

飛行船の自律ナビゲーション制御

岩瀬谷 正男*, 小原 伸哉**
工藤 一彦***, 長谷川 崇****, 高橋 満*****

Autonomous navigation control of an airship

Masao IWASEYA, Shinya OBARA
Kazuhiko KUDO, Takashi HASEGAWA, Mituru TAKAHASHI

Abstract

An aerospace field is mentioned as a candidate of the next-generation industry which bears Hokkaido. In order to realize low cost of a rocket, the simplification of structure, the simplification of a system, and the guidance technology of the low-speed flight object accompanying rocket recovery are required. Moreover, use of an airship is considered by inquiry of various activities in the calamity place where it is difficult for man to enter, pinpointing of the laying-under-the-ground place of a mine, and also the repair part of a plant etc. The guidance control technology of an airship bears an important role. This research aims at developing guidance control algorithm of a flight object, and is advanced by cooperation with the Tomakomai National College of Technology, Hokkaido University and a private enterprise. As the first paper, it introduces about introduction of the airship for an actual proof under trial production, the design review of a control system, and a development schedule.

Key Words : Airship, Guidance control technology, Optimum control, GPS

1. はじめに

北海道を担う次世代産業の候補として航空宇宙分野が挙げられる。大樹町の試験場では、商用の低コストロケットに関するプロジェクトが進められており¹⁾、道内からは北海道大学、北海道工業大学および室蘭工業大学の機械系研究者が参加している。ロケットの低コスト化を実現するためには構造の単純化やシステムの簡素化と共に、パラグライダーなどを利用したロケット回収に伴う低速飛行体の誘導技術を要する。また、人間の踏み入ることが困難な災害場所での様々な活動、地雷の埋設場所の特定、さらにプラントの修理箇所の探査などにも飛行船を利用することが検討されており²⁾、これらでも誘導制御技術は重要な役割を担う。

本研究は、上に記したいいくつかのケースに適用可能な飛行体の誘導用自律制御アルゴリズムの開発を行うことを目的として、苫小牧高専、北海道大学および民間企業との連携で進めている。

本稿では、飛行船を利用した誘導制御アルゴリズムの第一報として、試作中の実証試験用飛行船および制御系のデザインレビューを記し、開発のスケジュールについて紹介する。

2. 試験飛行船の概要

2.1 外観と仕様

本研究プロジェクト用に試作した実証試験用飛行船の外観写真を図1（ゴンドラは装着していない）に、主な構成と仕様をそれぞれ図2と表1に示す。試作機の全長は8mで最大直径は2m、条件が良ければ3kgの荷物を速度36km/hで運搬することが可能である。東京ドームなどの室内上空用の飛行船ではバッテリーと電気モータを動力としているが、本研究で扱うような屋外仕様では2サイクルエンジンを2発搭載している。

* 技 官（技術専門職員）機械工学科

** 助教授 機械工学科

*** 教 授 北海道大学大学院

**** 北海道大学工学部

***** 取締役 (有)ネクストワン

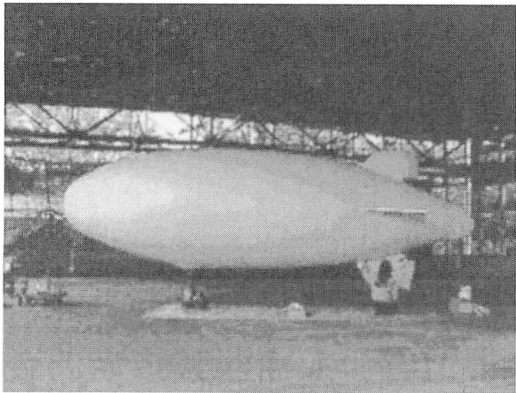


図1 自律ナビゲーション実証試験用飛行船

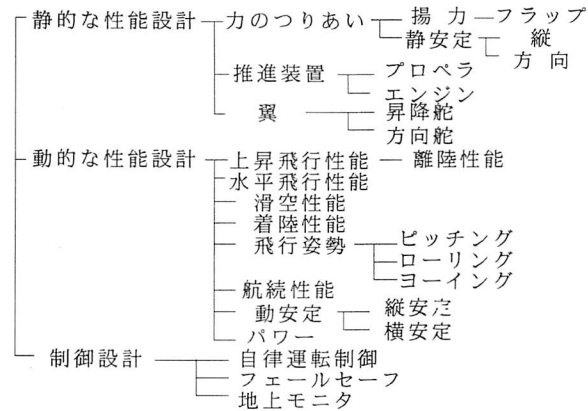


図3 飛行船の設計概要

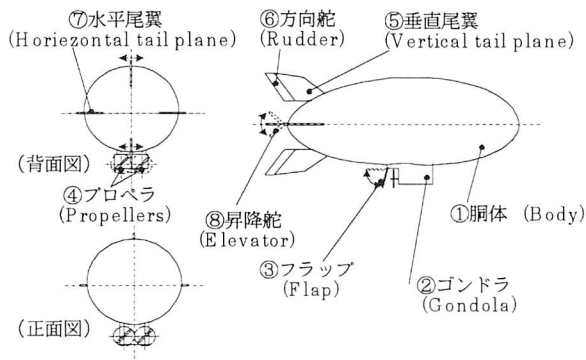


図2 飛行船の基本構成

表1 飛行船の仕様概要

船 体	：全長 8 m 最大直径 2 m
翼	：塩化ビニール製軟式
ゴンドラ	：水平 垂直尾翼 各 2 枚 計 4 枚
ヘリウムガス容量	：1 馬力エンジン 2 発 フラップ付
最大離陸重量	：2 0 m ³
最大貨物積載量	：2 0 kg
最大貨物積載量	：3 kg
(以上は、気温や大気の状態に変化することもある)	
最高速度	：3 6 km/h 1 0 m/sec
航続時間	：3 0 分
胴体文字面積	：縦 1 m × 横 3.5 m
送受信機	：郵政省許可 4 0 MHz 帯航空機用バンド

2.2 設計項目

図3に飛行船の設計項目を示す。飛行船の総合的なパフォーマンスは、構造形状や部材の仕様などで決まる静的な設計性能、設計の目標値が時間の経過と共に変化する動的な設計性能、およびセンサ入力から各アクチュエータの操作量を決定する制御性能で決まる。

3. 飛行船の空力学

3.1 揚力、抗力、推力

図4に飛行船モデルの定常水平飛行について、力のつりあいモデルを示す。飛行船の揚力 L としては静的揚力（Aerostatic lift）と動的揚力（Aerodynamic lift）とが働き、前者は「流体に作用する重力」に後者は「流体の運動」に起因する。一般に、静的浮力を利用するものを軽航空機（Lighter-than-aircraft, LTA），動的浮力を利用するものを重航空機（Heavier-than-aircraft, HTA）と呼ぶ³⁾。一方、本研究で対象としている飛行船はLTAに分類されるものの、船体の先端を少し上げて飛ぶ姿勢（迎え角のある飛行）を行うことにより、動的浮力を利用することも可能である。

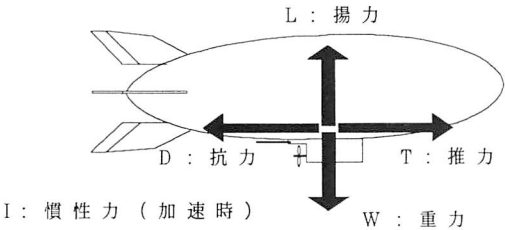


図4 定常水平飛行時の力のつりあい

飛行船の移動方向に働く流体抵抗を抗力と呼ぶ。推力 T は、動力を用いて抗力 D を打ち消すように作用する。試作機では、小型エンジンにプロペラを設置して推力を得るもので、プロペラ翼による推力の発生原理を図5に示す。プロペラに限らず、

翼形状を設計する際の揚力や抗力に関する係数（揚力係数と抗力係数）の値と推進性能は風洞実験によって求めるか、独ゲッチンゲン大学空気力学研究所、英王立航空研究所（RAF: Royal aircraft factory）、および米航空諮問委員会（NACA : National advisory committee for aeronautics, 現NASA）の3箇所による試験データを参考にすることが多い。

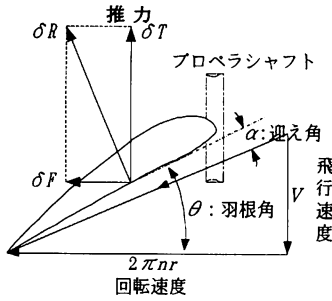


図5 プロペラ翼素

いま、航空機の翼面積に相当する試作飛行船の相当面積を S_p とし、全機抗力係数を C_{DP} と表すこととする。試作機が速度 V で空気密度 ρ 中を飛行するときの抗力 D は次式で求めることができる。

$$D = C_{DP} \cdot 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_p \quad \dots(1)$$

試作機の推力 T は(1)式の値と同じである。

試作機の揚力係数を C_{LP} とし、ヘリウムガスの封入による静的浮力を F_p とすると、揚力 L は次式で求めることができる。

$$L = C_{LP} \cdot 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_p + F_p \quad \dots(2)$$

(2)式で得る揚力 L と飛行船の重力 W は等しい値である。

試作機が速度 V で飛行する際のプロペラの推力は、次式から求めることができる。

$$P_r = D \cdot V = 1/2 \cdot \rho \cdot C_{DP} \cdot V^3 \cdot S_p \quad \dots(3)$$

飛行船の飛行速度と必要とするプロペラの推力との関係は、(3)式のほかに翼幅荷重（Span loading）、飛行機効率（Airplane efficiency）、そして最小有害抗力係数（Minimum parasite drag coefficient）の影響を受ける³⁾。また、プロペラには今回使用する固定ピッチ式のほかに可変ピッチ式のものがあり、後者では、図5の羽根角 θ を飛行状況に応じて変更してプロペラ効率を高く維持することができる⁴⁾。

(1)～(3)式の関係式は水平定常飛行について記したものであるが、本研究プロジェクトでは試作機の姿勢制御を最適化するように、さまざまな力学的なつりあいをマップグラフにすることを検討している。

3.2 飛行船の安定性

本節では、試作機の姿勢制御を行う際に要する飛行安定性について述べる。

(1) 静安定と動安定 図6に示すような湾曲面上を転がる球について考える。球は湾曲面の高いところから転がり、図の $+x$ と $-x$ 方向に振れながら次第に振幅は小さくなり、やがて底部で静止する。図6の右図は、この様子を時系列に示したモデルである。この例に示す、物体をある位置から変位させたときに元の位置に戻ろうとする力を復元力（Restoring force）と呼び、この性質があることを静的に安定であるという。また、時間と共に、物体はつりあいの位置に収束することを動的に安定であるという。

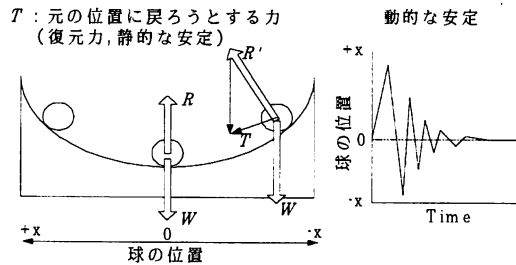


図6 湾曲面上を転がる球と静的・動的安定

(2) 縦運動と横運動 飛行機の座標軸表示には図7に示す風軸系のほかに機体軸系（Body axis system）がある。本稿では前者を用いることとし、このときの縦運動とは x - z 平面での運動を示す。縦運動は3自由度の運動であり、力は x 軸方向と z 軸方向（ピッチング）を考えればよく、モーメントは y 軸周りだけを考えればよい。図9に示す飛行船の上昇と下降は縦運動である。

一方、横運動とは縦運動以外のものを意味し、 z 軸および x 軸まわりの回転（図10および図11）運動がある。

(3) 飛行船の舵 飛行機の舵には昇降舵（Elevator）、方向舵（Rudder）および補助翼（Aileron）の3舵があるが、通常の飛行船には主翼がないことから補助翼はない。試作機の各舵の位置については、図2に示している。舵は、そ

これらの角度を制御することで各軸のまわりにモーメントを発生して力のつりあいを変更し、回転運動を発生する機能を持つ。

昇降舵：縦ゆれモーメントを発生して、上昇、下降および水平飛行を行う。

方向舵：横風中を飛行する際に片ゆれモーメントを生じるので、これを打ち消す。

飛行機の補助翼は、機体に横ゆれモーメントを発生して図11に示す横ゆれ角 ϕ を与える。このときに方向舵も操作することで、図12に示す旋回(バンク)運動を可能とする。一方、通常の飛行船には補助翼がないことから横ゆれ制御はできない。バンク角を取る急旋回を行うためには、エアブレーキやスポイラを設置するなどの工夫を要する。

飛行船の運動性能は舵部の性能によって大きく異なることから、舵の重さや効きの範囲については慎重に検討して決める必要がある。

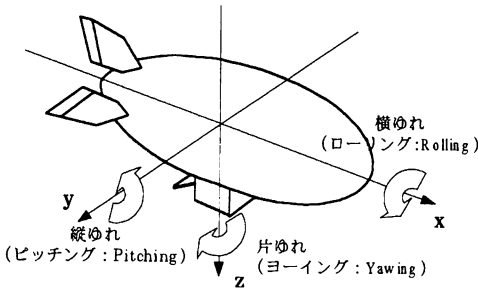


図7 風軸系 (Wind axis system)

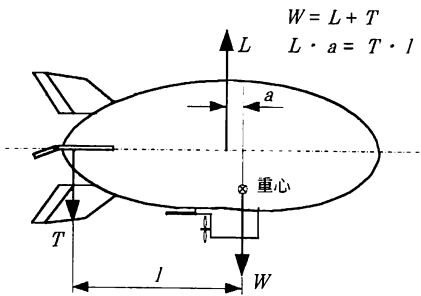
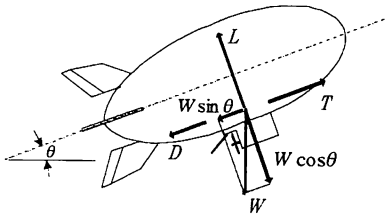
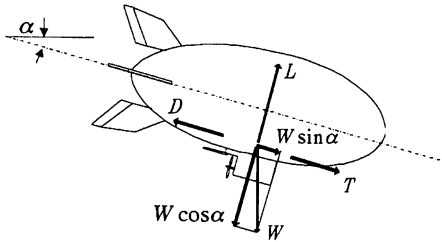


図8 縦のつりあい



(a) 上昇



(b) 下降

図9 縦ゆれ(ピッチング)運動のつりあい

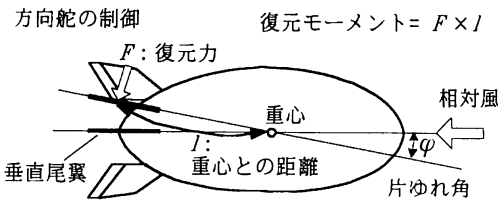


図10 片ゆれ(ヨーイング)運動のつりあい

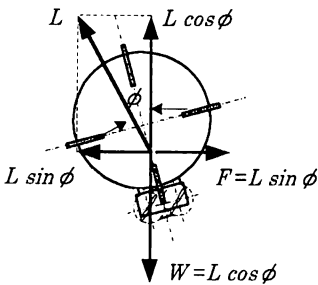


図11 横ゆれ(ローリング)運動のつりあい

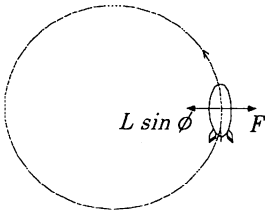


図12 旋回運動時の力のつりあい

4. 制御装置の試作

4.1 パワー制御

図13に2サイクルエンジンに直結した、プロペラ推進装置の実物写真を示す。図の下部には、プロペラとエンジンのほかにマフラーが見える。

パワー制御は、エンジンスロットルとサーボモータとをリンクして、制御コンピュータの指令により開度を調整して行う。

図14は、飛行船の胴体に設置したゴンドラの外観写真である。ゴンドラにはプロペラ推進装置のほかに燃料タンク、暴走時のロープ落下装置、制御コンピュータ、および計測器などを搭載しており、飛行船の重心から垂直下部に取り付ける。

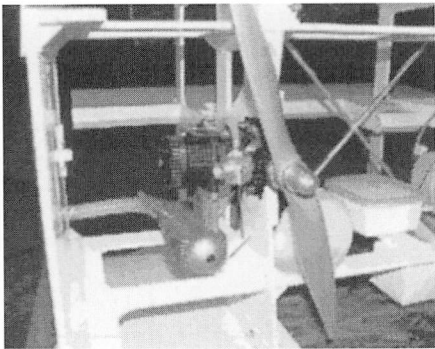


図13 2サイクルエンジンとプロペラ

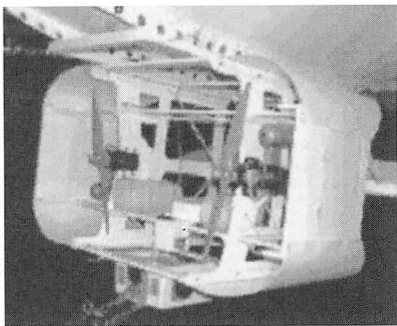


図14 胴体に設置したゴンドラ

4.2 制御機器の概要

図15は試作飛行船に搭載する制御系のブロック図で、図16は開発目標である自律ナビゲートの概略を示した図である。制御にはH8/3048Fワンチップマイコンを使用し、制御コンピュータへの入力、飛行船に搭載したセンサ（GPS、ジャイロ、加速度センサ）に関するものと、地上局からの（緊急）停止指令だけである。本研究の特徴である制御アルゴリズムは、燃費最善や運行時間の最短などの目標関数を最適化するように演算を行い（または演算結果のマップデータに基づいて）、各アクチュエータに操作量を送る。

現在アルゴリズムを検討している段階ではあるが、最適化の各方法とその特徴から遺伝的アルゴリズムの導入が有力である。

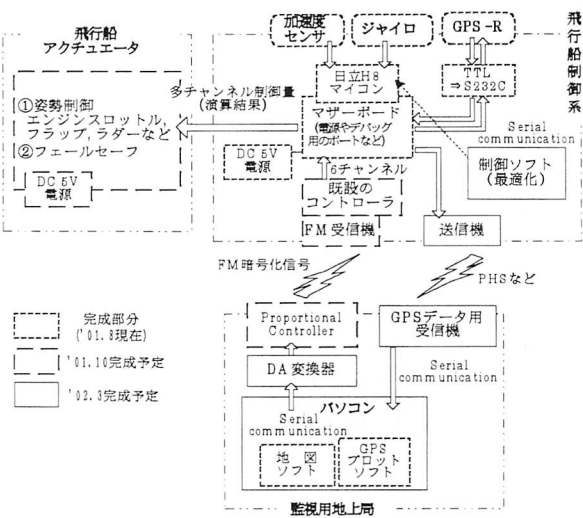


図15 自律ナビゲート飛行船の制御ブロック図

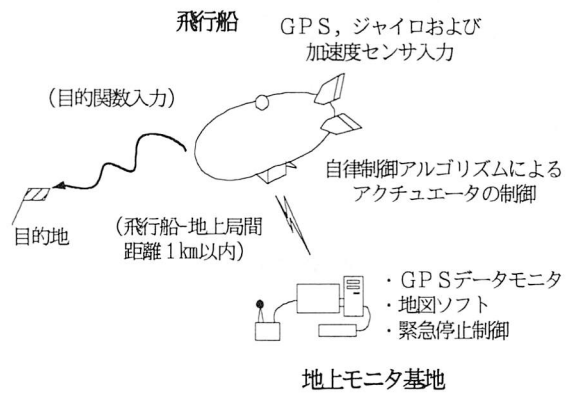


図16 自律ナビゲート飛行船の制御概要

5. 研究開発の実行計画

本研究プロジェクトの主なものは、平成13年度および14年度で終了する予定である。13年度は苫小牧高専機械工学科の卒業研究の学生1名と、北海道大学工学部機械工学科4年生の学生1名が共同で開発を進めている。両学生にとって良い刺激と経験になるものと確信している。

平成13年度および14年度の実行計画を以下に記す。

- 平成13年度
 - ①飛行船の試作と動作チェック
 - ②制御コンピュータの試作とセンサ信号の入力
 - ③制御コンピュータからアクチュエータへ制御量の出力

○平成14年度

- ①試作機の飛行運動性能の評価
- ②制御ソフトの組込みと自律制御動作の評価
- ③学会での講演と論文の作成

本研究プロジェクトの開発状況などを，機械工学科 熱・制御工学研究室のホームページ上で公開しています。飛行船の動画なども掲載していますので，是非ご覧ください。

http://www.tomakomai-ct.ac.jp/mech/thermal/whats_new.htm

謝 辞

本研究は，北海道大学大学院工学研究科機械科学専攻宇宙熱物理工学分野工藤一彦教授，および有限会社ネクストワン高橋満社長のご理解のもと，多くのご支援を承っております。深く感謝の意を表します。また，本研究では制御機器および制御プログラムについては，永原政隆君の卒業研究にて製作されたことを記し，深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 日本機械学会誌, 104-990 (2001), 337.
- 2) 後藤昇弘, ほか 1 名, 低層観測用小型飛行船の開発, ブイヤント航空, Vol.29 (2001), 51-55.
- 3) 牧野光雄, 航空力学の基礎, (2001), 1-2, 169-171, 産業図書.
- 4) 内藤子生, 飛行力学の実際, (1997), 162-163, 日本航空技術協会.

(平成13年11月29日受理)