御を適用して制御することを試みた。さらにこの誘導制御則の有効性を実証するため小型実験機(OEEX)を開発し、飛行試験により誘導制御則を実証した⁽²⁾。本項ではこの誘導制御則と飛行実験結果について紹介する。なお、OEEXは“One Engine inoperative EXperimental vehicle”の略称であり、小型実験機の開発・設計が行われた当社名古屋航空宇宙システム製作所大江工場にちなみ“オーエックス”と呼ぶ。

4.1 小型実験機 OEEX

小型実験機 OEEX の概要を図8に示す。機体は全幅約1m, 全高約 1.5m, 質量約 60kg である。着陸用に脚を4本搭載し, 脚先端には交換可能な衝撃吸収機構を取り付けている。機体は機体構造と搭載ソフトウェアを除き, 民生品を利用している。エンジンは模型飛行機用のジェットエンジン4基を搭載し, 1基あたりの最大推力は約 300N である。また, 各エンジンに対して2つのアクチュエータを取り付け, 2軸方向のジンバル舵角の制御が可能である。このエンジン搭載コンフィギュレーションは再使用観測ロケットにおける1エンジン故障を模擬するために採用した。ただし, 飛行試験実施前の機能試験中にエンジン1基を故障により損傷したため, 飛行試験はエンジン2機で軽量化を行った質量 40kg のコンフィギュレーションで実施した。

航法誘導制御機器には慣性制御装置(IMU), GPS 受信機, 高度計を搭載し, それぞれのセンサーデータから搭載計算機上ソフトウェア(OBS)の航法計算により機体の高度, 水平位置, 機体姿勢を算出する。また, 機体の起動及び緊急停止制御信号は無線信号として受信する仕様とし非常用と合わせ2系統準備した。

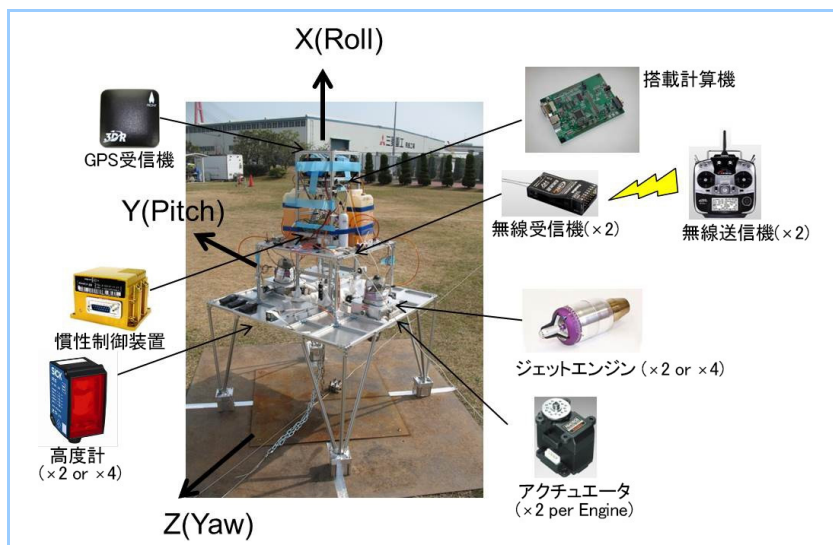


図8 小型実験機 OEEX 概要(エンジン2基仕様)

4.2 誘導制御ロジック

小型実験機 OEEX に搭載し実証する誘導制御アルゴリズムの概要について説明する。なお, 本説明で使用する OEEX の座標系は図8中に示す通りである。

OEEX は特定位置に着陸させるために高度(X), 水平位置(Y,Z), 機体姿勢(Roll, Pitch, Yaw)の3パラメータを制御する必要がある。

まず, 高度(X)制御は高度目標値に対するPIDフィードバックによる制御^(注)を適用した。OEEX は自身の機体高度を計測し, 搭載計算機が持つ高度目標値との比較により, エンジンに対し推力目標値に相当するエンジンタービン回転数のスロットルダウン(またはアップ)信号を送信する。

(注) P:Proportional(比例), I:Integral(積分), D:Differential(微分)の3つの組み合わせによる制御

水平方向には機体姿勢を傾けて移動する。したがって, 水平位置(Y,Z)制御は機体を移動させるための機体の目標姿勢角を計算する。

機体姿勢(Roll, Pitch, Yaw)制御では目標姿勢に対する機体姿勢の誤差からエンジンの目標ジンバル舵角を計算する。ここでジンバル舵角にはハードウェアとしての応答制約があり, 1エンジン故障発生等により機体姿勢が大きく傾いた場合, その応答制約により機体姿勢を制御できず不安定化する可能性がある。当社ではこの問題に対し, 南山大学 坂本教授との共同研究により同教授が開発した“安定多様体法による非線形制御^{(3), (4)}”を適用し, 機体姿勢, 姿勢角速度, 舵角をフィードバックする制御則を構築した。

OEEX の誘導制御系ブロック図概要を図9に示す。

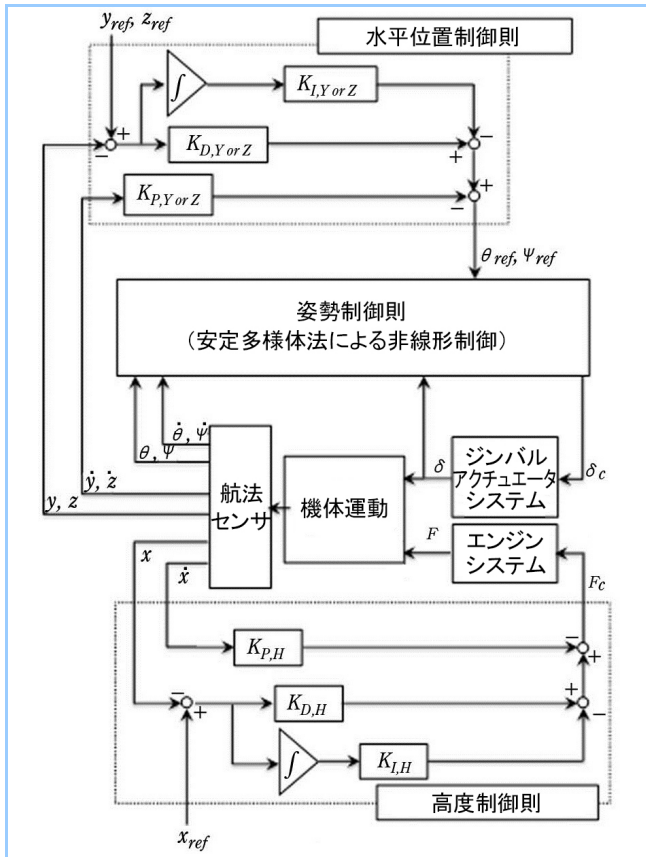


図9 OEXX 誘導制御系ブロック概要

4.3 機能試験

OEXX は 2013 年度の開発着手後、機能・性能を検証するための各種機能試験を段階的に実施し、2015 年度に飛行試験を実施した。飛行試験前の機能試験で得られた機体特性は機体仕様や搭載ソフトウェアにも反映された。特にジェットエンジンの推力はエンジンタービンの回転数により制御するが、回転数に対するエンジン推力はそれぞれのエンジンの個体差だけでなく、当日の温度等の気象環境でも大きく変化するため、試験実施時期に合わせて複数回推力データのバラつきやエンジンのスロットルアップ/ダウン時の動特性データ等を取得し、搭載ソフトウェアに反映した。

飛行試験前の非線形最適制御則の有効性に関しては姿勢制御系確認試験にて確認した。本試験ではまず地面に拘束したポールの先端にポールジョイントを取り付け、それを機体重心付近で拘束し、回転運動のみ自由度を与えた状態とした。この時ポール上に取り付けられた機体姿勢は不安定な状態となっているが、その状態から4基のエンジンが発生する推力とジンバル舵角制御のみで機体姿勢を安定に保つことができることを確認した。

なお、本試験中にエンジン4基のうちの1基を故障で損傷し、エンジン配置をY軸上に2基のみのコンフィギュレーションに変更した。そのため、当初予定していた1エンジン故障発生時のアボート飛行模擬実施は困難となったが、非線形最適制御則の有効性を示すため、線形制御則と非線形最適制御則の比較試験を実施した。試験ではピッチ姿勢角が傾くようにジンバル舵角コマンドを発行しておき、途中で機体姿勢が水平に戻るように目標姿勢角を切り替え、機体姿勢挙動及びジンバル舵角の挙動を比較した。図10に示す通り線形制御を適用した場合、舵角コマンド切り替えの後、機体姿勢角度は、目標姿勢角から外れジンバル舵角も発散している。一方、非線形制御則適用時は目標姿勢角変更に従って機体姿勢が変化し、ジンバル舵角も作動制約範囲内で制御できていることが同図より分かる。本結果より、今回採用した非線形最適制御則が1エンジン故障時等に発生するような大きな姿勢角誤差に対し、素早く姿勢を回復させるために有効な手段であることが示すことができた。

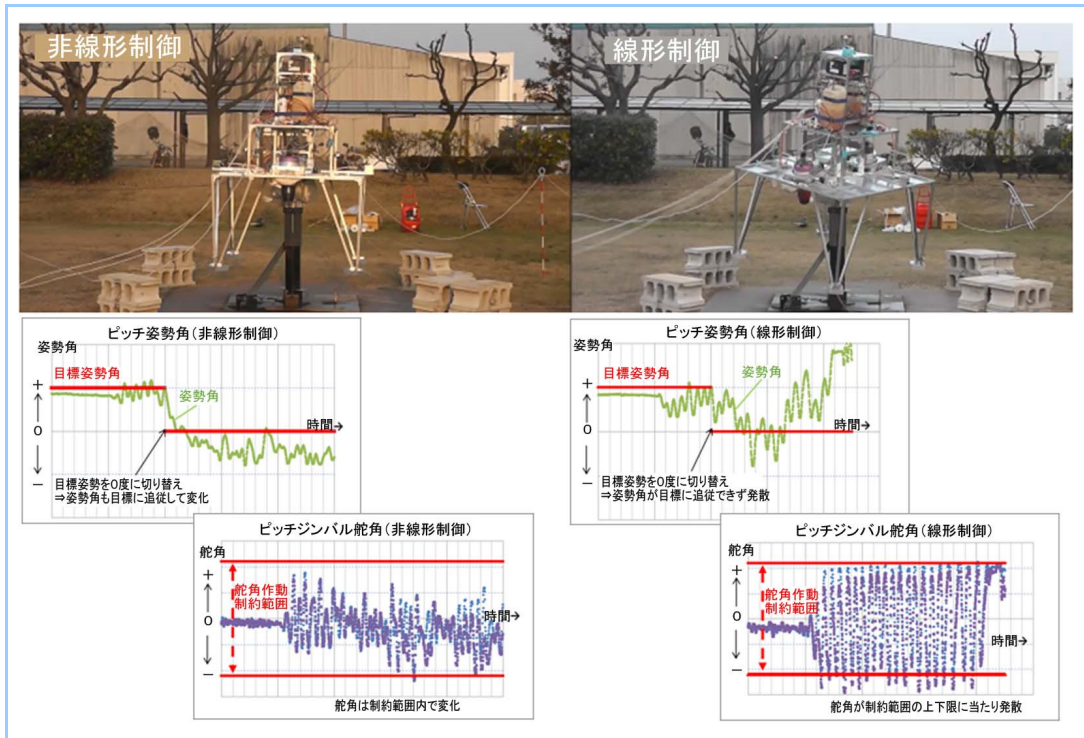


図 10 OEE X 姿勢制御系確認試験

4.4 飛行試験

先にも述べたとおり今回使用したジェットエンジンの推力は気象条件等によるバラつきが大きく当日の気象条件に合わせて精度高く推力を事前に予測することは困難であり、飛行試験はリフトオフ直後に発生する目標位置に対する高度方向誤差やエンジン間の推力アンバランスで発生する水平方向位置誤差に対し、事前に設定した飛行プロファイルに沿うように飛行させ最終的にリフトオフ地点に着陸できるように機体位置を誘導制御するシナリオで実施した。

誘導制御機能のうち高度制御機能は、リフトオフから着陸までの間事前に設定した高度プロファイルに従うようにエンジンのスロットルレベルを制御しながら機体高度を調整し飛行させることにより確認できた。水平位置制御機能は設定した飛行時間の制約等により最終的に着陸地点まで移動させることはできなかったが、発生した水平方向位置誤差に対し、機体位置を着陸地点に向け飛行させることにより確認した。また非線形最適制御による姿勢制御機能は高度制御機能によるエンジン推力変化や水平位置制御機能による目標姿勢角に追従し、リフトオフから着陸までの機体を飛行させることで機能の有効性を実証することができた。飛行試験の様子を図 11 に示す。

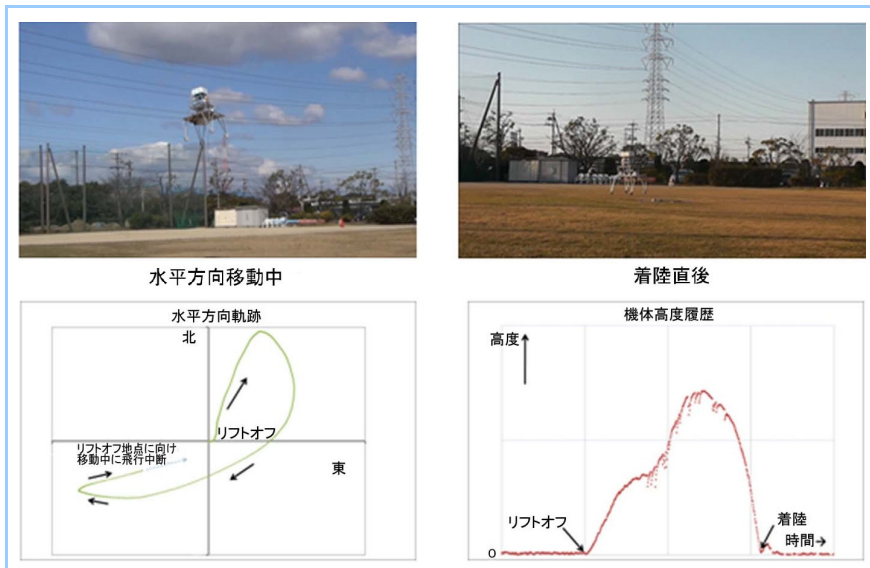


図 11 OEE X 飛行試験

5. 再使用ロケット実験機 RV-X の開発

前章までに示す通り、これまでに再使用観測ロケット実現の目途付けに必要な要素技術の実証を行ってきた。次フェーズの取り組みとして当社と JAXA は再使用技術の早期実証を目指した再使用ロケット実験機 RV-X 開発の実施について合意し、共同研究として 2016 年度から開発を開始した。機体は単段式ロケットとして再使用観測ロケット技術実証プログラムで開発した地上燃焼試験用の技術実証エンジン1基を飛行用に改修し、打上げ後数 km まで上昇した後、帰還・着陸し、再整備、再打上げされる計画である。

この RV-X 共同研究で当社は前述の技術実証エンジンの飛行用改修(図 12)、及び OEEX で開発した着陸誘導制御技術の飛行実証経験を活かし、誘導制御計算機と着陸誘導制御ロジックを含む搭載ソフトウェアの開発を担当する。

RV-X は 2018 年度に初飛行を予定しており、当社は RV-X で予定される飛行試験及び再使用に向けた再整備作業等を通じ、帰還・着陸時の飛行運用やエンジンを含む機体の再整備性を評価する等、再使用型ロケット運用上の課題を定量的に評価することを目指している。また、RV-X で得られた課題の対策は、RV-X に続き開発を検討中である大型基幹ロケットの再使用化に反映し、これにより軌道上への宇宙輸送コスト低減の実現を目指している。



図 12 技術実証エンジン飛行用改修状況

6. まとめ

当社は JAXA の下で実施した再使用観測ロケット技術実証プログラムにより、再使用ロケットのシステム成立性に関わる技術課題に対する実証試験を行い、実現性を確認した。また1エンジン故障時の機体が大きく揺れる事象に対応した誘導制御技術を開発し、机上シミュレーションだけでなく小型実験機 OEEX により誘導制御技術を飛行実証した。今後は JAXA との共同研究により RV-X を開発し、再使用型ロケット技術をシステム実証する計画である。再使用型ロケット技術は米国企業を中心に既に運用段階へ移行しつつあるが、再使用観測ロケット技術実証や OEEX にて実証した故障発生時でも安全に帰還できるシステムは信頼性を高める目的として他にはない特徴である。当社としても再使用ロケット実験機 RV-X 共同研究を通して再使用型ロケットのシステム技術を獲得し、より早期に打上げ輸送サービス事業のお客様へ再使用型ロケットによる低コストで信頼性の高い輸送サービスを提供できるよう、技術開発を進めていく所存である。

参考文献

- (1) 川戸ほか, 再使用型ロケット開発に向けた取り組み状況について, 三菱重工技報 Vol.51 No.4 (2014)
- (2) Mochizuki, K. et al., A road map toward Japan's future reusable space transportation system, 67th International Astronautical Congress, IAC-16-D2.4.4 (2016)
- (3) Noboru Sakamoto, Arjan J. van der Schaft, et.al., Analytical approximation methods for the stabilizing solution of the Hamilton-Jacobi equation, IEEE Trans. Automatic Control, 53, 10, 2008, pp.2335-2350.
- (4) Noboru Sakamoto, Case studies on the application of the Stable Manifold Approach for Nonlinear Optimal Control Design, Automatica, 49, 2, 2013, pp.568-576.