室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

無人航空機自律飛行のための誘導制御システム技術：オオワシ2号機用誘導制御システム実現に向けて

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2015-03-25 キーワード (Ja): キーワード (En): Guidance, Navigation and Control, Telemetry and Command, Unmanned Air Vehicle 作成者: 上羽, 正純, 竹内, 僚太郎, 山下, 智也, 横田, 滋弘 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/3776

室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

無人航空機自律飛行のための誘導制御システム技術：オオワシ2号機用誘導制御システム実現に向けて

その他（別言語等）のタイトル	Guidance and Control System Technologies for Autonomous Flight of Unmanned Air Vehicle : Toward the realization of Guidance, Navigation and Control System for Owashi-II
著者	上羽　正純, 竹内　僚太郎, 山下　智也, 横田　滋弘
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	64
ページ	29-37
発行年	2015-03-13
URL	http://hdl.handle.net/10258/3776

室工大紀要第 64 号（2014）29~37

特　　集

無人航空機自律飛行のための誘導制御システム技術

-オオワシ２号機用誘導制御システム実現に向けて-

上羽　正純[*1*2]、竹内　僚太郎[*3]、山下　智也[*3]、横田　滋弘[*4]

Guidance and Control System Technologies for Autonomous Flight of Unmanned Air Vehicle

- Toward the realization of Guidance, Navigation and Control System for Owashi-II -

Masazumi UEBA[*1*2], Ryotaro TAKEUCHI[*3], Tomoya YAMASHITA[*3], Shigehiro YOKOTA[*4]

（原稿受付日　平成 26 年 11 月 28 日　論文受理日　平成 27 年 1 月 22 日）

Abstract

In order to realize unmanned air vehicle (UAV) which can fly autonomously, it is necessary to develop guidance, navigation and control system technologies as well as telemetry and command system technologies. The former achieves the required trajectory and attitude, the latter monitors the flight condition of the UAV and directs the adequate command in case of emergency. Besides, in the development of Owashi II, small-scale unmanned supersonic airplane, we need to establish required technologies by validating step by step. This paper describes the status of the development of the two systems.

Keywords : Guidance, Navigation and Control, Telemetry and Command, Unmanned Air Vehicle

1. はじめに

超音速機をはじめとする大気中を高速・高々度まで飛行する飛翔体実現のための基盤技術の一つである誘導制御技術は、姿勢の安定を確保しつつ所望の姿勢精度で目標地点へ飛行するのみならず、エンジン性能・空力加熱等の条件を満たしつつ、離陸、上昇、旋回、超音速飛行、下降、着陸といった各種飛行モードに自律的にかつ最適に飛行するための重要技術である。更にこれにより実現される小型無人超音速実験機は、誘導制御技術以外の空気力学、構造力学、推進力学の各基盤技術をシステム技術として確立するための実証プラットフォームとして大変重要である。

また、このような小型無人実験機には安全な飛行を目的として、通常の航空機同様、実験機から送られてくるデータにより地上において飛行状態を常に監視し、必要に応じて飛行モードの変更、緊急時の安全モードへの移行措置を指示する等の遠隔監視制御を有することが必須である。すなわち、誘導制御システム技術の研究開発は飛行制御としての誘導制御系技術と監視制御としての遠隔監視制御系技術の両方をセットで進めることが重要である。

ここでは、オオワシ 2 号機を最終無人航空機と想定して、2011 年度より開始している無人航空機自律飛行のための誘導制御システムについて構築の基本方針、構成ならびに現在の進捗状況を紹介する。

*1 室蘭工業大学　もの創造系領域
*2 室蘭工業大学　航空宇宙機システム研究センター
*3 室蘭工業大学　航空宇宙システム工学専攻
*4 室蘭工業大学　生産システム工学系専攻

2. 小型無人超音速実験機の飛行条件

マッハ２の超音速の実現を目指す本実験機は、離陸から超音速に到達するまでの10分程度の飛行時間で概ね 100ｋｍ飛行し、高度 10ｋｍに到達することを想定している（図１）。実験機が離着陸可能で、かつ、安全の観点から、離陸直後から海上に出ることか可能で、海上での飛行距離が 100ｋｍ確保可能な実験場所として、北海道大樹町の多目的航空公園の使用及びその東方海上エリアの飛行を想定している。

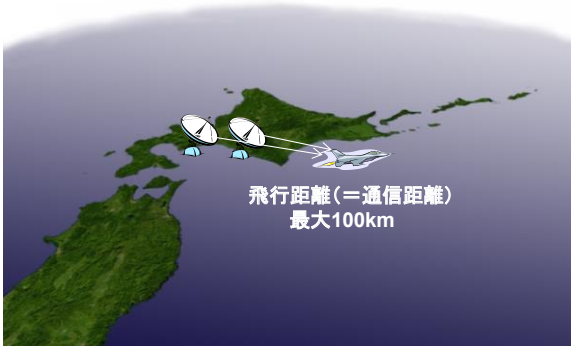


図１　小型無人超音速機の飛行実験

3. 誘導制御システムと要求性能・機能

3.1 基本構成

航空宇宙機の誘導制御システムは図２に示すように誘導制御系（Guidance Navigation and Control Subsystem 以下 GNC 系）と遠隔監視制御系（Telemetry and Command Subsystem：以下 TTC 系）より構成される。

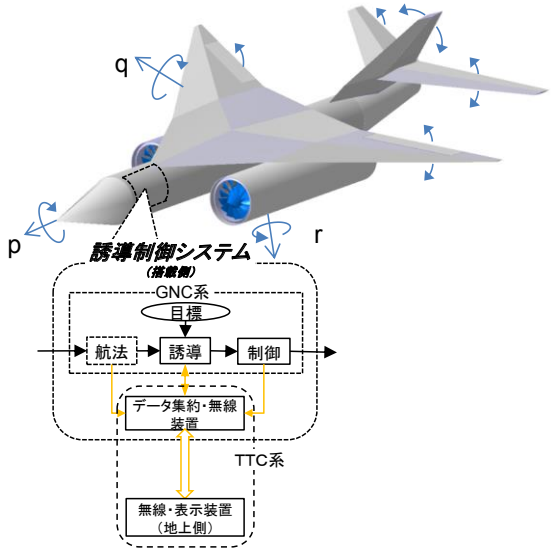


図２　誘導制御システムの基本構成

GNC 系については、更に航法、誘導、制御の各サブシステムよりなる。

TTC 系は、実験機側と地上側のそれぞれに用意した無線通信装置を用いて、実験機から地上へ飛行状態を伝送するテレメトリー回線と地上から実験機へコマンドを送信するコマンド回線より構成される[1]。

3.2 要求性能・機能

無人航空機の自律飛行のための誘導制御システムの基盤技術の目標性能として、現段階では暫定的に表１に示すオオワシ２号機による実証飛行実現のための性能目標を用いる。重量、消費電力、体積については、オオワシ１号機以上の大きさの機体に実装できることを前提とした。

また、下記機能を具備することとした。

1) 位置・速度・姿勢制御、飛行モードの切替
2) 飛行データを常時かつ緊急時でも可能な限り取得
3) 自律制御の段階的開発のため、手動操縦と自動飛行の切替が可能

表１　要求性能（暫定）

GNC系	姿勢制御精度		0.1～1°
	重量		1kg以下
	消費電力		1W以下
	体積		1,000ｃｍ³以下
TTC系	ﾃﾚﾒﾄﾘ回線情報速度		128kbps程度
	ｺﾏﾝﾄﾞ回線情報速度		10kbps程度
	搭載側	重量	2kg以下
		消費電力	10W以下
		体積	2,000ｃｍ³以下

4. 誘導制御システム構築の方針と課題

ここでは、図２に示した誘導制御系と遠隔監視制御系の構築の方針と課題、さらには飛行実証の観点からの構築の方針と課題を述べる。

4.1　誘導制御系

①市販慣性航法装置の使用

航法系を実験機に実装する手段として、近年小型低価格化が進む市販の慣性航法装置を用いる。これにより、搭載マイコンボードでの処理を誘導・制御則計算に特化させる。

課題：市販の低価格慣性航法装置は、ロケット搭載品と比して位置、速度、姿勢誤差が大きい。そのため、

実験の飛行時間内において使用可能なことを確認する必要がある。

② 誘導則の生成

一般に誘導系は、航法系による計算結果より、現在の位置・速度・姿勢から、目標点まで到達するための飛行経路及びそこに到達するための制御目標を生成する。航空機の場合にはあらかじめ設定されている飛行経路には、エネルギー最小等の評価基準がないため、ロケットと同様な誘導則は不要である。但し、次に述べる制御系によりほぼ飛行経路を達成しているという前提のもと、次の飛行モードに移行させ、座標系等の基準を生成するという役割を担わせる。

課題：あらかじめ設定した飛行経路がどの程度達成されるかを見極め、ずれが大きい場合にはそれに応じた誘導則を導入する。また、緊急時の誘導則も準備しておく必要がある。

③飛行モードに対応した制御系

ＰＩＤ制御器を基本に、表２に示す飛行モードに対応できる各種制御則を準備しておく。

表２　飛行モードと制御

	制御変数	飛行モード				
		離陸(含む上昇)	水平定常	旋回	着陸(GS＆AT同時制御)	着陸（自動フレア）
縦系の制御	U（X軸方向速度）	誘導則指示値	一定	一定	誘導則指示値	誘導則指示値
	W（Z軸方向速度）	誘導則指示値	一定	一定	誘導則指示値	誘導則指示値
	θ（ピッチ角）	誘導則指示値	一定	一定	誘導則指示値（一定）	誘導則指示値
横・方向系の制御	V（Y軸方向速度）	ゼロ	ゼロ	ゼロ*	誘導則指示値（ゼロ）	誘導則指示値
	Φ（ロール角）	ゼロ	ゼロ	一定	誘導則指示値（ゼロ）	誘導則指示値
	ψ（ヨー角）	ゼロ	ゼロ	目標角迄	誘導則指示値（ゼロ）	誘導則指示値

課題：超音速飛行に適した機体形状は、亜音速となる高迎角低速の着陸時には機体の不安定度が増すためこれに対応した制御則を使用する。一方、離陸時の全備重量に対して、超音速飛行完了後の帰還時の全備重量が半分以下となるなどによりダイナミクスの変化が大きいこと、機体のダイナミクスは完全には飛行前には完全には把握できないことを想定して、飛行中の制御系が作動している状態でのリアルタイムでダイナミクス同定することが必要である。

④　誘導制御回路

②、③のアルゴリズムを実装する誘導制御回路は、必要な機能を有し、現時点で最高性能を有する市販のマイコンボードを用いる。

課題：所望の周期での誘導則、制御則等の各種計算の総処理量及び周辺機器との高速データ通信速度ならびにそのポート数を明確化する必要がある。不十分な場合は、同一シリーズの上位マイコンボードへ移行が容易な措置を講じる必要がある。

4.2 遠隔監視制御系

① 誘導制御回路との分離

遠隔監視制御系の目的は、可能な限り飛行状態をモニターし、確実に地上からのコマンドを伝送、機上で受け取ることである。そのため、誘導制御系自身の不具合が遠隔監視制御系に及ばない方策として、重量、容積の点では劣るが、それぞれの制御系のコアとなる制御回路を独立な２枚のマイコンボードで構築する。

②市販無線通信技術による装置の調達

遠隔監視制御系で重要となるのは、表１に示すように地上装置と実験機を結ぶ伝送距離、実験機側からデータを送信するテレメトリーのデータ速度と実験機が受け取るコマンドに関するデータ速度である。これらの性能を満たす無線通信装置を市販品及びその改造、必要に応じて特注品として調達する。

課題：実験機搭載無線通信装置については、消費電力、重量、寸法に制約があるため、情報データ速度とのトレードオフを行う必要がある。また、無線通信回線確保の前提として全方位に同一の利得を有するアンテナを実験機に実装する必要があるが、使用する機体構造用のCFRPの影響を受けにくいアンテナを使用あるいは開発する必要がある。

4.3 飛行実証の観点から構築

4.1 及び 4.2 の方針に基づいて各サブシステムの構築を進めた場合、最終実験ではなく、小規模な飛行実証実験を実施しながら技術の確立及びハードウエアを構築することが、費用、リスクの低減という観点で望ましい。そのため、誘導制御系においては、センサ及びアクチュエータとの接続 I/F を RS232C、UART、PWM、遠隔監視制御系においては、無線通信装置との I/F を UART と汎用的な I/F を使用することに固定した。

これにより、ラジコン飛行機で一般的なサーボ、電動モーター、ジェットエンジン用 ECU の使用が可能となるとともに、飛行距離にあわせて市販の無線通信モジュールの使用も可能にした。

即ち、誘導制御系、遠隔監視制御系のコア部分は変更することなく、周辺装置の交換により使用機体及び飛行距離に対応できる構成となり、小型で安価なラジコン飛行機を用いた 100 m程度の距離での飛行実証からスタートして、段階的により大きなサイズ、高速飛行可能なラジコン飛行機を使用した１ ｋｍ、10 ｋｍと

段階的に飛行距離を伸ばした飛行実証が可能である。
課題：人間の視認を超える遠距離での飛行には、高信頼な無線通信回線の使用と確実な飛行制御が必要である。そのためには、長距離地上区間における無線通信伝送性能確認、設計通りの飛行経路を確実に自律飛行制御性能の事前確認が必要である。

5. 誘導制御・遠隔監視制御系構築の現状

4. での方針に基づき構築を進めている誘導制御システムの現状をハードウエア及びソフトウエアの両面から紹介する。ハードウエアとしては製作した回路・装置、準備した周辺装置を、ソフトウエアとしては、制御則の設計状況及びリアルタイムシステム同定アリゴリズムの研究状況、最後にラジコン機を用いて実施した飛行実証を紹介する。

5.1 構成回路及び装置

GNC 系と TTC 系については、図３に示すような回路、装置構成した[1]。緑点線四角にて GNC 系を黄色四角点線で TTC 系を示す。赤四角実践のハードウエアについては、新規製作を基本とした。但し、無線通信装置は、開発の初期段階及び初期飛行実証段階では市販無線通信モジュールを使用することとした。以下、新規製作の制御回路及び無線通信装置について説明する。

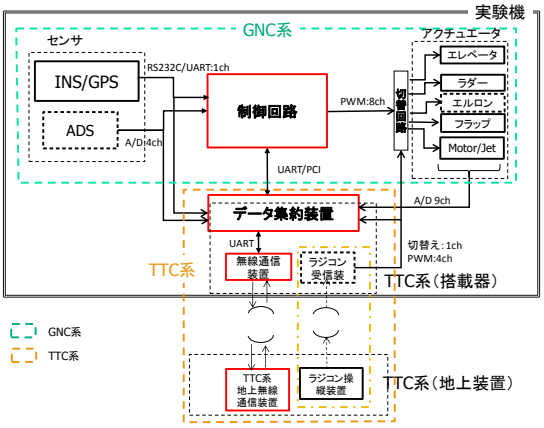
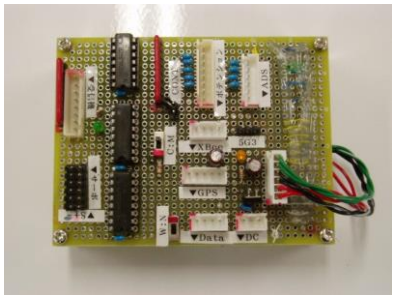


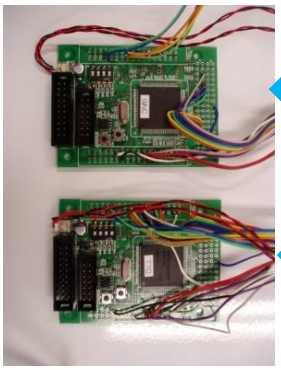
図３　誘導制御系・遠隔監視制御系構成

5.1.1 誘導制御回路・遠隔監視制御回路

製作した誘導制御・遠隔監視制御回路[2]を図４に示す。A は誘導制御及び遠隔監視制御一体型であり小さなラジコン機への装着を可能としている。B は分離型であり、その分接続する機器の CH 数を多く確保している。それぞれの性能を表３に示す。



A) 一体型



B) 分離型

図４　誘導制御・遠隔監視制御回路

表３　誘導制御・遠隔監視制御回路性能

	一体型	分離型*
CPU	SH7286	RX610 ×２
ROM (KB)	512KB	2MB×２
RAM (KB)	24KB	128KB×２
動作クロック (MHz)	100MHz	100MHz
計算周期	10ms	10ms
SCI　(ch)	2ch	3ch
PCI　(ch)	N/A	1ch
A/D　(ch)	9ch	13ch
PWM　(ch)	5ch	10ch
寸法 (WXLXD) (各mm)	100X80X30	(80X60X20) ×２
重量　(g)	200	200×２

*：2ボード合計

5.1.2 遠隔監視制御系用無線通信装置

現在、免許不要にて利用できる 2.4 GHz 帯の無線通信モジュールが各種市販されている。その中で、テレメトリー回線として伝送速度を 115.2 kbps が可能で段階的に飛行距離を伸ばした実証に使用できると思われる遠隔監視制御系の無線通信モジュールとして表４のように選定した[3]。

これらは共に半二重あるいは全二重通信対応であり、下りはテレメトリー回線、上りをコマンド回線として使用可能である。また、使用するアンテナにより伝送距離の長距離化が可能であり、最大 10 km での飛行に使用する予定である。 XBee-PRO S1 については屋外伝送実験により性能を確認完了し、TWE-STRONG については、今後性能確認を実施する予定である。選定した無線通信モジュールの外観及びサイズを図 5 に示す。

表 4　選定市販無線通信モジュールの伝送距離

製品名	使用アンテナ	伝送距離
XBee-PRO S1	U.FLｺﾈｸﾀ型ｱﾝﾃﾅ	500m（実測）
TWE-STRONG	内蔵ｱﾝﾃﾅ	1.7km(ｶﾀﾛｸﾞ値)
	無指向ｱﾝﾃﾅ	3.1km(ｶﾀﾛｸﾞ値)
	八木宇田ｱﾝﾃﾅ	10km(ｶﾀﾛｸﾞ値)

図 5　選定無線通信モジュール

100km の伝送距離を有する無線通信装置としては市販品は存在しないため、テレメトリー及びコマンド回線として表 5 に示すような性能を有する装置を製作することとした。現在、図 6 に示すようにテレメトリー受信装置の製作が完了し、テレメトリー用送信装置を本年度完成に向けて製作中である。

表 5　100 km用無線通信回線目標性能

	テレメトリー回線	コマンド回線
使用周波数(帯)	1281.5MHz*	400MHz帯
送信装置 アンテナ利得	0dB	0dBi
送信電力	2Wmax	1Wmax
受信装置 アンテナ利得	10 dBi	10dBi
情報データ速度	128kbps	10kbps

*:中心周波数

(a) 外観

項目	性能値
最小受信感度	-111.3dBm
FEC	Reed Solomon符号化
復調器	MSKあるいはFSKに対応
電力変動対応幅	-57 ～－111.3dBm
受信帯域幅	1.5MHz
復調データ出力	シリアルデジタルデータ
サイズ（mm）	300（L）×100（W）×40（H）

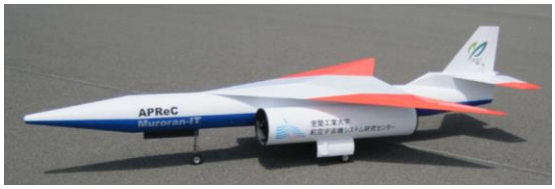
(b) 性能諸元

図 6　製作テレメトリー受信装置

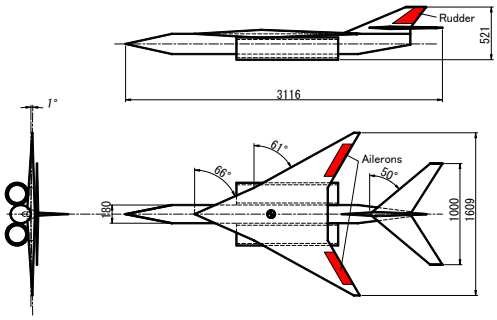
5. 2 制御系設計

表 2 に示したように本研究開発においてはフライングテストベッドとしての小型無人超音速実験機実現を目標にしつつ、離陸から着陸までの一連の飛行モードを自律で行う飛行技術の確立を目指している。

自律の飛行制御は技術として確立されているものの設計段階における無人航空機としては、空力、構造、推進及びシステムからの要求条件を満足しつつ、小型の超音速実験機であることに起因する問題を解決する必要がある。



a)外観



b) 形状寸法

図 7　オオワシ 1 号機

すなわち、空力的に静安定が不足あるいは静安定がない、推力も可変にできない等の厳しい条件下で、重着陸時の降下率を小さくするといった着陸制御性能が要求される。また、小型の無人航空機であるが故にかつ、今後の無人航空機の展開を想定して風洞試験による空力微係数の測定コストを不要にする、あるいは超音速機であるが故、燃料が全備重量に占める割合が高く、離陸前と着陸後のダイナミクスの変化が大きくな

ることにも対応できるよう飛行中にリアルタイムでダイナミクスを同定する手法が必要となる。

ここでは、着陸時の制御系性能の評価およびダイナミクス同定の検討状況について紹介する。

5.2.1 着陸時飛行制御系設計

小型の無人航空機は、その重量制限の観点から、強度の高い降着装置を構築することができず、着陸時には制御系により可能な限り降下率を小さくすることが望ましい。　そのためには推力を連続可変にすることが前提であるが、重量制限より推力可変のためのバルブシステムも搭載できず、推力がステップ状にならざるを得ないという制約がある。

表６　オオワシ１号機　質量特性及び空力微係数

質量(kg)	m	27.3
翼面積(m²)	S	0.9548
慣性能率(kgm²)	Ix	0.94
	Iy	8.30
	Iz,	11.13
慣性乗積(kgm²)	Ixz	0.155*

*:推定

a) 質量特性

C_{xu}	−0.134	C_{mu}	0.0
$C_{x\alpha}$	−0.142	$C_{m\alpha}$	−1.34
C_{zu}	0.0	$C_{m\delta e}$	−1.48
$C_{z\alpha}$	−2.95	C_{mq}	−5.03
$C_{z\delta e}$	−0.874	$C_{m\dot{\alpha}}$	−3.42

b) 縦の空力微係数

$C_{y\beta}$	-0.39015*	C_{lr}	0.0802
$C_{y\delta r}$	0.1483	$C_{n\beta}$	0.2693
$C_{l\beta}$	-0.1241	$C_{n\delta a}$	-0.4755
$C_{l\delta a}$	0.1022	$C_{n\delta r}$	-0.1152*
$C_{l\delta r}$	0.01521	C_{np}	0.0107
C_{lp}	-0.2194	C_{nr}	-0.484*

c) 横・方向の空力微係数

また、一般に航空機においては迎角が大きい状態では横･方向系の特性は大きく変化する。特に超音速機においてはデルタ翼形状であり、低速で着陸するためには、高迎角になり不安定化しやすい。これは、エルロンの利きに影響を与え、LCDP[4](Lateral Control Departure Parameter)として指標化されている。

これらを解決するための事前評価として図７に示すオオワシ１号機を対象に表６に示す特性及び空力微係数を用いてシミュレーションを実施した。これらの空力微係数のうち、$C_{l\delta a}$、$C_{n\delta a}$、$C_{l\beta}$、$C_{n\beta}$の４つについては迎角とともに変化する。

(1)　横・方向飛行制御系

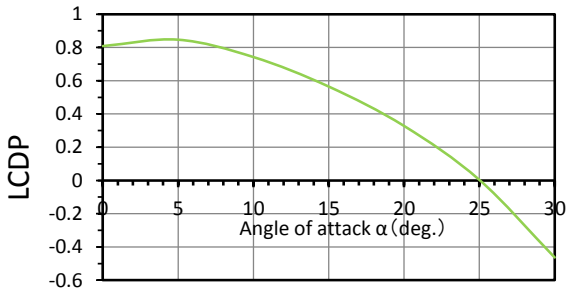
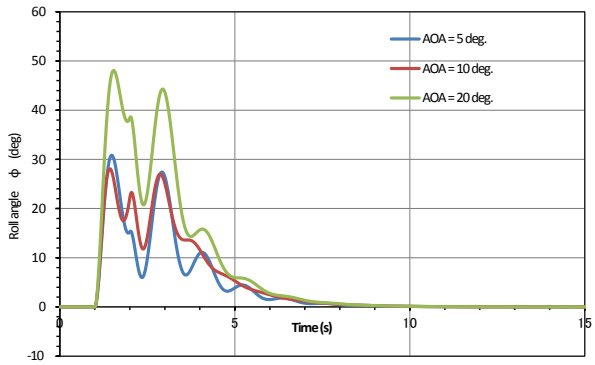
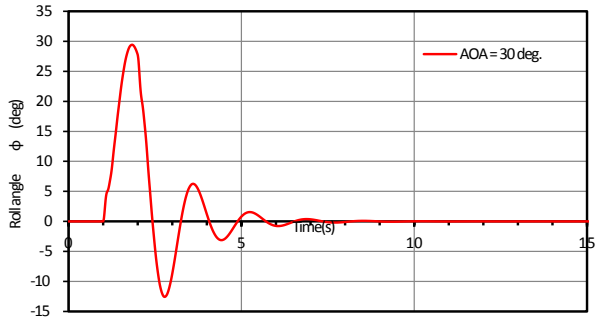


図８ LCDP　vs 迎角(AOA)



a)　LCDP>0 となる迎角



b)　LCDP<0 となる迎角

図９　突風に対するロール角変動

本制御系としては、横滑り角をゼロとするターンコーディネーションを実現する制御則[5]を使用する。

横・方向のダイナミクス　φ/δａの伝達関数においてその分子の定数項はLCDP と称され、オオワシ１号機

の迎角により変化する横・方向空力微係数を用いて計算すると図8のようになる。即ち概ね迎角25°以上では、エルロンに対する応答は低迎角の時と比べて逆応答となる。従って、1) LCDPが負とならない迎角で着陸する、2) LCDPが負になって場合制御パラメータを切り替える、3) LCDPが負にならないようにラダー等のループを組み込む等の方策を組み込む必要がある。ここでは、3) を検討するため、まず1)、2) について迎角によるダイナミクスの変化に対応させて制御系を独立に設計して着陸時の突風応答外乱に対するロール角変動について、横方向から1秒間、5m/sの突風を受けるとして評価した（図9）[6]。

LCDP<0の迎角においては、制御入力の仕方も逆になるため、最終的には突風に対しては同様の応答となる。しかしながら、ダイナミクス自体は逆応答特性を有している。また、オオワシ1号機のようなデルタ翼にあっては、5m/s程度の突風でも30～50°程度ロール角が変動することが確認できた。

(2) 縦系制御系

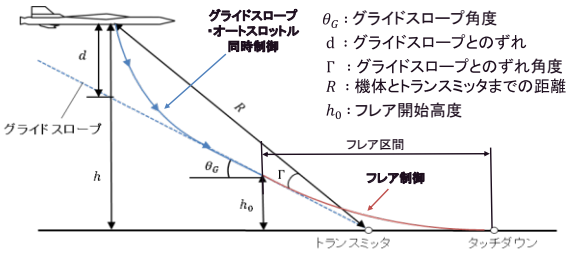


図10　着陸時飛行プロファイル

小型無人実験機においては、最終的に超音速飛行実験を実施に至るまでは、亜音速飛行の範囲内で繰り返し飛行実験することが必要であり、着陸はそのため必須の技術である。しかしながら、着陸時においては、降着装置及び機体構造への影響から、降下率を可能な限り小さくする必要がある。本実験機は、通常の航空機と同様に図10に示すように、ある高度からグライドパスにのり、高度10 m以下になった場合は滑らかに着地するためのフレア制御を行うことを想定している。グライドスロープにおいは、ピッチ角制御を行うとともに、降下する速度を一定とする制御を同時に行う。

この着地時の降下率及びフレア区間長を、横・方向制御の際と同様に、下向きの突風が作用した場合について評価した。突風についてはその大きさと作用タイミングが重要である。すなわち、制御系により突風から回復して着地可能かどうかという点に着目して、作用する高度を変えて評価を行った。大きさ5.0 mの突風が下向きに1秒間が高度2.0 m及び1.0 mで作用したとしてシミュレーションを行った結果のうち、降下率の履歴を図11[7, 8]に示す。

外乱がない場合の降下率0.1 m/sの高度を着地高度として、外乱が作用した時はその着地高度に接地した時点での降下率を評価した。高度2mで外乱が作用した場合には、接地までに降下率を回復できているが、高度1.0 mで作用した場合には、回復できずに0.7 m/s程度になることが確認できた。

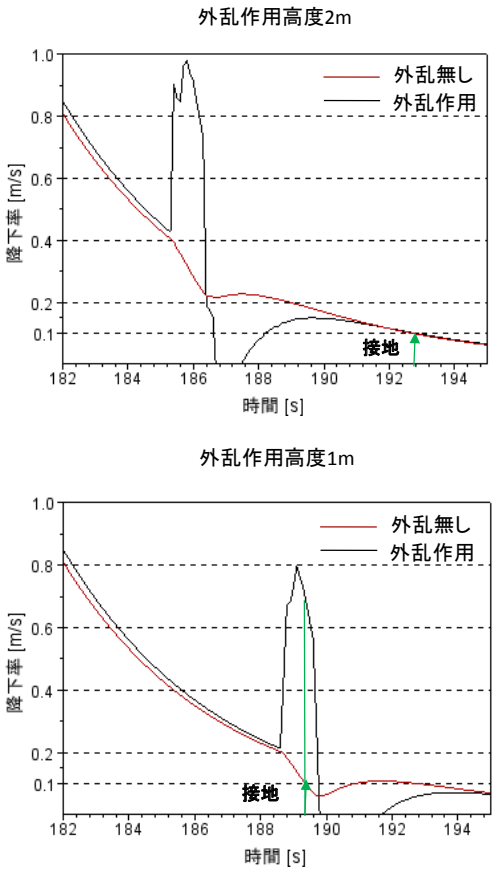


図11　突風に対する降下率評価シミュレーション

5.2.3 リアルタイムシステム同定技術

システム同定については様々な手法が提案されてきているものの、同定したい対象、ノイズ、加振条件に大きく依存する。かつ、当初の目的である飛行しながらダイナミクスを同定する場合には、それに適した工夫が必要である。ここでは、オオワシ2号機に適用するための課題を克服するとともに、飛行検証するために、実際に飛行可能なラジコン飛行機を対象としてシ

ミュレーションによる評価を行った。このラジコン飛行機のＣＡＤモデルを作成し、幾何学形状より空力微係数を推算し、この推算値よりオリジナル伝達関数を求め、この伝達関数を逐次最小二乗法によるシステム同定により推定可能となるセンサノイズ、加振条件を明らかにした結果を報告する。

図 12　検証用模型飛行機

表 7　模型飛行機の物理特性

機体重量$[kg]$	1.90
翼面積$[m^2]$	0.364
慣性能率$[kgm^2]$	0.132
全長$[m]$	1.173
モータ出力$[W]$	400
翼面荷重$[kg/m^2]$	5.21

使用するラジコン模型飛行機を図 12 に、かつ、その寸法、重量等の諸元を表 7 に示す。

本模型飛行機の縦系ダイナミクスとしてｴﾚﾍﾞｰﾀ角 δe に対するピッチ角 θ の伝達関数を求めることとして、下記の条件にてシミュレーションを行った。

・ﾋﾟｯﾁ角ｾﾝｻの観測ノイズ分散値　0.001°～1.0°
・計測時間　10 秒～50 秒
・ｴﾚﾍﾞｰﾀ角加振入力　M 系列入力（-1°～1°）
・動作周期：10 ms

図 13 に示すように、計測時間 20 秒、ノイズ分散値が 0.01°のときオリジナルのゲイン曲線と最もよく一致し、また、計測時間を増加させても推定精度は、ほとんど変化がなかった[9]。

今後は飛行制御中という閉ループ状態にて、かつ、加振源をエレベータ舵角でなく、ピッチ角コマンドとし、M系列以外の広帯域でスペクトル密度が大きい加振による同定手法を検討していく[10]。

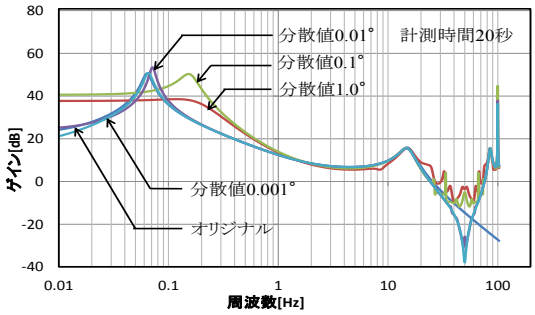


図 13　推定ゲイン曲線

6. ラジコン機を用いた飛行実験

これまで構築した誘導制御・遠隔監視制御回路、選択した無線通信モジュール、設計制御則が正常に動作することをラジコン機に誘導制御システムを構築し、飛行により正常に動作することを確認した。

使用した模型飛行機は前述のシステム同定で対象としたラジコン機であり、これに図 14 に示すハードウエアを組込み、誘導制御システムを構築した。

実証する飛行モードとしては、初めての自律飛行であるため最も簡単な水平定常飛行として、このために必要な最低限の制御則として、方位角を除くピッチ角制御則、ロール角制御則[11]を実装した。

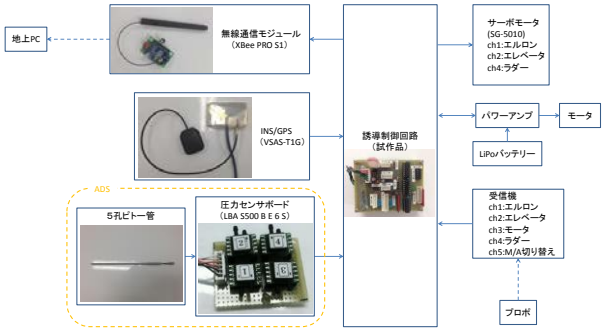
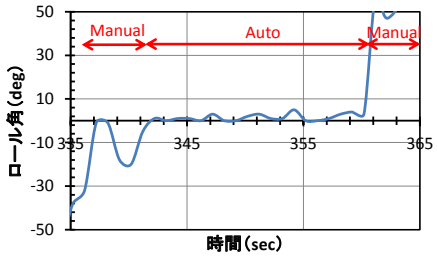


図 14　ラジコン機への実装の誘導制御系

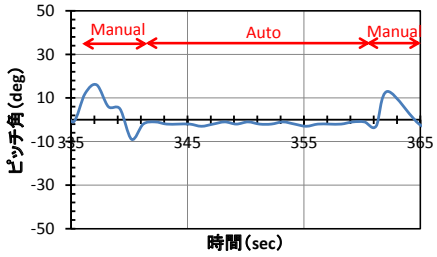
上記準備ののち、白老滑空場にておこなった飛行実験の飛行軌跡を図 15 に示す。図の軌跡において、白線は手動操縦による、赤が自動制御による飛行を示す。離陸から着陸までの中で、3 回の自動飛行を実施した。

軌跡中赤矢印で示した自動飛行におけるピッチ角、ロール角のプロファイルを図 16 に示す。ピッチ角、ロール角としては、概ね±2～4°以内に制御されており、約 400 mの水平定常飛行が達成された。

図 15　水平定常飛行実験軌跡



a）ロール角変動



b）ピッチ角変動

図 16　飛行実験における姿勢角プロファイル

しかしながら、軌跡からは、右にカーブしていることがわかる。本カーブはその後の各種確認試験において、慣性航法装置の座標軸、機体座標系、ラジコン機のトリムの３つのアライメントのずれにより発生していることが明らかとなった。そのため、今後そのずれを補正して水平直線飛行させるために方位角制御を実装するとともに、速度及び高度制御を組込み、完全な水平定常飛行の実現を目指す。また、今回の実験での誘導制御回路の計算量を確認し、今後の各種計算量の増加に対応するための基礎データとする。

7．まとめ

オオワシ２号機の飛行実証への使用のための汎用技術である無人航空機自律飛行のための誘導制御システム技術について、誘導制御システム構築に必要なハードウエア及びソフトウエア、それらの性能向上による交換を念頭に同時並行で実装し、段階的に飛行実証を行いながら、開発を進めている現状をまとめた。今後は、オオワシ２号機飛行における特有の課題を解決しつつ、必要なハードウエア、ソフトウエアの構築・検証の完了を進め、小型無人超音速実験機の完全自律飛行を目指す。

参考文献

<1> 上羽、“小型無人超音速機向け誘導制御システムの研究開発−概要−、”　年次報告書 2012　航空宇宙機システム研究センター　室蘭工業大学、2013 年 7 月，pp. 66−68

<2> 上羽、“誘導制御及び遠隔監視制御回路の開発、” 年次報告書 2012　航空宇宙機システム研究センター　室蘭工業大学、2013 年 7 月，pp. 84−87

<3>上羽、野口、竹内、“小型無人航空機向け遠隔監視制御系用無線通信装置の構築、” 年次報告書 2013　航空宇宙機システム研究センター　室蘭工業大学、2014 年 8 月，pp. 78−80

<4>　塚本、矢内原、水藤、“スプリットエレボンを用いた有翼宇宙往還機の横/方向制御の検討、”　第 41 回宇宙科学技術連合講演会、pp. 1225−1226，1997

<5>　上羽、溝端、“小型超音速実験機の着陸時横・方向制御系の検討、”　年次報告書 2012　航空宇宙機システム研究センター　室蘭工業大学、2013 年 7 月，pp. 77−80

<6>上羽、溝端、“小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討、” 第 51 回飛行機シンポジウム、香川県、2013 年 11 月、1C10

<7>上羽、横田、“小型無人超音速機の縦系着陸制御系設計と外乱に対する性能評価、” 年次報告書 2013　航空宇宙機システム研究センター　室蘭工業大学、2014 年 8 月，pp. 85−89

<8>横田、上羽、　“小型無人超音速実機の縦系着陸制御設計と外乱に対する性能評価、”第 52 回飛行機シンポジウム、長崎県、2014 年 10 月、2G09

<9 >山下、上羽、　“小型無人超音速実験機のリアルタイムダイナミクス同定法、”第 51 回飛行機シンポジウム、香川県、2013 年 11 月、1C12

<10 >山下、上羽、　“小型無人超音速実験機の飛行時リアルタイムダイナミクス同定法の検討、”第 52 回飛行機シンポジウム、長崎県、2014 年 10 月、2G08

<11>上羽、竹内、山下、“小型無人超音速機向け誘導制御システムの構築とラジコン機による飛行検証、” 年次報告書 2013 航空宇宙機システム研究センター　室蘭工業大学、2014 年 8 月，pp. 81−84