慶應義塾大学学術情報リポジトリ
Keio Associated Repository of Academic resouces

| | |
|---|---|
| Title | 宇宙往還機の水平離着陸支援プラットフォーム : 海上利用システムの妥当性と実現性実証実験 |
| Sub Title | Prototyping of horizontal takeoff and landing support platform for sub-orbital space vehicle : Justification and feasibility of a marine system as a space port |
| Author | 田中, 眞人(Tanaka, Masato)<br>春山, 真一郎(Haruyama, Shinichiro) |
| Publisher | 慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科 |
| Publication year | 2011 |
| Jtitle | |
| JaLC DOI | |
| Abstract | 先ごろ、宇宙への旅を銘打った宇宙ビジネスがにわかに活気づいている。今まで有人宇宙飛行は特別に選抜された軍人・研究者・技術者・医者等の出身である宇宙飛行士だけのものであった。21世紀に入り国際宇宙ステーション時代に入ると、高額の経費を支払えばロシアのソユーズを利用することが可能となり、民間人でも宇宙へ行けるような新時代となった。しかしその経費を支払えるのは限られたごく一部の富裕層に限定されていた。このような状況を一変させたのが、X-Prizeという懸賞とそれを勝ち取った民間プロジェクトである。2004年6月21日、アメリカの民間企業、Scaled Composites社が開発した宇宙船『Space Ship One』が民間として初めて高度100kmで定義される宇宙空間に到達した。この成功によりこれまで手の届かなかった宇宙旅行というかつての夢が、民間主導のサブオービタル宇宙観光という形でより身近になってきた。<br>準軌道（サブオービタル）宇宙旅行は、地上から弾丸が弧を描いて飛ぶように地上100kmの宇宙に到達し地上に帰ってくるもので、宙滞在時間(無重力時間)は数分から十数分と短い。しかしサブオービタル軌道をターゲットとしたことで地球表面の丸さと宇宙の暗黒の様子を一度に見ることができる。また特別な訓練もなく、従来の宇宙飛行に比べて1%以下の金額で宇宙を体験できる。2009年12月には、アメリカで一般人にも手が届く20万ドル(約1600万円)での宇宙旅行用機体が公開された。現在、アメリカを中心として海外では多くの宇宙旅行の実用化が検討されている。このようなサブオービタル有人宇宙旅行がいくつかのベンチャー企業により推進され、民間主導の宇宙開発活動を刺激している。これにより地球周回低軌道を中心とした宇宙活動が今後ますます活発化し商用化が進むと予想され、これらの地球周回低軌道と地球を結ぶ宇宙輸送技術、宇宙輸送需要は今後より重要性を増すものと考えられる。<br>宇宙輸送システムに関してはこれまで国家主導のオービタル宇宙輸送システムの研究開発に加え、民間主導のサブオービタル宇宙輸送システムの研究開発が盛んに行われているが、日本においては民間主導の本格的なプロジェクトがスタートする気配がない。これまでも宇宙開発事業団（現在のJAXA）が主体の水平着陸試験が行われ, 再使用型宇宙輸送システム実現へ向けた要素技術取得試験が行われてきた。しかし日本国内において飛行試験が可能な場所が限られているため, このような飛行試験はほとんど海外で行われており, 試験自体が大規模なプロジェクトになっている。本論文ではこのような背景を踏まえ、海上を利用した宇宙往還機のビジネスモデルが宇宙ビジネスとして成立可能かについて検討する。海上での試験機を用いた実証実験を行うことにより、宇宙往還機における機体システムとシステム概念検討結果が経済的・技術的にビジネスモデルとして成立するかについて検証していく。 |
| Notes | 修士学位論文. 2011年度システムエンジニアリング学 第54号 |
| Genre | Thesis or Dissertation |
| URL | https://koara.lib.keio.ac.jp/xoonips/modules/xoonips/detail.php?koara_id=KO40002001-00002011-0016 |

慶應義塾大学学術情報リポジトリ(KOARA)に掲載されているコンテンツの著作権は、それぞれの著作者、学会または出版社/発行者に帰属し、その権利は著作権法によって保護されています。引用にあたっては、著作権法を遵守してご利用ください。

The copyrights of content available on the KeiO Associated Repository of Academic resources (KOARA) belong to the respective authors, academic societies, or publishers/issuers, and these rights are protected by the Japanese Copyright Act. When quoting the content, please follow the Japanese copyright act.

修士論文　　2011 年度

# 宇宙往還機の水平離着陸支援プラットフォーム
# ―海上利用システムの妥当性と実現性実証試験―

田中眞人
（学籍番号：80933399）

指導教員　教授　春山　真一郎

2012 年 3 月

慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科
システムデザイン・マネジメント専攻

Master's Dissertation 2011

# Prototyping of horizontal takeoff and landing support platform for sub-orbital space vehicle -Justification and feasibility of a marine system as a space port-

Masato Tanaka
（Student ID Number：80933399）

Supervisor Professor Shinichiro Haruyama

March 2010

Graduate School of System Design and Management,
Keio University
Major in System Design and Management

# 論　　文　　要　　旨

| 学籍番号 | 80933399 | 氏　名 | 田中眞人 |
|---|---|---|---|

論　文　題　目：

宇宙往還機の水平離着陸支援プラットフォーム

―海上利用システムの妥当性と実現性実証実験―


（内容の要旨）

先ごろ、宇宙への旅を銘打った宇宙ビジネスがにわかに活気づいている。
今まで有人宇宙飛行は特別に選抜された軍人・研究者・技術者・医者等の出身である宇宙飛行士だけのものであった。21 世紀に入り国際宇宙ステーション時代に入ると、高額の経費を支払えばロシアのソユーズを利用することが可能となり、民間人でも宇宙へ行けるような新時代となった。しかしその経費を支払えるのは限られたごく一部の富裕層に限定されていた。このような状況を一変させたのが、X-Prize という懸賞とそれを勝ち取った民間プロジェクトである。2004 年 6 月 21 日，アメリカの民間企業、Scaled Composites 社が開発した宇宙船『Space Ship One』が民間として初めて高度 100km で定義される宇宙空間に到達した．この成功によりこれまで手の届かなかった宇宙旅行というかつての夢が、民間主導のサブオービタル宇宙観光という形でより身近になってきた。
準軌道（サブオービタル）宇宙旅行は、地上から弾丸が弧を描いて飛ぶように地上 100km の宇宙に到達し地上に帰ってくるもので、宇宙滞在時間(無重力時間)は数分から十数分と短い。しかしサブオービタル軌道をターゲットとしたことで地球表面の丸さと宇宙の暗黒の様子を一度に見ることができる。また特別な訓練もなく、従来の宇宙飛行に比べて 1%以下の金額で宇宙を体験できる。2009 年 12 月には、アメリカで一般人にも手が届く 20 万ドル(約 1600 万円)での宇宙旅行用機体が公開された。現在、アメリカを中心として海外では多くの宇宙旅行の実用化が検討されている。このようなサブオービタル有人宇宙旅行がいくつかのベンチャー企業により推進され、民間主導の宇宙開発活動を刺激している。これにより地球周回低軌道を中心とした宇宙活動が今後ますます活発化し商用化が進むと予想され，これらの地球周回低軌道と地球を結ぶ宇宙輸送技術、宇宙輸送需要は今後より重要性を増すものと考えられる。
宇宙輸送システムに関してはこれまでの国家主導のオービタル宇宙輸送システムの研究開発に加え、民間主導のサブオービタル宇宙輸送システムの研究開発が盛んに行われているが、日本においては民間主導の本格的なプロジェクトがスタートする気配がない。これまでも宇宙開発事業団（現在の JAXA）が主体の水平着陸試験が行われ，再使用型宇宙輸送システム実現へ向けた要素技術取得試験が行われてきた。しかし日本国内において飛行試験が可能な場所が限られているため，このような飛行試験はほとんど海外で行われており，試験自体が大規模なプロジェクトになっている。本論文ではこのような背景を踏まえ、海上を利用した宇宙往還機のビジネスモデルが宇宙ビジネスとして成立可能かについて検討する。海上での試験機を用いた実証実験を行うことにより、宇宙往還機における機体システムとシステム概念検討結果が経済的・技術的にビジネスモデルとして成立するかについて検証していく。



キーワード（5 語）

宇宙輸送システム　軌道に乗らない飛行　概念実証(POC)　手づくり教育
水平に離着陸スペースプレーン(HTHL スペースプレーン)

# SUMMARY OF MASTER'S DISSERTATION

| Student Identification Number | 80933399 | Name | Masato Tanaka |
|---|---|---|---|

Title

Prototyping of horizontal takeoff and landing support platform for sub-orbital space vehicle
-Justification and feasibility of a marine system as a space port-


Abstract

The space business of the 21st century has entered into a new era when the full operation of the International Space Station started. If one can pay a very high cost for the flight ticket, then even usual people could visit the ISS by using Soyuz of Russia. Although the space flight is open to a civilian or ordinary people not just for selected astronauts. it is still limited to extremely wealthy people. In order to overcome such a situation, innovative projects have been initialized by many private sectors, and above all, the project called X-Prize should be noted. American private enterprise won this prize in 2004 by designing and manufacturing a spacecraft named "Space Ship One" without any governmental support. This success has turned dream of the space trip to reality as a form of suborbital space trip to arrive at 100-km above ground. Such a suborbital manned space trip was promoted mostly by venture businesses of the United States, but there is no sign that a private-sector-led full-scale project starts in Japan. Only component or sub-system tests for the automatic landing of space plane models were done by National Space Development Agency (presently, JAXA) without any follow-on projects at all.

This research work intends to find breakthrough of such situation of Japan where geophysical and legal constraints are stringent, and to execute highly challenging experiments by prototyping Proof-Of-Concept (POC) models of sub-orbital vehicle to realize space travel affordable to ordinal people. The goal of the POC challenge is to verify the technical feasibility of horizontal take-off and landing support platform on the sea surface. This research work also focuses on the hands-on practice on design, construction and operation of the support platform to be used on a high-speed boat, and will conduct investigation on the dynamics and control of the POC system. Step-by-step tests have been carried out in an arena of Keio University Hiyoshi Campus and Shin-Kawasaki Incubation Center (KBIC), and some results of the test flight at the Aburatsubo Bay have successfully demonstrated feasibility of this concept. Results and lessons learned from the experiments will be described together with the simulation results for the dynamics.



Key Word(5 words) Space Transportation System Sub-orbital Flight Proof-Of-Concept (POC) Hands-on Education Horizontally Take-off and Landing Space Plane (HTHL Space Plane)

目次

**第１章　序論**

1.1 研究背景

1.2 研究目標と研究プロセス

**第２章　宇宙往還機の離発着システムのモデル化**

2.1　本実験システムの全体構成

2.2　宇宙往還機のダイナミクス

2.3　高速船の特性

**第３章　プラットフォームのダイナミクスおよび設計・試作**

3.1　プラットフォームの構成と座標系

3.2　プラットフォームのキネマティクス

3.3　プラットフォームのダイナミックモデリング（Kane の方法）[10)]

3.4　LQR によるプラットフォームの姿勢制御則とシミュレーション [15),16),17),18),19)]

3.5　プラットフォームの試作

**第４章　水平離発着システムの海上実験**

4.1 実験コンフィギュレーション

4.1.1 はじめに

4.1.2　プラットフォーム・パラメータとそれらの決定方法

4.1.3　海上試験準備

4.1.4　人員と配置

4.2　海上試験の実施

4.3　宇宙往還機の実証実験のまとめと将来実験計画

**第５章　宇宙往還機の将来開発計画と実証実験の位置づけ**

5.1　コンテクスト分析

5.2　デュアルVモデルによる概念検証段階の位置づけ

図番号とキャプション


| 図番号 | キャプション | |
|---|---|---|
| 1.1 | 宇宙飛行の多様化 | |
| 1.2 | 民間による初の宇宙飛行に成功した Space Ship One と開発関係者 | |
| 1.3 | JAXA(旧 NASDA)で実施された着陸実験 | |
| 1.4 | 小型ラジコンボートと機体を用いた高速船からの離陸テスト | |
| 2.1 | サブオービタルフライトの全システム構成 | |
| 2.2 | 速度と経路角 | |
| 2.3 | YAMAHA ボート | |
| 3.1 | フラットフォームの角度の定義 | |
| 3.2 | 剛体 2 リンクモデルの平面運動 | |
| 3.3 | プラットフォーム制御系のブロック図 | |
| 3.4 | LQR によるプラットフォーム制御則の Simulink プログラム | |
| 3.5 | プラットフォームダイナミクスプログラム例（Simulink）プログラム | |
| 3.6 | 対気速度　=　30[m/s] | |
| 3.7 | 対気速度　=　10[m/s] | |
| 3.8 | 関節角制御によるプラットフォームの制御方式 | |
| 3.9 | 制御翼によるプラットフォーム制御方式 | |
| 3.10 | プラットフォームの構造 | |
| 3.11-1 | プラットフォームの上下と傾きの可動機構 | |
| 3.11-2 | エレベータ翼の採用による機構の簡略化の試み | |
| 3.12-1 | プラットフォームの高速艇取り付けた構想図 | |
| 3.12-2 | プラットフォーム外観 | |
| 3.13-1 | HSB/POC-X の助走 | |
| 3.13-2 | プラットフォームの上昇と POC-X の離陸準備 | |
| 3.13-3 | POC-X の発進 | |
| 3.13-4 | プラットフォーム下降開始 | |
| 3.13-5 | プラットフォームの下降完了 | |
| 3.13-6 | サブオービタル飛行 | |
| 3.13-7 | POC-X と HSB とのランデブ | |
| 3.13-8 | POC-X と HSB のドッキング | |

| | | |
|---|---|---|
| 3.13-9 | ドッキングと固定 | |
| 3.13-10 | プラットフォームの下降と収納 | |
| 4.1 | 概念実証機 POC-1 | |
| 4.2 | 概念実証機 POC-2 | |
| 4.3 | 概念実証機 POC-3 | |
| 4.4 | 高速船と滑走版 Model-1 および POC-3 の装着 | |
| 4.5 | 海上試験における人員配置と役割分担 | |
| 4.6 | 実験隊メンバーと準備完了状態 | |
| 4.7 | 滑走板の迎え角決定のための予備実験 | |
| 4.8 | 滑走版とテルテール | |
| 4.9 | 高速ボートへの POC-3 取り付け | |
| 4.10 | POC-3 離船の瞬間 | |
| 4.11 | POC-3 離船後海上飛行状態 | |
| 4.12 | 高速船に固定したプラットフォーム | |
| 4.13 | 滑走板迎え角調整ロープを安全ネット | |
| 5.1 | 宇宙往還機のコンテクスト・ダイアグラム | |
| 5.2 | 概念実証機のコンテクスト・ダイアグラム | |
| 5.3 | 宇宙往還機開発のデュアル V モデルと POC-X の位置づけ | |

| 表番号とキャプション | | |
|---|---|---|
| 表番号 | キャプション | ページ |
| | 表 3.1　可動部分の慣性モーメントおよび重量 | |
| | 表 3.2　プラットフォーム制御方式の比較 | |
| | 表 4. 1　概念検証機 3 種の主要な仕様 | |

# 第１章　序論

## 1.1　研究背景

有人宇宙飛行は、特別に選抜された軍人、研究者、技術者、医者などの出身である宇宙飛行士だけのものであった。21 世紀に入り国際宇宙ステーション時代を迎えると[1)]、高額の経費を支払えば、民間人でもロシアのソユーズを利用することが可能となり、宇宙へ行けるような新時代となった。しかし、その経費を支払えるのは、限られた極めて一部の富裕層に限定されていた。このような状況を一変させたのが、X-Prize という懸賞とそれを勝ち取った民間プロジェクトである。2004 年 6 月 21 日，アメリカの民間企業である Scaled Composites 社が開発した宇宙船『Space Ship One』が，民間として初めて高度 100km で定義される宇宙空間に到達した。この成功により，これまで手の届かなかった宇宙旅行というかつての夢が、民間主導のサブオービタル宇宙観光という形でより身近になってきた。現在、アメリカを中心として海外では多くの宇宙旅行の実用化が検討されている。ターゲット軌道は、準軌道（サブオービタル）宇宙旅行と呼ばれ、地上から弧を描いて地上 100km の宇宙空間に到達し、地上に帰還するもので、宇宙滞在時間(無重力時間)を数分から十数分経験できる。無重力滞在時間は短いが、従来の宇宙飛行に比べて 1%以下の経費で宇宙を体験でき、特別な訓練も必要なく、窓から見える風景は、黒い空と青い地球である。このようなサブオービタル有人宇宙旅行が、いくつかのベンチャー企業により推進され、民間主導の宇宙開発活動を刺激している[2)]。これにより地球周回低軌道を中心とした宇宙活動が今後ますます活発化し，商用化が進むと予想され，これらの地球周回低軌道と地球を結ぶ宇宙輸送技術，さらに，宇宙輸送需要は今後より重要性を増すものと考えられる。

さらにこれらの活動を支える将来型宇宙往還システムは

（１）ユーザーの要請に応えるミッション柔軟性の実現

（２）輸送コストの低減

（３）自在性のある輸送手段の提供

などの要求事項を満たす必要がある。このため、完全再使用型単段方式のスペースプレーン[3)]から、高速エクラノプランを利用する水平離着陸方式[4)]まで、様々なコンセプトが検討されている。

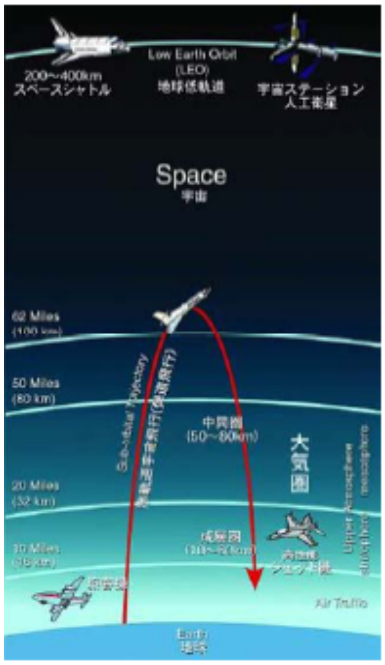



図 1.1　宇宙飛行の多様化[2)]

図 1.2　民間による初の宇宙飛行に成功した Space Ship One と開発関係者[2)]

このように宇宙輸送システムに関しては，これまでの国家主導のオービタル宇宙輸送システムの研究開発に加え，民間主導のサブオービタル宇宙輸送システムの研究開発が盛んに行われている。しかしながら、日本においては民間主導の本格的なプロジェクトがスタートする気配がない。これまでも、宇宙開発事業団（現在の JAXA）が主体の水平着陸試験が行われ，再使用型宇宙輸送システム実現へ向けた要素技術取得試験が行われてきた [5), 6)]。しかし，日本国内において飛行試験が可能な場所が限られているため，このような飛行試験はすべて海外で行われており，試験自体が大規模なプロジェクトになっている(図 1.3 参照)。プロジェクトの性質上、大きな失敗が許されないため、将来型の革新的なシステムへの取り組みは実らず、現在ではそのような試みは陰を潜めている。
その一方で、広い離着陸場を地上で確保しがたい日本特有の制約の下で宇宙ビジネスが成立可能かについて検討も行われている。この制約を克服するために、海上を利用した宇宙往還機のビジネスモデルの検討も実施され、その概念検討の実証試験のための試験機を用いた実証試験計画も提案されている。ビジネスモデルの検討にあたっては、経済的、技術的に成立可能な宇宙往還機コンセプトが前提となり、オペレーション・コンセプトも含めてビジネスモデルの成立性について検証していく必要がある。

残念ながら、日本においては、このような総合的検討は宇宙開発機関においても、宇宙関連企業においても全くなされていないのが現状である。

図 1.3　JAXA(旧 NASDA)で実施された着陸実験

図 1.4　小型ラジコンボートと機体を用いた高速船からの離陸テスト

## 1.2　研究目標と研究プロセス

前節に述べたような状況を打開し、「日本国内で開発可能な有人宇宙輸送システムを実現するにはどのようなアプローチをとるべきか？」という命題に取り組むことが、本研究の大目標である。　そのための新たな手段として，日本が膨大な面積の海に囲まれた島国であることに着目し，「海上を航行する離着艦補助装置を用いた水上水平離着艦型宇宙往還システム」コンセプトによって地理的・法的制約を解決する提案がなされている[6)]。

従来までの研究では，提案するコンセプトを明確にし，ミッション要求を設定し，概念設計，基本設計，機体コンポーネントの設定および配置，機体規模・形状と上昇軌道の検討などを行っている。また，コンセプトデザインと並行して，コンセプトに基づいた実験装置を製作し，概念検証試験によりコンセプトの実現性を実験的に検討している。さらに，検証機体に搭載する飛行制御システムや高速に移動する離発着補助装置への着艦方式を提案し，風洞試験やシミュレーションによる検証を行っている[6), 7)]。提案コンセプトでは離着艦補助用高速艇に宇宙往還機を搭載し，離着艦補助装置を加速し、宇宙往還機は離陸速度に達した後，離着艦補助装置から切り離され，離陸・上昇し，目的高度まで到達する。地球への帰還時，宇宙往還機は徐々に高度を下げていき，高速で走行する離着艦補助装置と並走しながら着艦体勢へ移行し，最終的に補助装置の上に着艦する。本コンセプトは，水平離着陸型の宇宙輸送システムであり，翼を持つため，危機回避能力が高いという特徴を有している。また，離発着補助装置を用いる利点として下記の点が挙げられる。

(1) 海上を利用するため，長大な滑走路を持つ大規模な宇宙港を建設する必要がない。
(2) 大きな初速が得られるため，機体を小型化することが可能。
(3) 強固な離着陸用脚構造を省略することができ，機体構造質量の低減が図れる。
(4) 常に向い風を選ぶことができるため，安定した離陸・着陸が実現できる。
(5) 離着陸時の騒音問題が解決できる。

また，海上を利用するため日本国内での実験が容易に行え，かつ，各装置についても既存の技術を用いるため，早期実現が可能となり，日本独自の有人宇宙輸送に関するノウハウの蓄積が期待される。コンセプトの実現性検証のために，機体形状や上昇軌道の最適化など理論的な側面から概念設計は行っている。また，理論的な概念設計だけではなく，コンセプトデザインに基づいてデザインされた概念検証(Proof-Of-Concept)も試みられ、既に無人高速艇からの離陸のデモンストレーションは行われている[7),8)]。しかし、往還機と高速ボートの機能分担、両者の併走と協調の枠組み、さらに POC の高速船への着陸デモンストレーションは、現在まで時点で実施されていない。

本研究の目的は、未だ実証されていない着陸システムのフィージビリティを、POC と高速船との協調の観点からシステム的に検討し、両者のインターフェースをとる離着陸プラットフォームを設計・製作し、水上（海上）試験によって妥当性を確認することである。さらに、安全性とリスクに関するデータの取得も行う。

以上の目標設定を行った後、遠隔操作の電動式プロペラ機とプラットフォームを整備し、高速ボートに取り付けて、試験を実施した。試験場所は、海面状態が穏やかな油壺湾を利用した。この試験の結果から、離陸時の滑走面の迎え角、POC 離陸速度と高速ボートの関係、

協調動作（併走）時における POC パイロットと高測定操縦者との機能分担、着陸時における両者のワークロードなどに関する貴重なデータが得られた。また、安全対策と不具合発生時の直接の着水時のリスクに関する知見も得られた。

今後の課題として、可能な限りの自動化を目指すことが重要であることが判明したが、高速船への着艦をキー技術とする水上離発着システムが実現可能であることを実証したことが、本研究の最大の成果である。

# 第２章　宇宙往還機の離発着システムのモデル化

## 2.1　本実験システムの全体構成

実験システムは、図 2.1 に示すように、主に往還機、高速艇、プラットフォームから構成される。本章は、図 2.1 に示すサブオービタル飛行のダイナミクスに関するモデル化を行う。

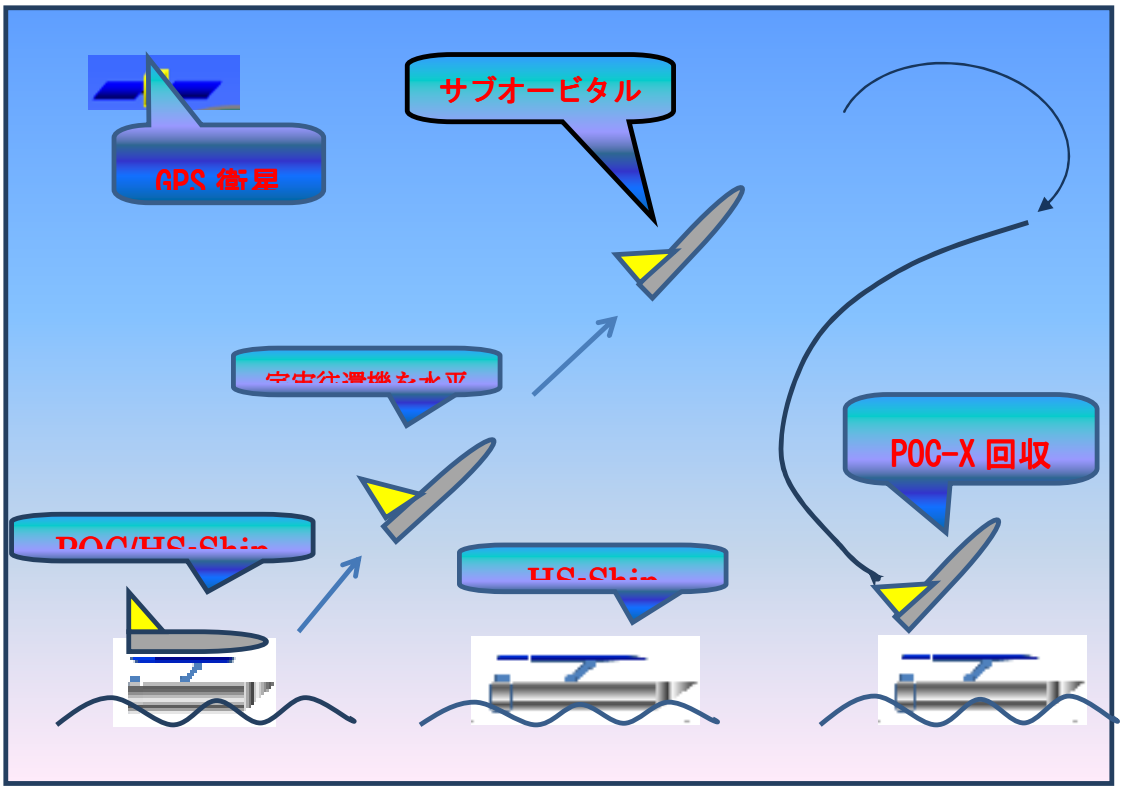



図 2.1　サブオービタルフライトの全システム構成

## 2.2　宇宙往還機のダイナミクス

本解析においては、以下の仮定を設けた。

（1）地球を第一次近似一球体として扱う。
　　このときの球体の半径は赤道半径（6378.142[km]）とし重力ポテンシャルは,

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{F}$$

　　とする。

（2）地球重力場は逆二乗則の成立する中心力である。

（3）宇宙往還機の飛翔時間は地球の公転の影響時間と比較すると非常に短時間であるため、公転の影響を無視する。

（4）地球の回転速度は一定であるものとし、地球大気も地球ともに回転しているものとする。

（5）原点を地球中心におく極座標系をとる。

## 2.2　宇宙往還機運動方程式

図 2.2 のように地球を中心とする極座までの距離標をとり，中心からロケットまた有翼飛翔体までの距離 **r**、ロケットの速度 **V**、加速度 **a** をこの極座標系で表示すると、以下の通りである。

$$\mathbf{r} = r\mathbf{i}_r \tag{2.1}$$

$$\mathbf{V} = V_r\mathbf{i}_r + V_\theta\mathbf{i}_\theta \tag{2.2}$$

$$\mathbf{a} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} \tag{2.3}$$

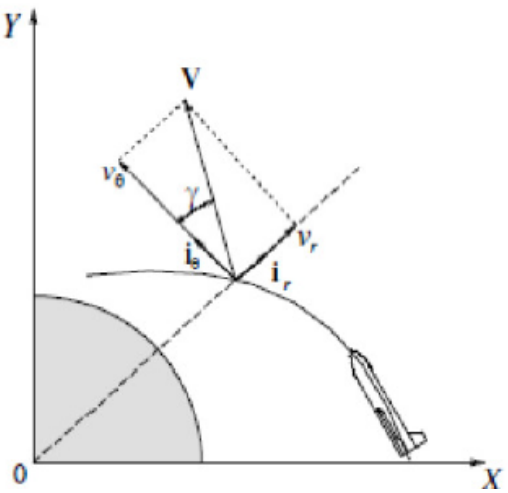



図 2.2　速度と経路角

宇宙往還機質量中心の運動方程式は、以下のように表される。

$$\frac{F_r}{m} = \frac{dv_r}{dt} - \frac{v_\theta^2}{r} \tag{2.4}$$

$$\frac{F_\theta}{m} = \frac{dv_\theta}{dt} + \frac{v_r v_\theta}{r} \tag{2.5}$$

ただし、$\mathbf{F}_r, \mathbf{F}_\theta$は、それぞれの$r$方向、$\theta$方向の外力である。

ここで、図 2.1 の関係から

$$v_r = V \sin r \tag{2.6}$$

$$v_r = V \cos r \tag{2.7}$$

となり、(2.6) 式、(2.7) 式を (2.4) 式、(2.5) 式に代入すると、4 つのスカラ量$r, \theta$、$V, r$に関する次の微分方程式を得る。

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \tag{2.8a}$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{V \cos \gamma}{r} \tag{2.8b}$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T \cos \alpha}{m} - \frac{D_N}{m} - \frac{\mu_e \sin \gamma}{r^2} \tag{2.8c}$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T \sin \alpha}{Vm} + \frac{L_N}{Vm} - \frac{\mu_e \cos \gamma}{Vr^2} + \frac{V \cos \gamma}{r} \tag{2.8d}$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{Ispg_0} \tag{2.8e}$$

(2.8)式を$r, \theta, V, \gamma, m$について適切な初期条件の下に解くことにより、宇宙往還機の質点運動が決定される。ただし、その前提して、機体に作用する外力が必要である。

機体に働く外力項$F_r, F_\theta$を空気力および重力 mg と宇宙往還機の推力 T で表わす。空気力は、対気速度に垂直な成分を揚力 L[N]、平行な成分を抗力 D[N]とし、L, D を慣性速度 **V** に垂直な成分 $L_N$ と平行成分 $D_N$ との関係式は次に示す。

$$F_r = -mg + L_N \cos \gamma - D_N \sin \gamma + T \sin(\gamma + \alpha) \tag{2.9}$$

$$F_\theta = -L_N \sin\gamma - D_N \cos\gamma + T\cos(\gamma+\alpha) \tag{2.10}$$

$$D_N = D\cos\left(\gamma_e - \gamma\right) + L\sin\left(\gamma_e - \gamma\right) \tag{2.11a}$$

$$L_N = L\cos\left(\gamma_e - \gamma\right) - D\sin\left(\gamma_e - \gamma\right) \tag{2.11b}$$

$$L = \frac{1}{2}\rho S_{ref} V_e^2 C_L \tag{2.11c}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho S_{ref} V_e^2 C_D \tag{2.11d}$$

$$\gamma_e = tan^{-1}\left(\frac{V\sin\gamma}{V\cos\gamma - v_e}\right) \tag{2.11e}$$

失速速度は、本システムの重要なパラメータである。宇宙往還機(POC-X)の着陸速度が高速艇(SH-B)より大きい場合は、プラットフォームの滑走路の長さをながくしなければならない。着陸速度が高速艇の速度以下ならば、プラットフォームの滑走路の長さは、宇宙往還機の大きさより、やや大きい程度で十分である。宇宙往還機の着陸速度は、高速艇とプラットフォームの性能を決める重要なパラメータである。宇宙往還機の失速速度は機体の速度と迎え角で決まり、高速ボートの最大速度より小さくなければならない。

2.3　高速船の特性

高速船として、高速モータボート(HSB:High Speed Boat)を使用した。外観写真を図 2.3 に示す。

図 2.3　YAMAHA ボート

(1) HS-B の運動方程式

HS-B の運動には見掛質量現象(水の粘性により船体重量が増加したように感じる現象)を伴うので、運動方程式は空気中のときに較べて復雑になる。船の重心 G を通り慣性主軸の方向に x, y, z 軸を取り，おのおのの軸方向，及びその周わりの速度，角速度をそれぞれ u, v, w，p, q, r とする。また船の質量を m，x, y, z 軸の周わりの慣性モーメントを $I_x$, $I_y$, $I_z$ とする。いま簡単のために付加質量の中心は重心 G と一致するものとし、またその慣性主軸は船自体の慣性主軸に一致するものと考える。

付加質量を x, y, z 軸方向にそれぞれ $m_x$, $m_y$, $m_z$ とし，各軸の周わりの付加慣性モーメントを $J_x$, $J_y$, $J_z$ とすれば，運動方程式は次のようになる。(ただし簡単のため船は x,z 面および y,z 面に対し対称であると考える[20]。

$$\left(m+m_x\right)\cdot\frac{\partial u}{\partial t}=\left(m+m_y\right)\cdot r\cdot v-\left(m+m_z\right)\cdot q\cdot w+X \tag{2.12a}$$

$$\left(m+m_y\right)\cdot\frac{\partial v}{\partial t}=\left(m+m_z\right)\cdot p\cdot w-\left(m+m_x\right)\cdot r\cdot u+Y \tag{2.12b}$$

$$\left(m+m_z\right)\cdot\frac{\partial w}{\partial t}=\left(m+m_x\right)\cdot q\cdot u-\left(m+m_y\right)\cdot p\cdot v+Z \tag{2.12c}$$

$$\left(I_x + J_x\right)\cdot\frac{\partial p}{\partial t} = \left(m_y + m_z\right)\cdot w\cdot v + \left(I_y - I_z + J_y - J_z\right)\cdot q\cdot r + L \tag{2.12d}$$

$$\left(I_y + J_y\right)\cdot\frac{\partial q}{\partial t} = \left(m_z + m_x\right)\cdot u\cdot w + \left(I_z - I_x + J_z - J_x\right)\cdot r\cdot p + M \tag{2.12e}$$

$$\left(I_z + J_z\right)\cdot\frac{\partial r}{\partial t} = \left(m_x + m_y\right)\cdot v\cdot u + \left(I_x - I_y + J_x - J_y\right)\cdot p\cdot q + N \tag{2.12f}$$

式中，X, Y, Z はそれぞれ x, y, z 方向の外力の成分，L, M, N はそれぞれ x, y, z 軸周りの外力のモーメントである。

本論文においては、高速ボートの使用範囲が風波に対して正対し、かつ直線運動を原則とするため、船体のダイナミクスは考慮せず、宇宙往還機のダイナミクスモデルに注力する。

# 第 3 章　プラットフォームのダイナミクスおよび設計・試作

## 3.1　プラットフォームの構成と座標系

プラットフォーム部は、HSB（高速ボート）の上部に取り付けられ、（POC－X）往還機検証実験機の離着陸を支援するためのサブシステムである。プラットフォーム部は、図 3.1 に示すように、POC－X が離着陸する滑走版と、離着陸時にプラットフォームを所要傾斜角に保持する姿勢制御系、及びプラットフォームを HSB に取り付けるための構造体から構成される。

プラットフォームの機能は、POC－X の短距離離陸を可能とする滑走版表面の空気の流れが層流となるように、迎角を保持する。また、この機能は、POC－X が短距離着陸及び停止が可能なように迎角マヌーバを行うためにも使用される。さらに、HSB の動揺や風速の変化による外乱からプラットフォームの姿勢変動を低減させる機能を持つ。

プラットフォームの制御部は、センサとして、傾斜計、加速度計、レートジャイロ、アクチュエータとして、トルカと操縦翼面、コントローラとして、マイコン内蔵のモータドライバから構成される [10),11),12)]。

モデルの簡素化のために、プラットフォームの運動は、面内 3 自由度とする。

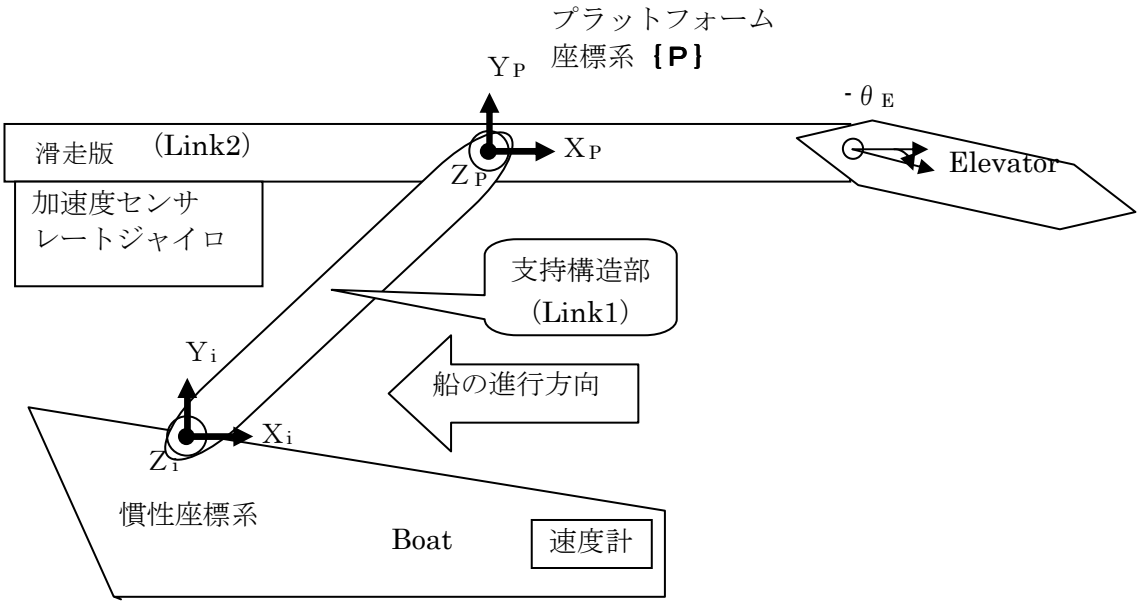


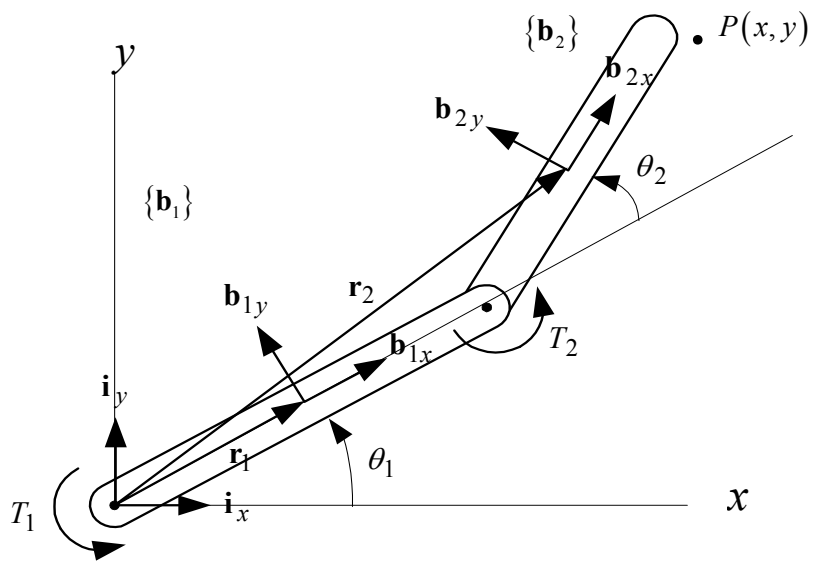

図 3.1　　プラットフォームの構成

力学モデルをさらに簡略化するために、$\theta_3\left(-\theta_E\right)$を省略したモデルを考察の対象とする。$\theta_3$の機能は揚力モーメントの発生のみと見做して、外力項に含めることとする。このように簡略化することで、このモデルは、2 リンクマニピュレータアーム、または直列型２重倒立振子と見做すことができる[11),12),13)]。

3.2　プラットフォームのキネマティクス

プラットフォームのキネマティクスは、2 リンクマニピュレータアームの順キネマティクスとほぼ同一であり、その結果を適用することができる[17]。

図 3.2 は、2 リンクマニピュレータアームの概略図である。ここで、リンクの長さはそれぞれ、$l_1$，$l_2$ とし、ベース座標系 $\{\mathbf{b}_0\}$、第 1 リンク座標系 $\{\mathbf{b}_1\}$、第 2 リンク座標系 $\{\mathbf{b}_2\}$ は、すべて右手直交系とする。第 1 リンクは第 3 軸（z 軸）周りに $\theta_1$ の回転、第 2 リンクは第 3 軸（z 軸）周りに $\theta_2$ の回転をしている。




Notations for link $k$ （$k = 1,2$）

Length: $l_k$　　mass: $m_k$　　moment of inertia: $I_k$

Coordinate system fixed on link $k$: $\{\mathbf{b}_k\}$

図 3.2　剛体 2 リンクモデルの平面運動

1）順キネマティクス

点Ｐ（ｘ、ｙ）の位置は、関節角$(\theta_1, \theta_2)$の関数として、次式で与えられる[10]。

$$x = l_1 \cos\theta_1 + l_2 \cos(\theta_1 + \theta_2) \tag{3.1}$$
$$y = l_1 \sin\theta_1 + l_2 \sin(\theta_1 + \theta_2) \tag{3.2}$$

2）逆キネマティクス

前節とは逆にP(x, y)を指定し、関節角$(\theta_1, \theta_2)$を以下に求める[10]。

(3.1)、(3.2)式から

$$\begin{cases} x^2 + y^2 = l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 \cos\theta_2 & (3.3) \\ (x - l_1 \cos\theta_1)^2 + (y - l_1 \sin\theta_1)^2 = l_2^2 & (3.4) \end{cases}$$

a.　$\theta_2$の計算：(3.3)式から

$$\cos\theta_2 = \frac{x^2 + y^2 - (l_1^2 + l_2^2)}{2l_1 l_2}$$

$$\theta_2 = \cos^{-1}\left[\frac{x^2 + y^2 - (l_1^2 + l_2^2)}{2l_1 l_2}\right] \tag{3.5}$$

但し、$\left|x^2 + y^2 - (l_1 + l_2)^2\right| < 2l_1 l_2$　(3.6)

(3.5)式からは、第2関節角$\theta_2$は、原点からP点までの距離のみによって決定されること，また[　]内の絶対値が1を超える点には到達できないことが分かる。

b.　$\theta_1$の計算：(3.1)、(3.2) を変形して次式を得る。

$$\begin{cases} (l_1 + l_2 \cos\theta_2)\cos\theta_1 - (l_2 \sin\theta_2)\sin\theta_1 = x & (3.7) \\ (l_2 \sin\theta_2)\cos\theta_1 + (l_1 + l_2 \cos\theta_2)\sin\theta_1 = y & (3.8) \end{cases}$$

ここで、　$p = l_1 + l_2 \cos\theta_2$,　$q = l_2 \sin\theta_2$　とおいて$\cos\theta_1, \sin\theta_1$を未知数とすると

$$\begin{cases} p\cos\theta_1 - q\sin\theta_1 = x & (3.9) \\ q\cos\theta_1 + p\sin\theta_1 = y & (3.10) \end{cases}$$

上式を$\cos\theta_1, \sin\theta_1$ について解けば、次式を得る。

$$(p^2+q^2)\cos\theta_1 = px+qy,\ (p^2+q^2)\sin\theta_1 = py-qx$$

$$\cos\theta_1 = \frac{px+qy}{p^2+q^2} \tag{3.11}$$

$$\sin\theta_1 = \frac{py-qx}{p^2+q^2} \tag{3.12}$$

(3.11), (3.12)及び $\tan^{-1}$ 関数を用いれば、$\theta_1$ を決定することが出来る。以上で求めた逆キネマティクスの関係式は、プラットフォームの高さ、あるいは進行方向に対する位置を決めたい時に使用される。

### 3.3　プラットフォームのダイナミックモデリング（Kane の方法）[10]

プラットフォームを 2 リンク系で簡略化し、そのモデリングを行う方法として、ニュートン・オイラ法、ラグランジェ法などが挙げられるが、Kane の方法が拘束条件が多い場合の多剛体システム解析に適合する。とくに、内力・内的トルクを方程式中に含まず、変数の数も最小である。また、センサやアクチュエータのベクトル表記とも適合するので、本論文では Kane の方法を用いることにする。

1. ベクトル量の定義

ベクトル量を定義し、計算式を与える。

図 3.1 のリンク 1 は慣性空間固定の座標系原点に、また、リンク 2 はリンク 1 の一点には、ピン結合されている。リンク 1，2 に固定した機体座標系の座標変換行列(direction cosine matrix (D.C.M.) ) を次式で定義する。

$$\{\mathbf{b}_1\} = C(\theta_1)\{\mathbf{i}\},\ \{\mathbf{b}_2\} = C(\theta_1+\theta_2)\{\mathbf{i}\}$$

ただし、
$$C(\theta_1) = \begin{bmatrix} \cos\theta_1 & \sin\theta_1 & 0 \\ -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

1)　リンク系の質量中心位置

$$\mathbf{r}_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T \begin{bmatrix} l_{g1} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T = \{\mathbf{i}\}^T C^T(\theta_1) \begin{bmatrix} l_{g1} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{r}_2 = \{\mathbf{b}_1\}^T \begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T + \{\mathbf{b}_2\}^T \begin{bmatrix} l_{g2} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$= \{\mathbf{i}\}^T \left( C^T(\theta_1) \begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T + C^T(\theta_1+\theta_2) \begin{bmatrix} l_{g2} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \right)$$

2) 速度と角速度

$$\mathbf{v}_1 = \dot{\mathbf{r}}_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T v_1 = \{\mathbf{i}\}^T C^T(\theta_1) v_1 = \{\mathbf{i}\}^T \dot{C}^T(\theta_1)\begin{bmatrix} l_{g1} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$= \{\mathbf{b}_1\}^T C(\theta_1)\dot{C}^T(\theta_1)\begin{bmatrix} l_1/2 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T = \{\mathbf{b}_1\}^T \tilde{\omega}_1 \begin{bmatrix} l_{g1} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{v}_2 = \dot{\mathbf{r}}_2 = \{\mathbf{b}_2\}^T v_2 = \{\mathbf{i}\}^T C^T(\theta_1+\theta_2) v_2 = \{\mathbf{i}\}^T \left(\dot{C}^T(\theta_1)\begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T + \dot{C}^T(\theta_1+\theta_2)\begin{bmatrix} l_{g2} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T\right)$$

$$= \{\mathbf{b}_2\}^T \left(C(\theta_2)C(\theta_1)\dot{C}^T(\theta_1)\begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T + C(\theta_1+\theta_2)\dot{C}^T(\theta_1+\theta_2)\begin{bmatrix} l_{g2} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T\right)$$

$$= \{\mathbf{b}_2\}^T \left(C(\theta_2)\tilde{\omega}_1\begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T + \tilde{\omega}_2\begin{bmatrix} l_{g2} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T\right)$$

$$\omega_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T \omega_1$$

$$\omega_2 = \{\mathbf{b}_2\}^T \omega_2$$

3) 加速度および角加速度

$$\dot{v}_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T (\tilde{\omega}_1 v_1 + \dot{v}_1) = \{\mathbf{b}_1\}^T C(\theta_1)\ddot{C}^T(\theta_1)\begin{bmatrix} l_{g1} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$\dot{\mathbf{v}}_2 = \{\mathbf{b}_2\}^T (\tilde{\omega}_2 v_2 + \dot{v}_2) = \{\mathbf{b}_2\}^T C(\theta_1+\theta_2)\left(\ddot{C}^T(\theta_1)\begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T + \ddot{C}^T(\theta_1+\theta_2)\begin{bmatrix} l_{g2} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T\right)$$

$$\dot{\omega}_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T \dot{\omega}_1$$

$$\dot{\omega}_2 = \{\mathbf{b}_2\}^T \dot{\omega}_2$$

ただし、次の恒等式に留意:

$$\dot{C}^T = C^T \tilde{\omega}$$

$$\ddot{C}^T = C^T \tilde{\dot{\omega}} + \dot{C}^T \tilde{\omega}$$

$$C\ddot{C}^T = \tilde{\dot{\omega}} + \tilde{\omega}\tilde{\omega}$$

## 2.　Kane の方法による運動方程式の導出

### 1)　一般化スピードとパーシャル速度

本方法における独立変数である一般化スピードは、速度の次元（ m/s ）か角速度の次元(1/s)を持ち,各変数は独立に取らなければならない。一般化スピードの選び方は、一意に決まらず、工学的判断を要する。図 3.2 では、$\dot{\theta}_1$ および $\left(\dot{\theta}_1+\dot{\theta}_2\right)$ を一般化スピードとして選ぶのが妥当である。

$$\omega_1=\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T\omega_{1z},\qquad \omega_{1z}=\dot{\theta}_1$$

$$\omega_2=\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T\omega_{2z},\qquad \omega_{2z}=\dot{\theta}_1+\dot{\theta}_2$$

$$\tilde{\omega}_1=\begin{bmatrix}0 & -1 & 0\\ 1 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\omega_{1z},\qquad \tilde{\omega}_2=\begin{bmatrix}0 & -1 & 0\\ 1 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\omega_{2z}$$

なお、この系の自由度は２であり、上記の 2 変数（一般化スピード）が独立であることは自明である。

次のステップは、パーシャル速度　‘partial velocity’と呼ばれるベクトルを定義することである。また、これは一種の基底ベクトルの役目を担うが、ベクトルのノルムは必ずしも 1 (unity) ではない。

$$\mathbf{v}^1=\left(\{\mathbf{b}_1\}^T\begin{bmatrix}0 & l_{g1} & 0\end{bmatrix}^T\right)\omega_{1z}+\left(0\right)\omega_{2z}\qquad :\mathbf{v}^{11}\ \text{and}\ \mathbf{v}^{12}$$

$$\mathbf{v}^2=\left(\{\mathbf{b}_2\}^T C(\theta_2)\begin{bmatrix}0 & l_1 & 0\end{bmatrix}^T\right)\omega_{1z}+\left(\{\mathbf{b}_2\}^T\begin{bmatrix}0 & l_{g2} & 0\end{bmatrix}^T\right)\omega_{2z}\qquad :\mathbf{v}^{21}\ \text{and}\ \mathbf{v}^{22}$$

$$\omega^1=\{\mathbf{b}_1\}^T\omega_1=\left(\{\mathbf{b}_1\}^T\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T\right)\omega_{1z}+\left(0\right)\omega_{2z}\qquad :\omega^{11}\ \text{and}\ \omega^{12}$$

$$\omega^2=\{\mathbf{b}_2\}^T\omega_2=\left(0\right)\omega_{1z}+\left(\{\mathbf{b}_2\}^T\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T\right)\omega_{2z}\qquad :\omega^{21}\ \text{and}\ \omega^{22}$$

$$v^{11}=\{\mathbf{b}_1\}^T\begin{bmatrix}0 & l_{g1} & 0\end{bmatrix}^T$$

$$v^{12}=\mathbf{0}$$

$$v^{21}=\{\mathbf{b}_2\}^T\left[C(\theta_2)\begin{bmatrix}0 & l_1 & 0\end{bmatrix}^T\right]$$

$$v^{22}=\{\mathbf{b}_2\}^T\begin{bmatrix}0 & l_{g2} & 0\end{bmatrix}^T$$

$$\omega^{11}=\{\mathbf{b}_1\}^T\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T$$

$$\omega^{22}=\{\mathbf{b}_2\}^T\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T$$

また、

$$\omega^{12}=\omega^{21}=\mathbf{0}$$

2)　Kane の運動方程式

次のステップは、一般化アクティブ力 ‘generalized active force’ と一般化慣性力 ‘generalized inertial force’の計算である。その概要は以下の通りである。

<u>一般化アクティブ力</u>

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{R}_1 = \mathbf{0} \\
&\mathbf{T}_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T \begin{bmatrix} 0 & 0 & T_1 - T_2 \end{bmatrix}^T \\
&\mathbf{R}_2 = \mathbf{0} \\
&\mathbf{T}_2 = \{\mathbf{b}_2\}^T \begin{bmatrix} 0 & 0 & T_2 \end{bmatrix}^T
\end{aligned}
$$

から、次式を得る。

$$
\begin{aligned}
F_1 &= \mathbf{v}^{11} \cdot \mathbf{R}_1 + \omega^{11} \cdot \mathbf{T}_1 + \mathbf{v}^{21} \cdot \mathbf{R}_2 + \omega^{21} \cdot \mathbf{T}_2 \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & T_1 - T_2 \end{bmatrix}^T = T_1 - T_2
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
F_2 &= \mathbf{v}^{12} \cdot \mathbf{R}_1 + \omega^{12} \cdot \mathbf{T}_1 + \mathbf{v}^{22} \cdot \mathbf{R}_2 + \omega^{22} \cdot \mathbf{T}_2 \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & T_2 \end{bmatrix}^T = T_2
\end{aligned}
$$

<u>一般化慣性力</u>

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{h}_1 = m_1 \mathbf{v}_1 \\
&\mathbf{h}_2 = m_2 \mathbf{v}_2 \\
&\mathbf{H}_1 = \mathbf{I}_1 \cdot \omega_1 = \{\mathbf{b}_1\}^T I_1 \omega_1 \\
&\mathbf{H}_2 = \mathbf{I}_2 \cdot \omega_2 = \{\mathbf{b}_2\}^T I_2 \omega_2
\end{aligned}
$$

から次式を得る。

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{R}_1^* = -\dot{\mathbf{h}}_1 = -\{\mathbf{b}_1\}^T m_1 (\tilde{\omega}_1 v_1 + \dot{v}_1) \\
&\mathbf{R}_2^* = -\dot{\mathbf{h}}_2 = -\{\mathbf{b}_2\}^T m_2 (\tilde{\omega}_2 v_2 + \dot{v}_2) \\
&\mathbf{T}_1^* = -\dot{\mathbf{H}}_1 = -\{\mathbf{b}_1\}^T (\tilde{\omega}_1 I_1 \omega_1 + I_1 \dot{\omega}_1) \\
&\mathbf{T}_2^* = -\dot{\mathbf{H}}_2 = -\{\mathbf{b}_2\}^T (\tilde{\omega}_2 I_2 \omega_2 + I_2 \dot{\omega}_2)
\end{aligned}
$$

従って、

$$
\begin{aligned}
-F_1^* &= \mathbf{v}^{11} \cdot \mathbf{R}_1^* + \omega^{11} \cdot \mathbf{T}_1^* + \mathbf{v}^{21} \cdot \mathbf{R}_2^* + \omega^{21} \cdot \mathbf{T}_2^* \\
&= \begin{bmatrix} 0 & l_{g1} & 0 \end{bmatrix} m_1 (\tilde{\omega}_1 v_1 + \dot{v}_1) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} (\tilde{\omega}_1 I_1 \omega_1 + I_1 \dot{\omega}_1) + \begin{bmatrix} 0 & l_1 & 0 \end{bmatrix} C^T(\theta_2) m_2 (\tilde{\omega}_2 v_2 + \dot{v}_2)
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
-F_2^* &= \mathbf{v}^{12}\cdot\mathbf{R}_1^* + \omega^{12}\cdot\mathbf{T}_1^* + \mathbf{v}^{22}\cdot\mathbf{R}_2^* + \omega^{22}\cdot\mathbf{T}_2^* \\
&= \begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}\left(\tilde{\omega}_2 I_2 \omega_2 + I_2\dot{\omega}_2\right) + \begin{bmatrix}0 & l_{g1} & 0\end{bmatrix} m_2\left(\tilde{\omega}_2 v_2 + \dot{v}_2\right)
\end{aligned}
$$

以上から、

$$
F_i + F_i^* = 0 \ (i = 1,2)
$$

により定義される Kane の運動方程式は、以下の通りである：

$$
\begin{cases}
\left(I_1 + m_1 l_{\mathrm{lg}1}^2 + m_2 l_1^2\right)\ddot{\theta}_1 - m_2 l_1 l_{g2}\sin\theta_2\left(\dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2\right)^2 + m_2 l_1 l_{g2}\cos\theta_2\left(\ddot{\theta}_1 + \ddot{\theta}_2\right) + T_1 - T_2 = 0 & (3.13.1) \\
\left(I_2 + m_2 l_{g2}^2\right)\left(\ddot{\theta}_1 + \ddot{\theta}_2\right) + m_2 l_1 l_{g2}\cos\theta_2\ddot{\theta}_1 + m_2 l_1 l_{g2}\sin\theta_2\dot{\theta}_1^2 + T_2 = 0 & (3.13.2)
\end{cases}
$$

この運動方程式は、次節以降のシミュレーションや安定性解析に用いると便利である。

(3.13.1)式と(3.13.2)式を辺々に加えると $T_2$ が消去され、(3.13.1)式は以下の式となる。

$$
\begin{aligned}
&\left(I_1 + m_1 l_{g1}^2 + m_2 l_1^2 + m_2 l_1 l_{g2}\cos\theta_2\right)\ddot{\theta}_1 + \left(I_2 + m_2 l_{g2}^2 + m_2 l_1 l_{g2}\cos\theta_2\right)\left(\ddot{\theta}_1 + \ddot{\theta}_2\right) \\
&+\left(m_2 l_1 l_{g2}\sin\theta_2\right)\dot{\theta}_1^2 + \left(m_2 l_1 l_{g2}\sin\theta_2\right)\left(\dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2\right)^2 + T_1 = 0
\end{aligned}
\tag{3.14.1}
$$

(3.13.2)式を再述すると、

$$
\left(I_2 + m_2 l_{g2}^2\right)\left(\ddot{\theta}_1 + \ddot{\theta}_2\right) + m_2 l_1 l_2\cos\theta_2\ddot{\theta}_1 + m_2 l_1 l_{g2}\sin\theta_2\dot{\theta}_1^2 + T_2 = 0 \tag{3.14.2}
$$

ラグランジェ法を適用した場合に求められるのは、(3.14.1)式と(3.14.2)式である*)。Kane 法と Lagrange 法の優劣については、活発な議論が展開されたこともあるが、本例の 2 重倒立振子の場合には、最終式を得るまでの誘導プロセス、最終式の簡潔さ、などの点で、Kane 法が優れていると判断される。また、センサやアクチュエータなどのハードウエアをモデル化する場合にも、基底ベクトルが明確に定義されている点で、Kane 法が実用的である。

以上の理由から、本論文では、Kane 法を適用する。

次に、回転部に働くトルク $T_1$、$T_2$ を、重力によるトルク $T_{g1}, T_{g2}$ と制御トルク $T_{c1}, T_{c2}$ に別けて記すと、

$$-T_1 = T_{c1} - \left(m_1 g l_{g1} + m_2 g l_1\right)\cos\theta_1 - m_2 g l_{g2}\cos\left(\theta_1 + \theta_2\right) = T_{c1} - T_{g1} \tag{3.14.3}$$

$$-T_2 = T_{c2} - m_2 g l_{g2}\cos\left(\theta_1 + \theta_2\right) = T_{c2} - T_{g2} \tag{3.14.4}$$

ただし、　$g = 9.81\left[m/s^2\right]$　　（重力の加速度）

制御トルクは、センサ情報を適切に処理し、古典的な PID 制御あるいは現代的手法を適用して電動モータなどのアクチュエータを駆動することにより発生させる。しかし、これらの制御系設計の際には、動作点周りの微小な変動分のみを扱う、線形化モデルを用いるのが一般的である。

3.　　状態方程式への変換

状態変数：$x=\left[x_1, x_2, x_3, x_4\right]^T$ を以下のように定義する。

$$
\begin{aligned}
x_1 &= \theta_1 \\
x_2 &= \dot{\theta}_1 = \dot{x}_1 \\
x_3 &= \theta_1 + \theta_2 \\
x_4 &= \dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2 = \dot{x}_3
\end{aligned}
\tag{3.14.5}
$$

また、係数を以下のように定義する。

$$
\begin{aligned}
a_{11} &= \left(I_1 + m_1 l_{g1}^2 + m_2 l_1^2 + m_2 l_1 l_{g2} \cos\theta_2\right) \\
a_{12} &= \left(I_2 + m_2 l_{g2}^2 + m_2 l_1 l_{g2} \cos\theta_2\right) \\
a_{21} &= m_2 l_1 l_{g2} \cos\theta_2 \\
a_{22} &= \left(I_2 + m_2 l_{g2}^2\right) \\
b &= m_2 l_1 l_{g2} \sin\theta_2 \\
b_1 &= T_{c1} - T_{g1} - b\dot{\theta}_1^2 + b\left(\dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2\right)^2 \\
b_2 &= T_{c2} - T_{g2} - b\dot{\theta}_1^2
\end{aligned}
\tag{3.14.6}
$$

状態方程式は次式で表される：

$$
\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{12} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_2 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix}
\tag{3.14.7}
$$

式（3.14.7）を $\dot{x}_2$ および $\dot{x}_4$ について解くことにより $\dot{x}_2$、$\dot{x}_4$ が求まる。したがって、

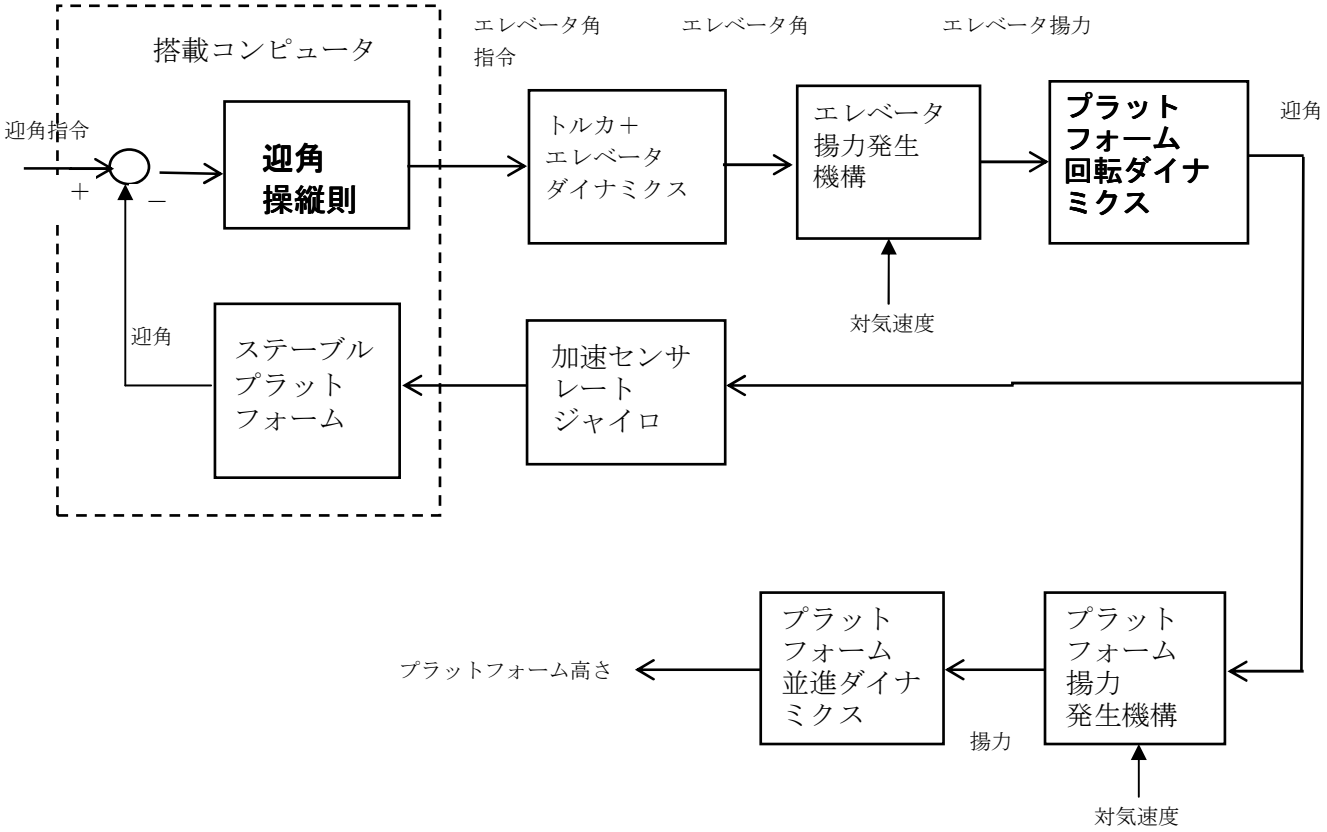
$$
\begin{aligned}
\dot{x}_1 &= x_2 \\
\dot{x}_3 &= x_4 \\
\dot{x}_2 &= \left(+a_{22} b_1 - a_{12} b_2\right) / \left(a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}\right) \\
\dot{x}_4 &= \left(-a_{21} b_1 + a_{11} b_2\right) / \left(a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}\right)
\end{aligned}
\tag{3.14.8}
$$

式(3.14.8)を所与の初期条件の下に積分することにより、状態量$\left[x_1,\ \ x_2,\ \ x_3,\ \ x_4\right]^T$ が決定され、したがって、$\theta_2 = x_3 - x_1$ に留意すれば$\left[\theta_1,\ \ \theta_2,\ \ \dot{\theta}_1,\ \ \dot{\theta}_2\right]$を決定することが出来る。

3.4　LQR によるプラットフォームの姿勢制御則とシミュレーション [15),16),17),18),19)]

前節で導出した第 1 リンク、並びに第 2 リンクの運動方程式 (3.13),(3.14) 式は、非線形微分方程式であり、伝達関数を用いた制御則（たとえば、PID 制御則）の適用は困難である。

この問題点を克服するために定常状態のプラットフォーム姿勢角を平衡点とする線形化方程式に基づいて、LQR（Linear Quadratic Regulator）コントローラを適用する。制御則の生成に使用した例の制御ブロック図を図 3.3 に示す。




（注）3.2 節では、主としてプラットフォーム回転ダイナミクスを定式化した
（注）3.3 節では、主として迎角操縦則を扱う

図 3.3　プラットフォーム制御系のブロック図

プラットフォーム角度制御用アクチュエータであるエレベータ（操縦翼面）の角度も含めた制御則を生成するための、エレベータ角度 $\theta_3$ も含めた数学モデルを線形化すると、以下の通りである。

$$\begin{bmatrix} h_1 & -h_2 & -h_3 \\ -h_2 & h_4 & h_5 \\ -h_3 & h_5 & h_6 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \\ \ddot{\theta}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau - b_1\dot{\theta}_1 \\ -h_7(\pi-\theta_2) - b_2\dot{\theta}_2 \\ -h_8(\pi-\theta_3) - b_3\dot{\theta}_3 \end{bmatrix} \tag{3.15}$$

ここで、

$$\begin{aligned} h_1 &= J_1 + L_1^2(m_2 + m_3) \\ h_2 &= L_1(m_2 l_2 + m_3 L_2) \\ h_3 &= L_1 m_3 l_3 \\ h_4 &= J_2 + L_2^2 m_3 + l_2^2 m_2 \\ h_5 &= L_2 m_3 l_3 \\ h_6 &= J_3 + l_3^2 m_3 \\ h_7 &= g(m_2 l_2 + m_3 L_2) \\ h_8 &= g m_3 l_3 \end{aligned} \tag{3.16}$$

である。

（3.15）式において、変数 $\left(\theta_1, \theta_2, \theta_3, \dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2, \dot{\theta}_3\right)$ を状態量として、標準型の行列状態方程式に変換し、LQR を適用することにより、制御則を導くことができる。図 3.4 は、MATLAB/Simulink の本論文で参照した制御則プログラム例を示す。図 3.5 は、全系のダイナミクスシミュレーション・プログラム例を示し、3 つのブロックが各々 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ のダイナミクスと制御に関与している様子が明示されている。

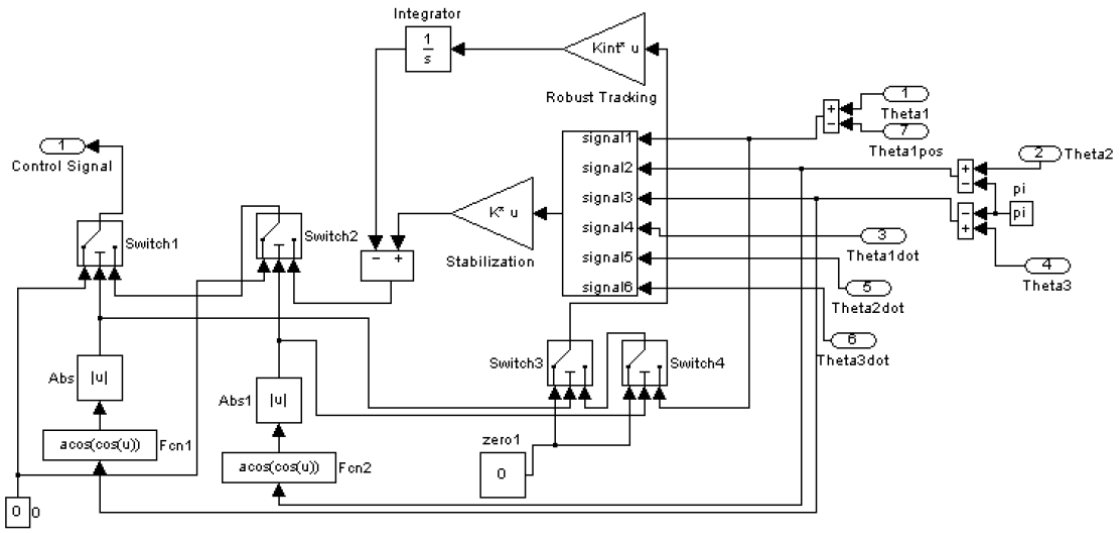



図 3.4　　LQR によるプラットフォーム制御則の Simulink プログラム

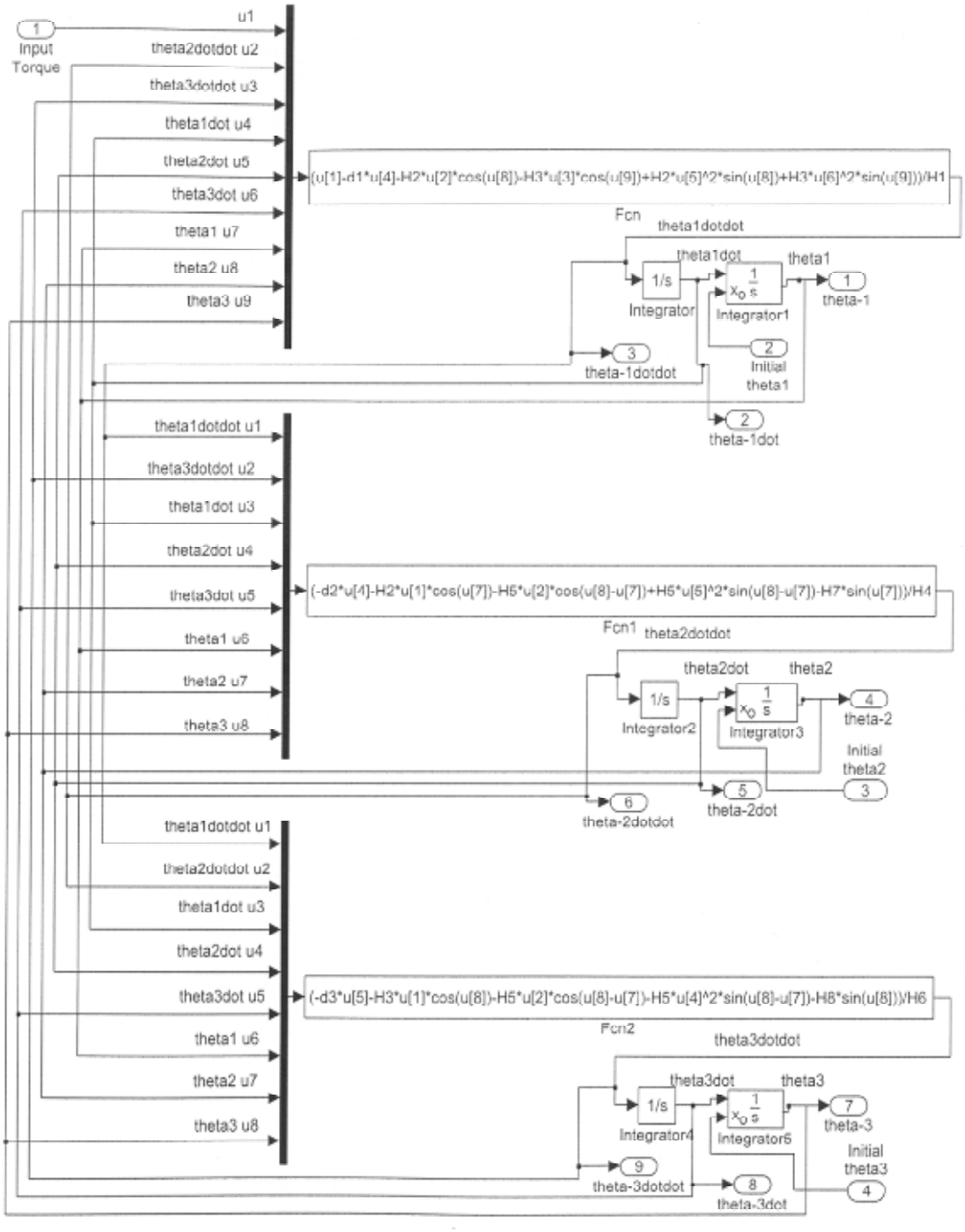



図 3.5　プラットフォームダイナミクスプログラム例（Simulink）プログラム

図 3.6、図 3.7 は、表 3.1 のシミュレーション条件を示 3.3 節および 3.4 節の結果に基づいて、MATLAB/simulink を用いてシミュレーションを実施した結果を示す。図 3.6 は対気速度が 30[m/s]の場合の、操舵指令に対するプラットフォーム角度 $\theta_2$ のステップ応答を示し、図 3.7 は対気速度が 10[m/s]の場合の応答を示す。対気速度が速い場合に振動的になる理由は、速度の増加によって制御トルクが拡大し、（この場合は 10 倍）ループゲインが大きくなると解釈される。

表 3.1　　可動部分の慣性モーメントおよび重量

| Item | Moment of Inertia ($kgm^2$) about centre of rotation | Mass (kg) | Distance to centre of mass from rotational centre (m) |
|---|---|---|---|
| Manual input knob. | N/A | N/A | N/A |
| Horizontal link. | $1.67x10^{-4}$ | 0.050 | 0.120 |
| Encoder housing for first pendulum encoder. | $1.36x10^{-4}$ | 0.187 | 0.250 |
| Encoder to link joint for the first pendulum. | $3.577x10^{-6}$ | 0.045 | 0.310 |
| Link joint cover. | N/A | N/A | N/A |
| First pendulum link. | $2.22x10^{-3}$ | 0.075 | 0.148 |
| Encoder housing for second pendulum encoder. | $1.69X10^{-4}$ | 0.187 | 0.298 |
| Encoder to link joint for the second pendulum encoder. | $3.19*10^{-6}$ | 0.030 | 0.313 |
| Link joint cover. | N/A | N/A | N/A |
| Second pendulum link. | $3.58x10^{-3}$ | 0.088 | 0.152 |

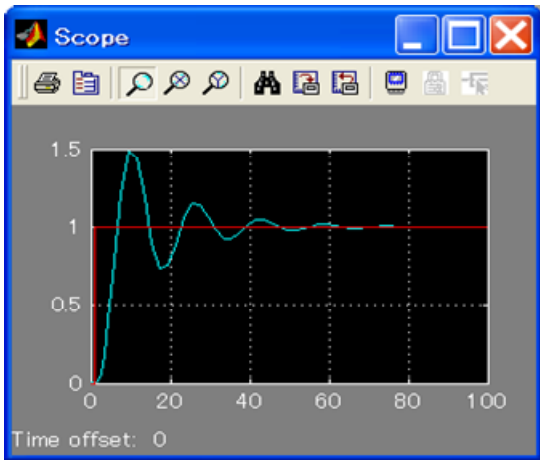



図 3.6　対気速度　＝　30[m/s]

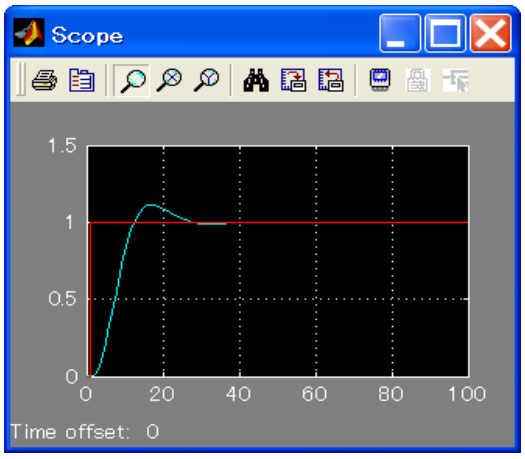



図 3.7　対気速度　＝　10[m/s]

縦軸：最終値を 1 として正規化した値　　横軸：時間（秒）
赤　：指令信号（ステップ信号）　　青　：プラットフォームの角度応答

3.5　プラットフォームの試作

（1）方式の検討

往還機の離発着から要求されるプラットフォームに対する特性は、ボートが高速走行している時でもプラットフォームは適切な水平に対する角度を保ち、往還機が安全に着陸出来るようにすることである。そのために、プラットフォームの高度と傾きを制御する方式について、以下の 2 案を検討した。

［第 1 案］　関節角制御方式

図 3.8 に示すように、2 リンク 2 関節マニピュレータと同様の構成とし、各関節にモータとエンコーダを取り付け、関節の角度制御を行う。これにより、プラットフォームの高度と姿勢の同時制御が可能となる。

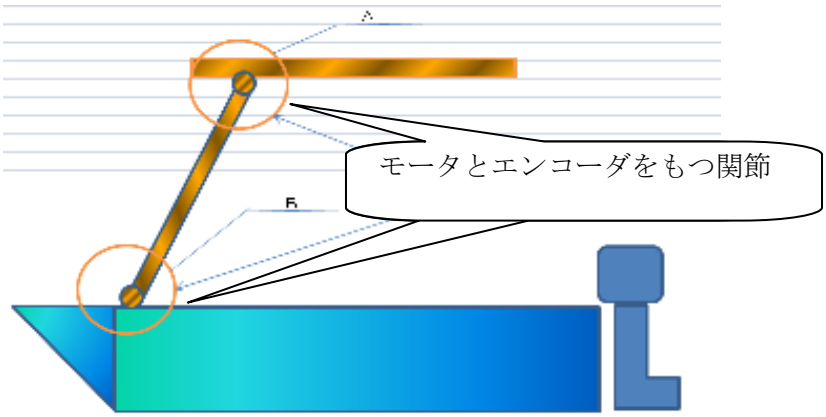



図 3.8　関節角制御によるプラットフォームの制御方式

［第 2 案］　空気力による制御方式

図 3.9 に示すように、プラットフォームにエレベータ（翼）を取り付け、エレベータの上下によって、プラットフォームの頭上げ／下げを行う。頭上げのときは、気流に押されてプラットフォームは上へ動く。頭下げのときは、気流に押されてプラットフォームは下へ動く。エレベータはアクチュエータによって動かされるが、2 つの関節にはモータなどのアクチュエータはなく、倒立振子と同様の構造となる。

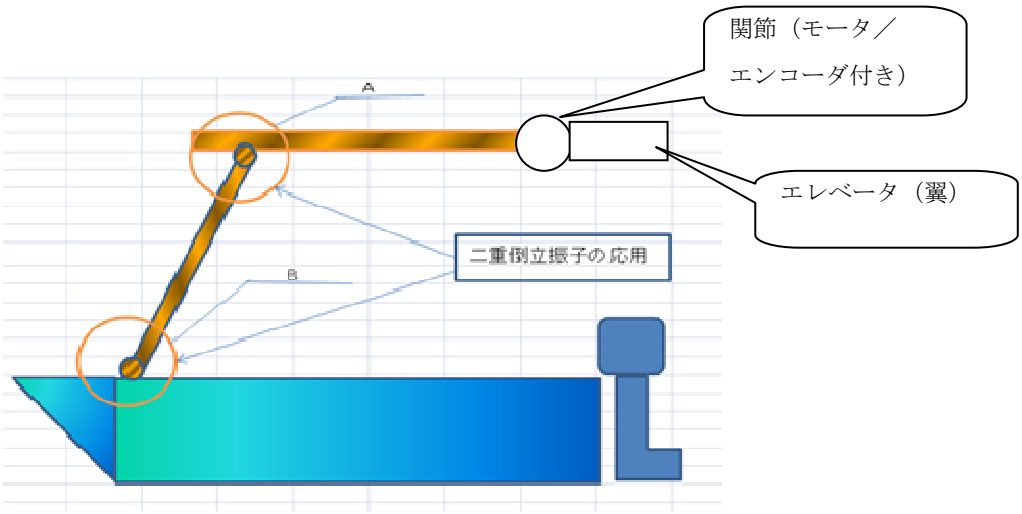



図 3.9　制御翼によるプラットフォーム制御方式

表 3.2　プラットフォーム制御方式の比較

| | 第 1 案 | 第 2 案 |
|---|---|---|
| モータ数 | 2 | 1 |
| 構造の複雑さ | 複雑 | 簡素 |
| 制御の容易さ | 容易 | 困難 |
| 重量 | 重い | 軽い |

表 3.2 に上述の 2 案を比較した結果を示す。海上での使用に耐えるロバスト性と耐水性を有すること、軽量であること等の理由から、第 2 案を採用すると決定した。

(2) 設計と試作

図 3.10 に試作したプラットフォームと支持スティ（第 1 リンクに相当）の構造を示す。プラットフォームの材質は、約 2m x 1m, 厚さ 0.02m の軽量ウレタンを CFRP 薄板で上下面を補強したものである。

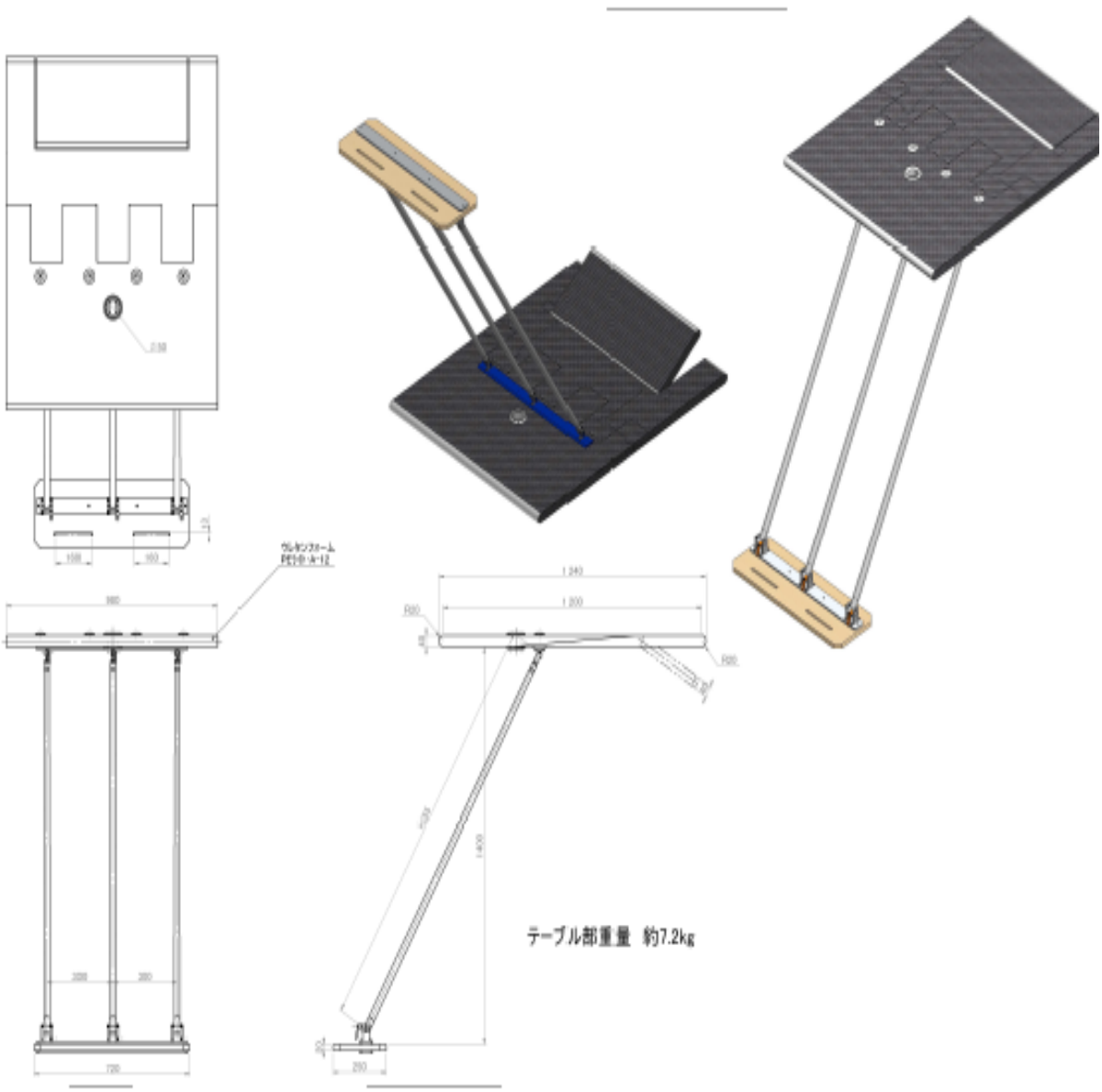



図 3.10　プラットフォームの構造

プラットフォームの設計に当たり、以下のような検討を行った。

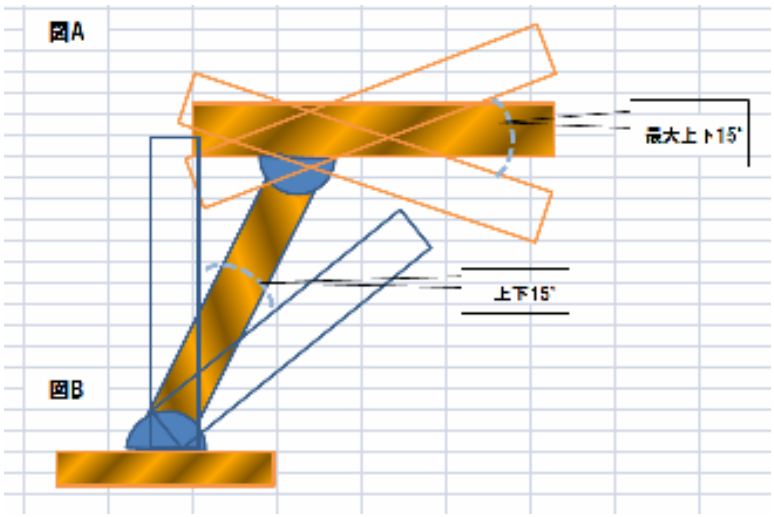



図 3.11-1　プラットフォームの上下と傾きの可動機構

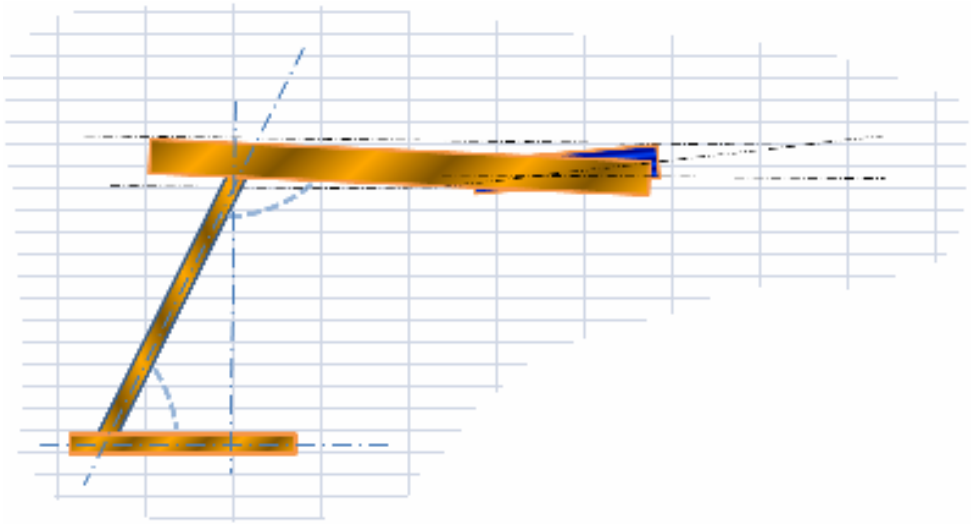


図 3.11-2 エレベータ翼の採用による機構の簡略化の試み

図 3.11、図 3.12 は高速艇への取り付け構想図と外観写真を示す。

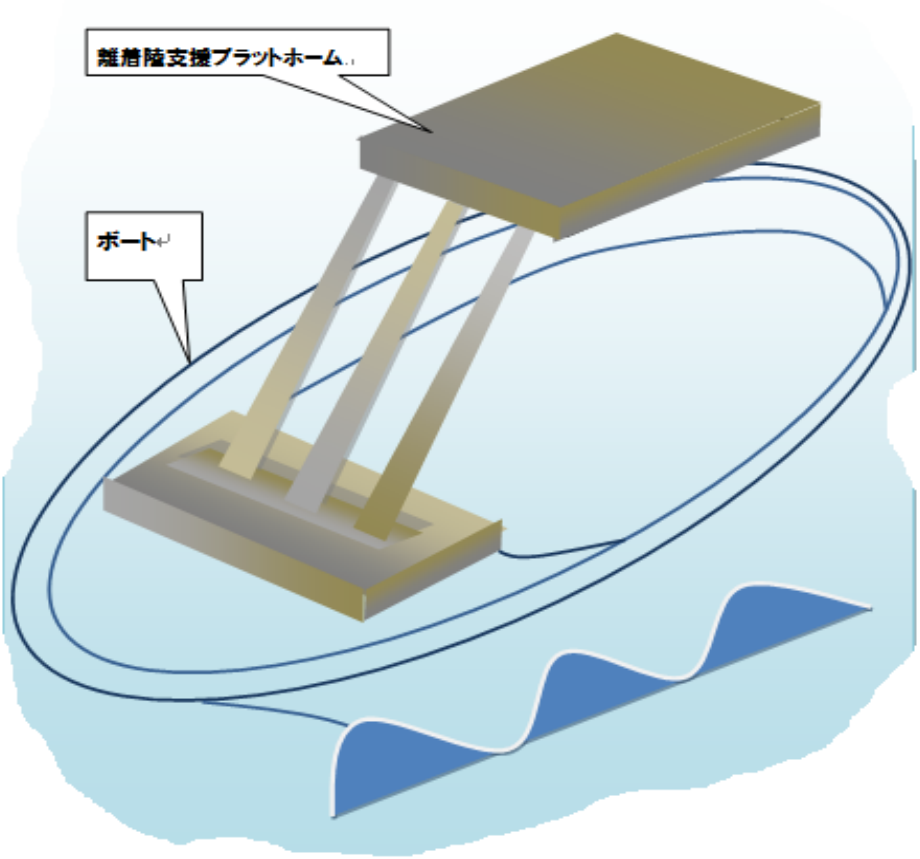



図 3.12-1　　プラットフォームの高速艇取り付けた構想図

図 3.12-2　　プラットフォーム外観

(3)　実験マヌーバ

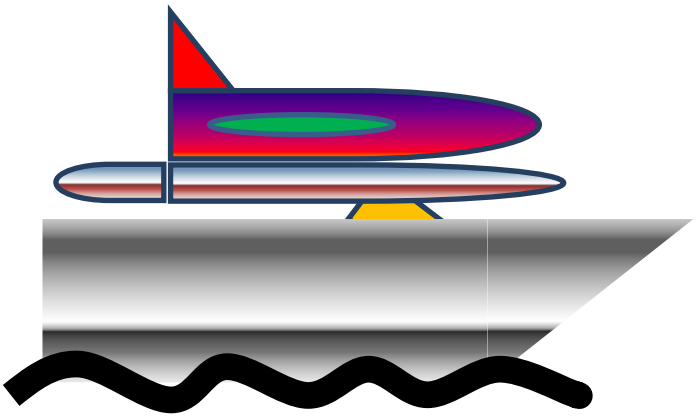
プラットフォーム設計時に想定した離発着時のマヌーバは、以下の通りである

① 船は着陸態勢の飛行機の後から飛行機の下へ入る

② 飛行機が着陸失速（タッチダウン）のために、機首を上げた時、プラットフォームの前面を上げ、飛行機を受け止める。

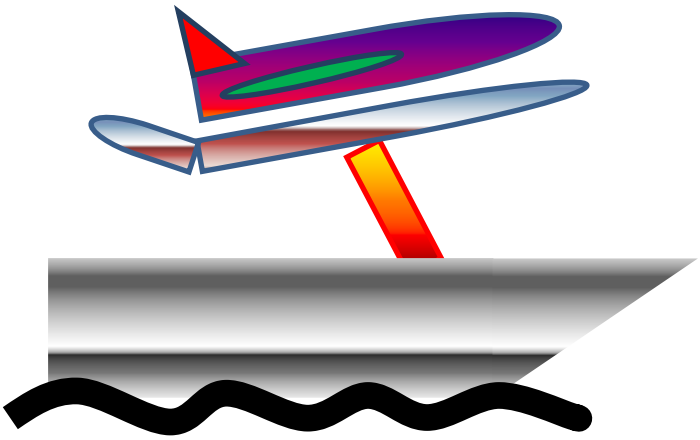
③ 両者の相対速度が０になったとき、プラットフォームを水平に戻して、飛行機の落下を防ぐ。

(1) 離着艦時の往還機とプラットフォームの動作シーケンス



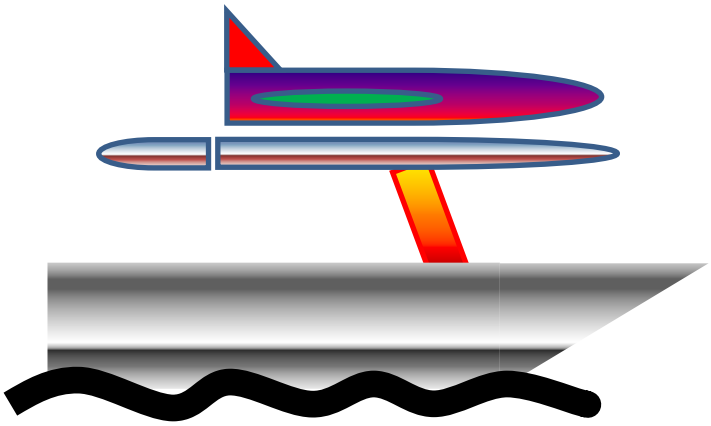
1）プラットフォームに往還機が搭載され、高速で航行している。

図 3.13－1　HSB/POC-X の助走



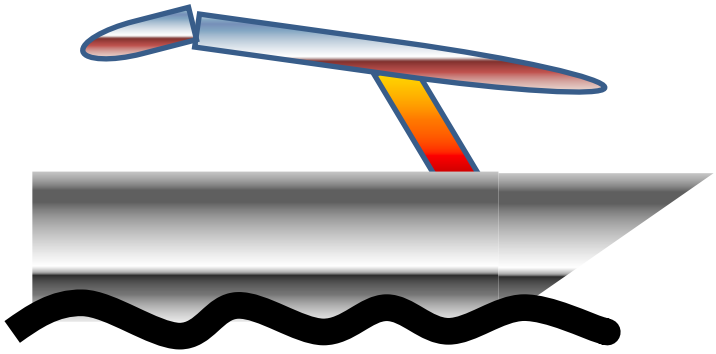
2）離艦のため、プラットフォームを高くする。そのために、エレベータを上に傾けると、プラットフォームが頭上げとなり、プラットフォームが気流に押されて、高くなる。

図 3.13－2　プラットフォームの上昇と POC-X の離陸準備



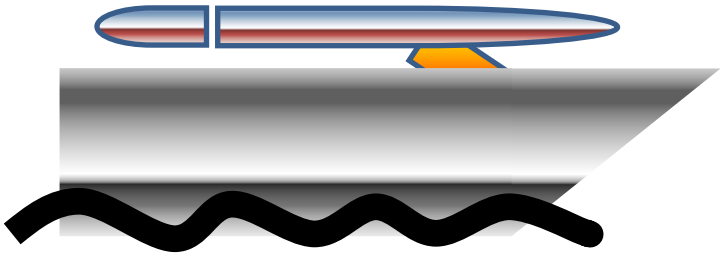
3) エレベータを水平にすると、プラットフォームも水平となり、往還機が離艦できる状態になる。

図 3.13－3　POC-X の発進



4) 往還機が離艦したあと、プラットフォームを下げる。エレベータを下にすると、プラットフォームが頭下げとなり、プラットフォームが気流に押されて下がり始める。

図 3.13－4　プラットフォーム下降開始



5) プラットフォームが低くなったところで、エレベータを水平にすると、プラットフォームが低くなった状態で停止する。

図 3.13－5　プラットフォームの下降完了

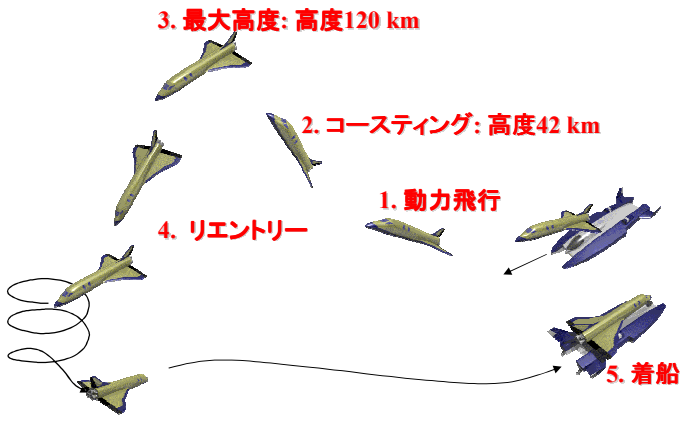



図 3.13－6　サブオービタル飛行

6) 離船した往還機は上昇を続け、地球周回軌道付近に到達するが、地球を周回せずに、周回軌道を離脱して（サブオービタルフライト)、地球に向かう。

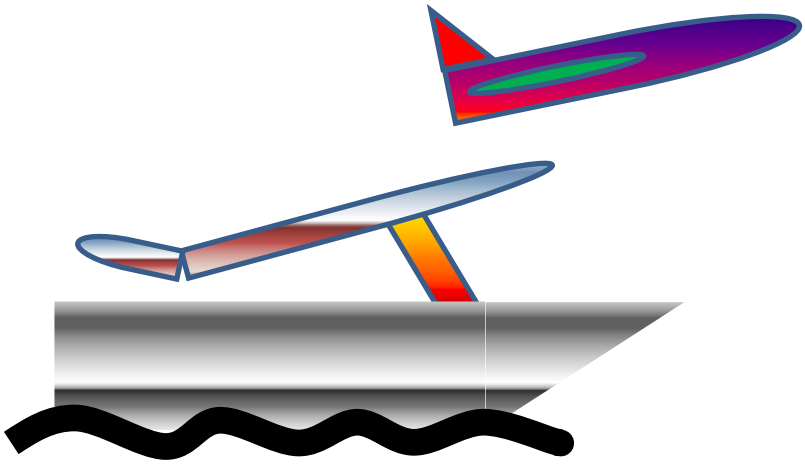


図 3.13－7　POC-X と HSB とのランデブ

7）海面近くまで降下した往還機は、着艦のため低速となり、揚力を保つため、大角度の頭上げ姿勢となる。プラットフォームも頭上げの状態で、往還機の後方から、往還機の直下に進入する。プラットフォームは往還機の速度に合わせて進む。

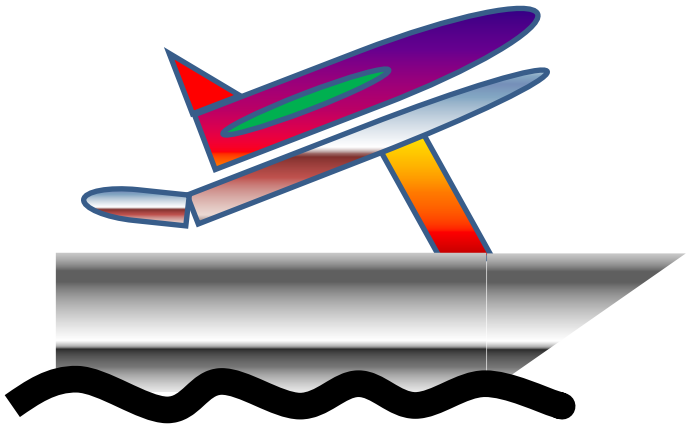
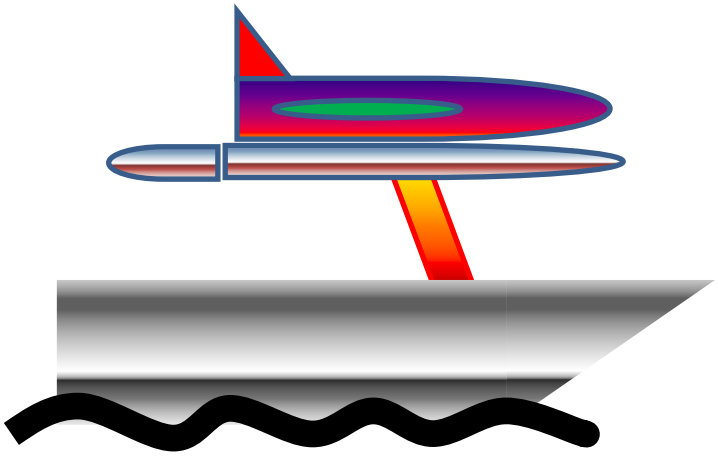


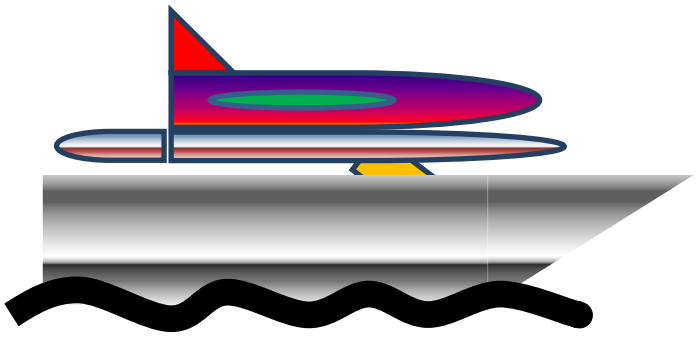
図 3.13－8　POC-X と HSB のドッキング

8) プラットフォームは往還機との高度差を1～2m 程度に保ち（エレベータによる制御)、往還機と同速で進む。往還機は、さらに機首を上げ（着艦のための引き起こし動作)、速度が落ち、失速する（飛行機は失速しなければ、着陸しない)。プラットフォームは往還機と同速で往還機の直下を進んでいるので、失速した往還機はプラットフォーム上に落ちる。往還機とプラットフォームは、同速なので、往還機はプラットフォーム上に留まる。



9) 往還機をプラットフォームに固定した後に、エレベータを水平にして、プラットフォームを水平にする。

図 3.13－9　ドッキングと固定



10)　動作 4)、5)と同様のエレベータ操作によって、プラットフォームを下げる。1）と同様の搭載状態となる。

図 3.13－10　　プラットフォームの下降と収納

# 第４章　水平離発着システムの海上実験

## 4.1 実験コンフィギュレーション

### 4.1.1 はじめに

海上離着陸タイプの宇宙往還機システムを実現するための必須の技術として、船からの離着陸技術を確立しなければならない。すでに、無人船からの離陸技術は POC-2（引用）において、成功事例があるが [2)]、データの蓄積は少ない。本研究では、離発着実験を有人ボートと模型飛行機によって行い、離発着技術の確立を図る。

航空宇宙分野においては、人命にかかわる技術開発（たとえば、航空機の新規開発）に際しては、以下のような手順によって、人命に危険を及ぼさない方法で開発と検証が行われることが多い。

手順-1: シミュレーションによる模擬実験。
手順-2: 遠隔操作によるハードウェア実験。
手順-3: 手順 1、手順 2 によって、十分に安全が確認できてから、人によって実機による実験が行われる。

本研究においても、模型による実験とシミュレーションによる模擬実験を繰り返して、往還機システムの成立可能性と安全性を確認しつつ、研究を進めることとする。

第 1 章で述べたように、POC の試作と屋外実験は行なわれてきたが 8)、高速ボードおよび離着陸支援プラットフォーム（以後、プラットフォームと略記する）の主要パラメータの識別とパラメータ値の決定、POC 本体パラメータから決定される要求事項については、殆ど実証研究がなされていない。本章では、この課題について、システマティックなアプローチにより、確実かつ安全な離発着方式の確立に資することを目指す。

これまでに試作し、フライトテストを行った POC 機体 3 種を表 4.1 にまとめ、図 4.1、図 4.2、図 4.3 に図示する。以後、これらをまとめて、POC-X と総称する。表 4. 1 の主要な仕様からも明らかなように、POC-1 および POC-2 は、特注品であるために致命的な破壊が起きると、再生することが殆ど不可能である。このため、市販の量産タイプである POC-3 により、高速船とプラットフォームに関する主要かつクリティカルなデータを取得することを決定した。これにより、試験の致命的な中断や試験システムの再整備に要するコスト増加を回避できる。従って、本研究の試験飛行には、POC-3 を使用することに決定した。

表 4.1　概念検証機 3 種の主要な仕様

| | POC-1 | POC-2 | POC-3 |
|---|---|---|---|
| 機体材料 | バルサ材とフィルム | CFRP/GFRP | ポリウレタン |
| 推進力 | 電動　20 [N] | ジェット　150 [N] | 電動　40 [N] |
| 失速速度 | 40 [m/s] | 60 [m/s] | 15 [m/s] |
| 最高速度 | 150 [km/h] | 250 [km/h] | 80 [km/h] |
| 製作方式 | 特注品 | 特注品 | 市販品 |
| 操縦性 | デルタ低翼・困難 | デルタ低翼でありジェットエンジンの非線形特性のため極めて困難 | 低速用の高翼でアスペクト比が大のため容易 |

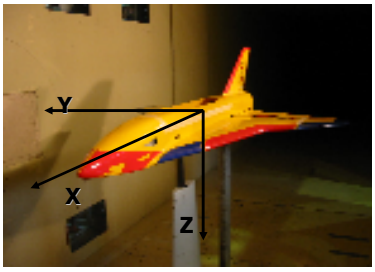


図 4. 1　概念実証機 POC-1

図 4. 2　概念実証機 POC-2

図 4. 3　概念実証機 POC-3

### 4.1.2　プラットフォーム・パラメータとそれらの決定方法

プラットフォームの主要パラメータは、POC-X の離発着の速度に依存する。とくに宇宙往還機の場合は、離陸重量と着陸重量に大きな差があるため、離陸速度は着陸速度より大である。しかし、POC-3 は電動モータ駆動のため、その差は事実上ゼロであるが、プラットフォームへの要求事項を検討する上では、この差異の存在を認識しておくにとどめる。

POC-X の関連パラメータ：
　POC-X の離陸速度
　POC-X の加速能力
プラットフォーム側の主要パラメータ：
　高速船の対空速度
　高速船の風向（正面からのズレ角）
　滑走板の長さ
　滑走板の迎え角

これらに加えて、振動版の上下方向の振動周期と振幅などダイナミクスに関するパラメータも重要であるが、本研究では、上記のパラメータに限定して分析と試験を実施する。

4.1.3　海上試験準備

POC-3 機体および操縦器の整備

高速船と試験海域の確保

高速船として、油壺湾においてボートサービスを行っている業者から借り受けたものであり、以下の諸元を有する：

船体：　　ヤマハ FN3 全長 7.6 [m]

推進力：　スズキ 4 サイクル船外機　40 [HP]

最高速度：　30 [km/h]　（推定）

試験海域は、油壺湾を選定した。この湾は、相模灘から複雑なクランク状の入り江を含み、低い丘に 3 方向を囲まれているため、海面は台風や強い西風の場合除いて、穏やかである。風も湾外に比して弱いが、風向はしばしば変わることが多い。

滑走版の製作と整備

滑走版は、高速船に設置して POC 離陸時の助走に供するとともに、着陸時のターゲットとなるものである。図 4.4 は、最初に試作した滑走版を示している。材質は、ウレタン板を CFRP の薄板で補強したものである。重量は、約 2 [kg]、寸法は、1.2 [m]の方形である。

図 4.4　高速船と滑走版 Model-1 および POC-3 の装着

測定装置と関連機器

本実験の主要な目的は、プラットフォームの諸パラメータを識別し、それらの推定値を求めることである。推定が困難な場合は、代替手段を提案することも視野に入れる。

<u>試作した装置</u>：　滑走版および支持装置であり、主として木工作業による。

Model-1:　滑走長さ 1.2m で正の迎え角をとることを前提にしている

Model-2:　滑走長さ 3.0m で、後部の高さを変更することにより、迎え角調整可

<u>測定装置</u>：　装置は、全て高速船搭載。ただし、ビデオとカメラは、別途支援ボートにも搭載。

a. 高速船の風速・風向計
b. GPS レシーバ（対地速度と航跡の記録）
c. 記録用 PC
d. ストップウォッチ
e. 煙発生器またはテルテール（気流の測定）
f. 傾斜計
g. 電源およびインバータ
h. ビデオカメラと補助電源（2 台）
i. ディジタルカメラ（２台）
j. 振動加速度計（オプション）

操縦装置：
・プロポーショナル送受信機 TAMIYA 製 4ch.

### 4.1.4　人員と配置

図 4. 5 に、人員配置図を示す。この他に、もう 1 名の要員が望ましく、装置の操作、記録や周囲の安全確認および支援ボート（固定）などの任務を分担させる。支援ボートは、高速船および POC フライトの状態を外側から観測し、ビデオやカメラに収めることが主目的であるが、対地速度の測定なども分担する。

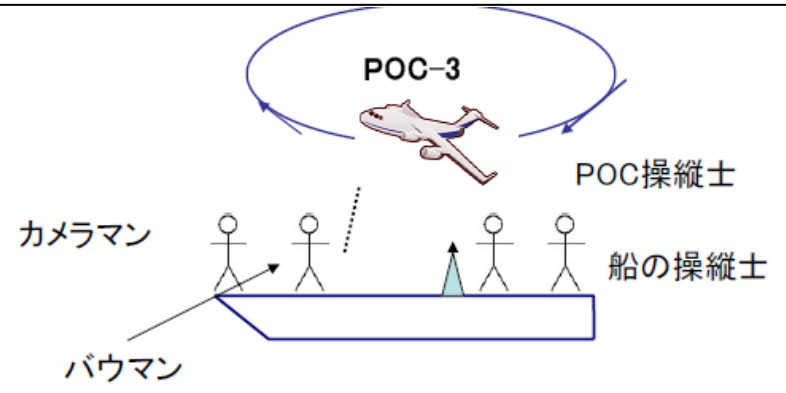



図 4. 5　海上試験における人員配置と役割分担

図 4. 6　実験隊メンバーと準備完了状態

## 4.2　海上試験の実施

### 4.2.1 第 1 回海上試験　2012 年 1 月 19 日実施

試験当日の実験隊メンバーを図 4. 6 に示す。全員が救命胴衣を着用し、落水事故に備える。油壺湾内を往復して、風に正対するコースを探しながら、約 1 時間にわたり実験を行った。予備試験として、以下の結論を得た：

1) プラットフォーム滑走板の高速ボートへの装着は適切であった
2) 高速ボートの最高速度は、約 30km（5 人乗艇時の推定値）で、POC-3 に対しては不足気味であった。
3) 最高速度をフルスロットルで長時間維持すると、エンジン温度の警報がでる
4) 外洋は、風速 10m 以上の強風であったが、湾内は波が殆どなく試験に適する
5) 滑走板の迎え角（気流に対する）を約 20 度程度にとったが、板上面に乱流が生じて不適切であった。次回の本試験までのアクションアイテムである。

上記の 5 項のアクションに対応するため、風の強い日を選んで、滑走板の迎え角設定の適正値を決定する予備試験を行った。この試験は、滑走板上数箇所に、テルテールを貼り付け、迎え角の概略値として、+10 度、0 度、-5 度の様子を撮影した。風速は、7 から 10 [m/s]であった。その結果を図 4. 7 に示す。この結果から、前縁に丸みを持たせた滑走板に対しても、正の迎え角を持たせた場合に、気流が乱れ、滑走板上の機体に有効な浮力をもたらさないことが判明した。

したがって、「滑走板は、気流に対して負の迎え角、すなわち、やや下向きに設定することが必要である」と結論できる。

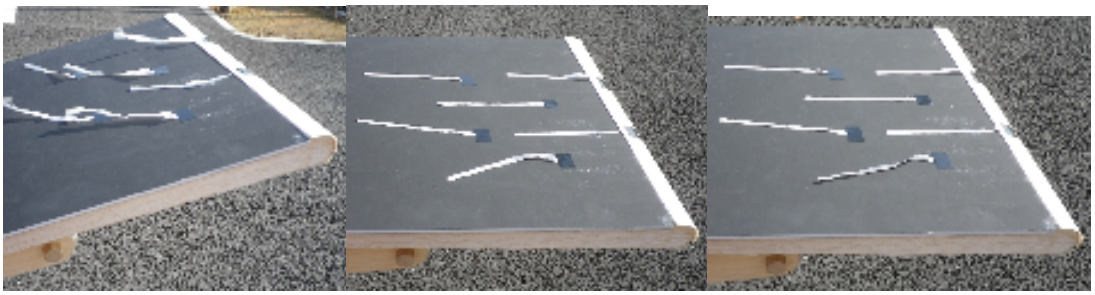


図 4. 7　滑走板の迎え角決定のための予備実験
左から迎え角＝+10 度、0 度、-5 度；風速 7 から 10 [m/s]

4.2.2 第 2 回海上試験　　2012 年 2 月 6 日実施

予備試験の結果を受けて、実験システムとくにプラットフォーム滑走板の大幅な改修を行った。滑走板に 1.5m×0.6m の標準的な耐水ベニア板を用い、一端を高速ボートのバウスプリットに回転自由度を持たせて固定し、他端（スターン側）の高さを半固定的に変更可能とした。また、安全のためのキャッチネットも装着した。図 4.8 にプラットフォーム滑走版を示す。滑走版上には空気の流れを可視化するために風見（テルテール）が 6 カ所に添付されている。滑走版上の流れがスムースな層流であれば、テルテールは滑走版表面に張り付くようになる。図 4.9 に POC-3 の取り付け状態を示す。

図 4.8　滑走版とテルテール

図 4.9 高速ボートへの POC-3 取り付け

以上の準備の下に、再度、油壺湾において離発着試験を実施した。滑走版の迎え角を段階的に 3 通り変化させプラットフォーム滑走版上の気流を観測した。その結果、気流に対して 5 度から 10 度の頭下げ状態が適切であることが判明した。

以上の設定のもとに、POC-3 を釣り糸によって滑走版上に手で固定し高速ボートを風に向かって正対して速度を増加させていった。風速計がほぼ 7.5[m/s]を示したところで POC-3 のプロペラを高速回転させフリーにした。POC-3 は、滑走版上を滑走したのち、高速ボートを離れ、やや沈下した後急上昇した。

図 4.10 は、POC-3 の飛行状態を示している。高速ボートの上空を数回旋回した後、着船を試みたが、以下の理由で着船は実現できなかった。

（1） 高速ボートのスピードが十分でなく、POC-3 の失速速度よりもはやい速度を維持できなかった

（2） 試験海面は風向きがほぼ一定していたが、POC-3 の飛行高度においては風向の変化が激しく操縦が困難であった。

以上の経験に基づいて、試験海域の再選定を行うとともに概念実証機をより低速タイプに変更する等の回収を行って再試験に臨むことを決定した。

図 4.10　POC-3 離船の瞬間

図 4.11　POC-3 離船後海上飛行状態

4.2.3 第 3 回海上試験　　2012 年 2 月 8 日実施

3 章で述べた試作プラットフォームと POC-3 を用いて、第 2 回と同様の試験を実施した。試験を実施する海面は殆ど波がない平水状態に近いので、図 4.12 に示すようにプラットフォームは高速船に固定したが、図 4.13 に示すように滑走板の迎え角は固定用ロープの長さにより調節可能であり、安全ネットも装着した。

図 4.12　高速船に固定したプラットフォーム　図 4.13　滑走板迎え角調整ロープを安全ネット

以上のコンフィギュレーションの下に離発着試験を再度実施した。POC-3 期待の保持とリリースの方法は、前回と同様に、釣り糸 3 本用いて、手で行った。主要な結果は、以下の通りである。

1)　高速ボートがほぼ 7 [m/s]に達したところで、POC-3 のモータをフル回転させ、エレベータ角を最大にして、スタートさせた

2)　POC-3 は、前方に生きよい良く飛び出したが、滑走板を離れた瞬間に沈下し、機体をプラットフォーム固定用ロープに接触した

以上の結果から、プラットフォームの諸パラメータの設定が不十分であり、また、POC のオペレーション条件の再検討も必要であることが、判明した。今後の課題として、早急に着手すべきであると、結論した。

4.3　宇宙往還機の実証実験のまとめと将来実験計画

本実証実験の結果から得られた主要な結果は、

1)　高速ボートとPOC-3の協調動作による海上離発着着システムは、穏やかな海面を利用する場合には、技術的にフィージブルである

2)　高速ボートおよびPOC-3操縦者のワークロードは、同上の条件下では中程度であり、通常の滑走路への着陸よりもむしろ低い

以上により、日本独自の有人宇宙往還システムを実現するための1方法として、物理的にも法制的にも制約の少ない水上離発着方式の概念を実証するという本研究の目的は、達成された。具体的なアプローチとPOCの将来構想は、以下の通りである：

本コンセプトは全く未知であり、常識的な観点からは一見リスクの高い未実証の離陸・着陸システムである。そのため、本格的な研究開発着手前に、概念の実証（POC: Proof- Of-Concept）を実施し、フィージビリティを技術的に示す必要がある。このために行う実証試験においてキーとなるのは、POC機体と高速船との協調であることから、両者のインターフェースをとる離着陸プラットフォームに焦点を絞り、水上（海上）試験によって妥当性を確認した。また、安全性とリスクに関するデータも取得した。

以上の目標設定を行った後、遠隔操作の電動式プロペラ機（POC-3）とプラットフォームを整備し、高速ボートに取り付けて、海上試験を2度にわたって実施した。試験場所は、海面状態が穏やかな油壺湾を利用した。

第一回目の海上試験から、離陸時のプラットフォーム滑走面の迎え角を正方向にとると、POC機体にスムースな気流があたらず、乱流の状態となるため離陸に必要な揚力が発生しにくいことが判明した。このような状態においても、約1.2mの助走で時速約40kmの高速ボートから離陸が可能であることは、実証された。また、測定機器も十分な整備が間に合わなかったために定量的なデータは取得出来なかった。しかし、POC離陸速度と高速ボートの協調動作（併走）時におけるPOCパイロットと高測定操縦者との機能分担、着陸時における両者のワークロードなどに関する貴重なデータが得られた。また、安全対策と不具合発生時の直接の着水時のリスクに関する知見も得られた。

第二回目の海上試験に際しては、測定装置の整備、POC機体の防水処置、プラットフォーム滑走面の迎え角設定予備試験などを行い、実験計画を立案した。この予備試験から、プラットフォーム滑走面の迎え角は、マイナス数度（やや下向き）することが適切であることが確認された。これにより、高速船の速度に比例した層流がPOC翼面に当たって揚力を発生することを確認した。また、滑走面長さを1.5mとした。高速艇の速度による揚力が短い滑走距離で浮上することを可能にすることを確認すると共に、浮上時の対空速度を測定した。離陸後、POC-3は自由飛行状態となり高度を上げた後に飛行速度を落とし、異なる速度において高速艇と併走することを確認した。失速速度の測定は、海上に落下のリスクを回避するために行わなかったが、POC-3については時速15km以下であると推測される。着陸時には、ネット利用するなどの安全策をとった。

以上に述べた海上試験によって、静かな海面を利用すれば、高速船からの離発着をキー技術とする水上離発着システムが実現可能であることを実証した。このシステム実証が、本研究の最大の成果である。

今後の課題として、以下の段階を踏んで試験を実施し、実証データを蓄積する予定である。

1) 遠隔操縦システムをジョイスティックに変更して、操縦性を向上させる
2) POC機体に姿勢センサとGPS受信機を搭載し、リアルタイムで地上ステーションに送信し、パイロットに表示する
3) POC機体を、電動高速タイプのPOC-1に変更して海上離発着に必要なデータを取得する。機体が高速タイプとなり、操縦性も大きく変わるので、データ取得と分析を詳細に行う
4) POC-1に姿勢安定装置と自動操縦システムを組み込み、可能な限りの自動化を目指してパイロット・ロードを軽減する
5) 概念検証機による最終段階は、POC-2機体に既得技術を搭載して、海上試験において、離陸・上昇・降下・併走・着陸という一連の動作全てをスムースに行うことである。POC-2は、有人用の実機と同様に、ジェットエンジンにより推進される。ジェットエンジンは、電動モータと異なり、スロットル変位に対する出力特性が極度に非線形である。したがって、ジョイスティックと推力調整レバーによるパイロットフレンドリーな操縦システムを整備する必要がある。また、失速速度も高いので、高速ボートも新たに整備しなおす必要がある。
6) 概念検証実験のもう一つの試験項目は、高高度におけるジェット推進の空気補給システムのフィージビリティの検証である。最新技術による複合材超高圧タンクは、200気圧を超える酸素または空気を貯蔵できるので、これを上空における希薄な空気補填してジェットエンジンの出力を維持する方式である。この概念の検証には、さらに広大な試験空域が必要となる。

要約すれば、本研究の成果により、日本における物理的・法制的制約の下で実現可能な、水平離着陸宇宙往還機の方式に関する概念が検証されたと考えられる。

# 第５章 宇宙往還機の将来開発計画と実証実験の位置づけ

## 5.1　　コンテクスト分析

本実証研究の目的は、日本独自の有人宇宙往還システムを実現するための1方法として、物理的にも法制的にも制約の少ない水上離発着方式の概念を実証することであった。この概念実証段階は、宇宙往還機の実機開発における1段階に過ぎないことを明言する必要があろう。具体的には、両者に関わるステークホールダを展望することにより、明らかになる。そのために、図5.1および図5.2に概略のコンテクスト分析結果を示す。

図5.1に示すように、宇宙往還機の実機開発と運用には、通信インフラストラクチャなどを含む極めて大規模なシステムとなる。本格的な検討には、関連省庁や多くの企業を含むコンソーシアムを設立して、ビジネス・予算・技術の3方面から詳細な検討が必要となる。

図5.2は、概念検証段階に関係するステークホールダを抜き出して、太字で示したものである。本図から明らかなように、POC段階では、大規模なインフラストラクチャに関与する省庁などは当面含む必要はなく、技術の実証とコンセプトのデモンストレーションを分かり易く可視化し、進んでプロジェクトに投資する顧客を見出すことが主テーマとなる。未知の技術がキーとなるプロジェクトにおいては、このようなデモンストレーションが極めて重要である。

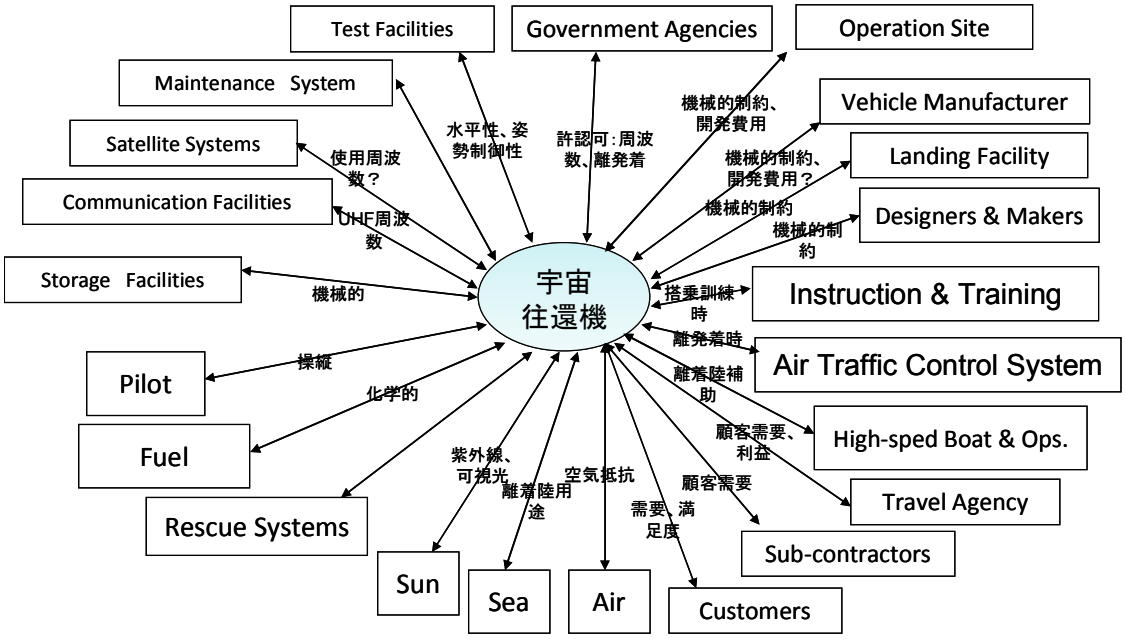



図 5.1　宇宙往還機のコンテクスト・ダイアグラム

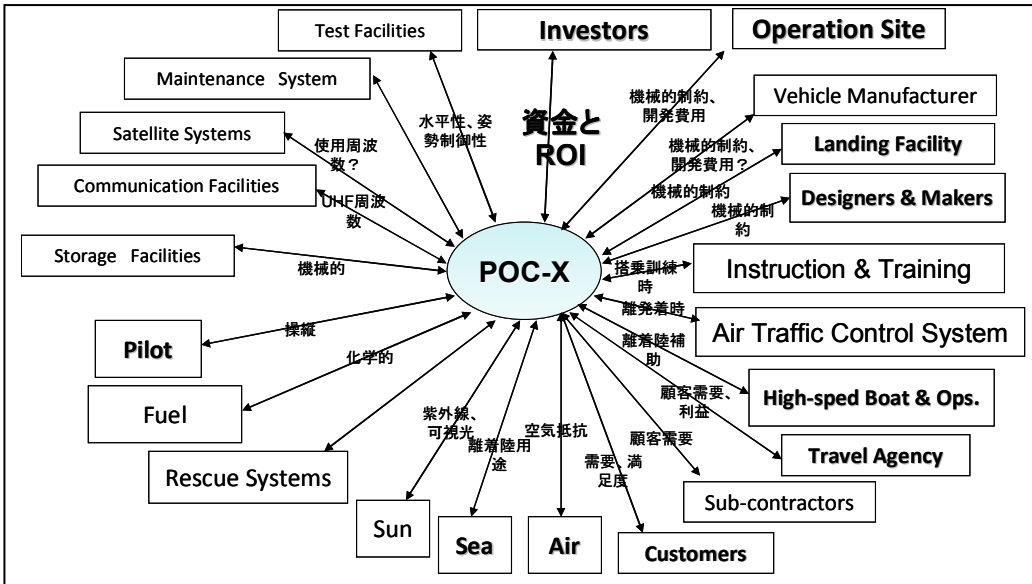



図 5.2　概念実証機のコンテクスト・ダイアグラム

## 5.2　デュアルVモデルによる概念検証段階の位置づけ

図5.3に概念実証段階の位置づけを、デュアルVモデルで示した。宇宙往還機開発のプロセスは、アーキテクチャVモデルに沿う形で進められるが、その概念検討段階におけるエンティティVとして、概念検証モデルと実証試験を位置づけることが出来る。図5.3に示すように、POCオペレーションの成功とそれを訴えるビジュアル化されたツールは、投資家を始めとする潜在的な顧客の関心を集め、本格的な宇宙往還システムの開発をスタートさせる起爆剤となり得る。その意味で、POCの役割は、極めて重要である。

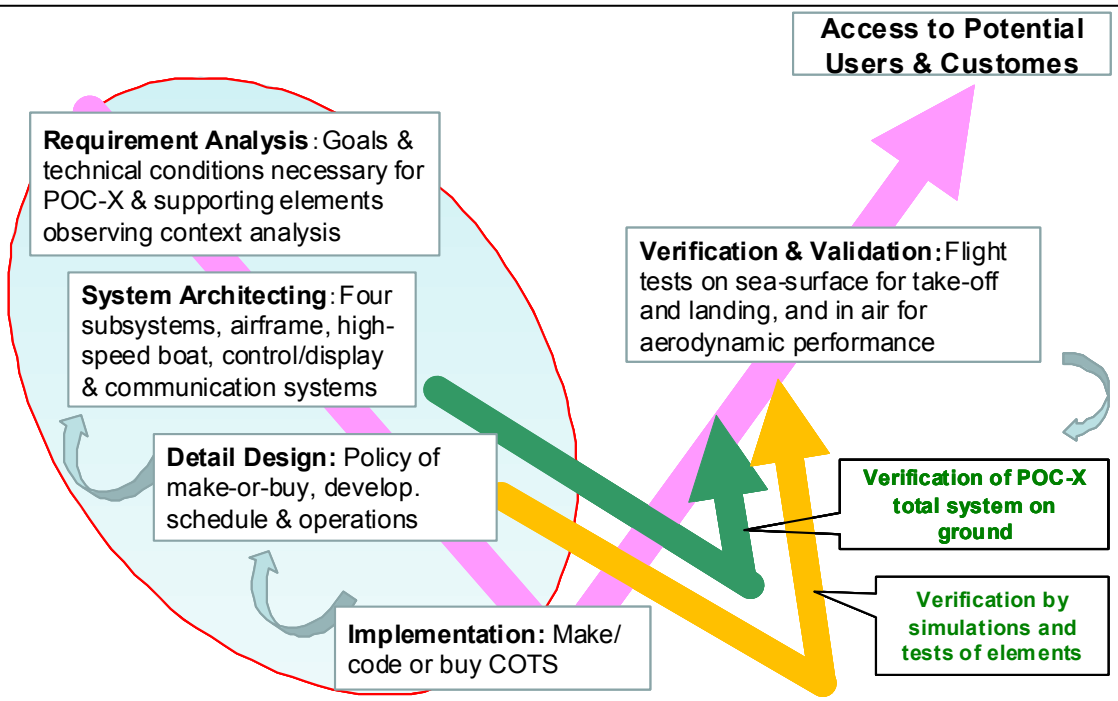



図 5.3　宇宙往還機開発のデュアル V モデルと POC-X の位置づけ

謝辞

指導教官である春山　真一郎教授に「往還機」を研究する機会を与えていただき、また実験の支援と論文執筆の指導をしていただいたことに深く感謝申し上げます。

また、高野　研一教授、手嶋　龍一教授には貴重なアドバイスをいただき、深く感謝いたします。そして、機械力学とシミュレーションに関して多大なご支援をいただいた西村　秀和教授にお礼申し上げます。また特に海上実験を指導していただいた狼　嘉彰顧問に感謝申し上げます。

最後に修士論文の作成に当たり、妻紀子の協力に感謝します。

参考文献


1) 狼嘉彰，冨田信之，中須賀真一，松永三郎:“ 宇宙ステーション入門　第２版”，東京大学出版会, 2004.

2) 小川真由，狼嘉彰:“ サブオービタル宇宙輸送機のコンセプトデザイン”，宇宙輸送シンポジウム講演集，pp.61-64, 2004.

3) Yamanaka:“ Fundamentals of Air breathing Rocket Combined Cycle (ARCC) Engine and Design of the ARCC Engine Powered Single-Stage-To-Orbit (SSTO) ”, IFAC at St. Petersburg, 2004.

4) A.V. Nebylov, Y. Ohkami, N. Tomita: “ Control Aspects of Aerospace Plane Docking and Undocking with Moving Ekranoplane”, IFAC at St. Petersburg, 2004.

5) 大野正博，山口恭弘，畑剛，高浜盛雄，宮沢与和，泉達司,”ALFLEX のロバスト飛行制御”，計測自動制御学会論文集,Vol.34, No.12, pp.1905-1912, 1989.

6) Yoshikazu Miyazawa and Toshikazu Monoda, ”Longitudinal Landing Control Law for an Autonomous Reentry Vehicle”, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.22, No.6, pp.791-800, 1999.

7) Y. Ohkami, Yasushi Ogasawara, Masayoshi Ogawa, Takeshi Sakamoto and Yosuke Nagao: “A Proof-of-Concept Approach for Horizontal Take-Off and Landing Rocket Plane”, IFAC at St. Petersburg, 2004.

8) 高橋正樹他：「水上水平離着陸型宇宙往還機コンセプト実証試験」日本ロボット協会報告、2004 年

9) 萩原 明早香：「海上を利用した水平離発着宇宙往還機 - 日本独自の有人機実現に向けて -」システムデザイン・マネジメント研究科　修士論文、2009 年 3 月

10) 岡本　修、「ロボット工学　講義資料」、２００９

11) 小田原　幸生、「二重倒立振子の製作と試験」平成 5 年度研究報告、大分県工業試験場、1993

12) 阿部龍蔵、「力学・解析力学」岩波基礎物理シリーズ、岩波書店、第６刷、2001

13) 美多　勉、他、「ロボット制御工学入門」、コロナ出版

14) 野波健蔵 平田光男「MATLAB による制御系設計」東京電機大学出版局(1998)

15) 杉江，藤本；近似線形化を用いた倒立振子の制御，計測自動制御学会論文集，第 31 号，10 巻，pp.1643- 1649（1998）

16) 浜田ほか：現代制御理論入門，コロナ社（1997）

17) 「倒立振子の安定化制御のラピッドプロトタイピング」MATLAB／simulink サンプルモデル解説書、mathworks、2005

18) 前田肇: 線形システム，朝倉書店，(2001)

19) 小郷寛，美多勉: システム制御理論入門，実教出版，(1980)

20) 加藤寛一朗， 航空機力学入門，東大出版，（2002）

21) Ohkami, Y., “*Spacecraft Dynamics*”, AIAA Encyclopedia of Science and Technology, 2002