



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



小型無人超音速機向け離陸制御系の実証実験
(室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター一年
次報告書 2016)

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2019-03-15 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上羽, 正純, 高橋, 康平 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009794

小型無人超音速機向け離陸制御系の実証実験

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○高橋 康平(航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

1. 研究背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速機の開発が進められている。本機は滑走路から離着陸する必要があるが自律的な滑走離陸の手法は有人機、無人機ともに確立されていない。本研究では滑走離陸のための制御手法を提案し、シミュレーションおよびラジコン機での実験により性能を確認し、小型無人機の安定した滑走離陸技術の確立を目指す。離陸の手順は有人機では詳細に検討されており安定した離陸が可能となっているので、本研究ではこれを参考にした離陸プロファイルを定義し、無人航空機の滑走離陸技術を確立する。

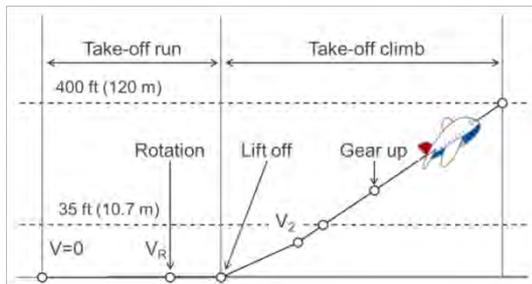


図1 小型無人機の離陸プロファイル

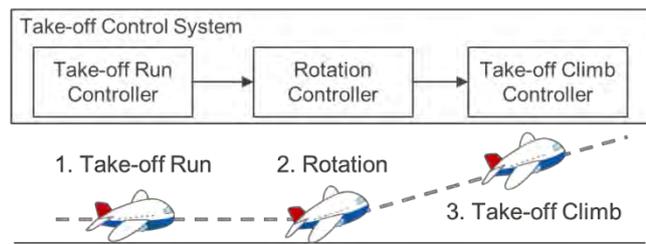


図2 離陸のフェーズと制御系

2. 問題の所存

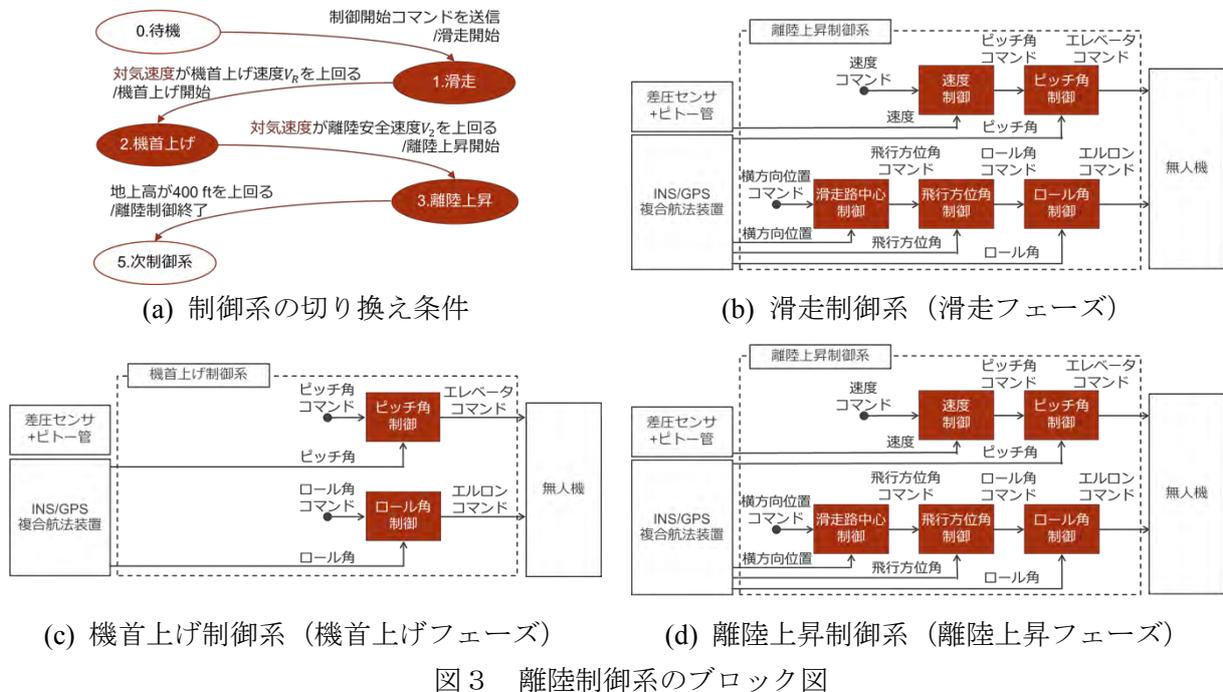
滑走路からの自律的な離陸技術については有人機では安全面の問題から実現されておらず、無人機では極一部の機体で実施されているものの、その詳細は明らかではない。このため、目標制御性能やその設計指針は不明確である。また、離陸中の機体は短時間で静止状態から飛行状態に移行する。機体ダイナミクスは、機体速度や接地状態に応じて変化するので、制御系はこれに対応する必要がある。さらに離陸上昇中は低速度・低高度のため失速しやすく墜落につながり易い。

3. 離陸制御系

離陸制御系は離陸を3つのフェーズに分け、各フェーズに制御系を構築しこれを順次切り替えることで離陸を実現して行く[1]。図2に離陸フェーズと制御系の関係を示す。まず静止状態から機首上げ速度に達するまでの滑走フェーズ。機首上げ操作を行い機体が浮上するまでの機首上げフェーズ。最後に高度・上昇率を確保する離陸上昇フェーズである。図3に制御系のブロック図を示す。制御系は対気速度が機首上げ速度、離陸安全速度に達したタイミングで瞬時に切り替えられる。滑走制御系はラダーとステアリングにより滑走路中心線を滑走する制御系[2]である。機首上げ制御系は機首上げ姿勢を維持する制御系である。離陸上昇制御系は対気速度を維持し滑走路中心線を飛行する制御系である。離陸中はスロットルが最大推力で固定されているので速

度制御はピッチ角により行う。滑走路中心線上の維持は滑走路中心線からの偏差から目標飛行方位角を決定し、機体のバンクによって飛行方位角を目標値と一致させることで実現する[3]。

各フェーズの制御則は簡便かつ実績豊富な PID 制御[4]を採用している。基本は PD 制御としピッチ角制御系は PID 制御，速度制御系は PI 制御とした。また，ステアリングによる機首方位角制御ではダイナミクス変動に対応するためゲインスケジュールを行う。



4. 実証実験

提案する制御系構成法の妥当性と制御性能を確認するため実験用ラジコン機を用いた実証実験を行った。小型の機体から始め段階的に小型無人超音速機に近づくことで実験を安全に進める。

4-1. 実験機器構成

図4に実験機器の構成を示す。実験には京商 カルマートα40に誘導制御回路およびINS/GPS複合航法装置，ピトー管等を搭載した実験用ラジコン機を使用する。本機は翼幅1.6m，重量3kgfで3舵面と電動プロペラを有する。脚配置は小型無人超音速機と同様であり，アクチュエータをラダーと兼用しているがステアリング機構を持つ。テレメトリは地上のノートPCで記録する。

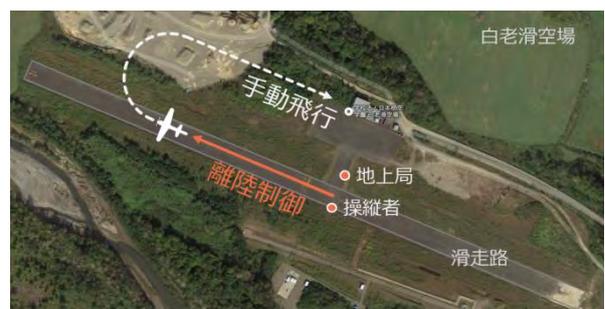
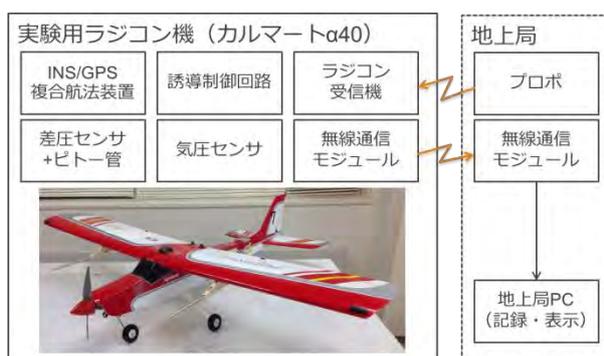


図5に実験時の飛行パスを示す。実験は北海道白老郡白老町にある白老滑空場の全長 800 m・幅 30 m の滑走路にて実施する。制御が開始されると機体は自律的に離陸し、浮上後は滑走路中心線上を維持したまま上昇を続ける。目標高度到達後は手動操縦に切り替え着陸し実験を終了する。

4-2. 目標性能

離陸制御系に必要な性能は明らかになっていないことから本実験の段階では暫定目標性能を設定しシミュレーションおよび実験により実現可能であるかを検証する。

離陸の成否は高度・対気速度・滑走路中心線からの偏差により判断する。高度については定義した離陸プロファイルが終了する高度 400 ft (120 m)まで到達する必要がある。対気速度については所定の速度より遅い場合は失速の可能性がある、速い場合は推力余裕の低下から上昇率の低下を招くので、偏差なく目標値に追従する必要がある。滑走路中心線からの偏差については、滑走路中心線の延長線上は障害物がなく安全な上昇が可能なので、滑走路幅以内に収めることとした。対気速度の目標値は手動操縦による離陸の際の大気速度を参考にして設定している。滑走路中心線からの偏差の目標値については滑走路幅が 30 m なので±15 m 以内とする。

各制御則の制御パラメータは位相余裕を基本として設定する。制御系設計の目標値はゲイン余裕 20 dB 以上、位相余裕 60 deg.以上とする。この値は通常のサーボシステムの安定余裕範囲内で高めになるよう設定している。

4-3. 制御系のゲイン設計

制御対象である実験用ラジコン機の機体諸元・空力微係数は着陸制御系設計に用いられたものを使用する[5]。降着装置に関する寸法は実機を測定して求めた。静止推力、最低飛行速度、揚力係数、寄生抗力係数は過去の飛行実験の結果から求めている。

設計した各制御則のゲインを表1に示す。制御則のゲインは安定余裕とステップ応答を確認しながらの試行錯誤により決定している。ただし、滑走時のラダーとステアリングの切り換えについては、滑走時間が短く切り替え時間が確保できないことから実施しないこととした。

設計した制御則の安定余裕は速度制御を除いてゲイン余裕、位相余裕が目標性能を満たしている。速度制御については整定時間が 20 s 以上と離陸上昇フェーズ中に整定しなかったため両安定余裕を削り応答性を上げた。

表1 実験用ラジコン機向けに設計した各制御則のゲイン

制御則	比例ゲイン	積分ゲイン	微分ゲイン
ピッチ角制御	0.83	1.00	0.01
ラダーによる機首方位角制御	-	-	-
ステアによる機首方位角制御	0.003	-	0.30
滑走路中心制御	0.20/57.30	-	0.50
ロール角制御	0.65	-	0.10
速度制御	1.00	0.30	-
飛行方位角制御	1.00	-	0.50
滑走路中心制御	2.00/57.30	-	3.00

※機首・飛行方位角コマンドの単位は rad

数値シミュレーションにより、滑走フェーズと離陸上昇フェーズでは各制御則が概ねコマンドに追従でき、離陸上昇時は横方向位置制御により滑走路中心線上を維持できることを確認した。加速と上昇は安定しており、急な姿勢変化もなく対気速度一定を維持できていたことから構築した離陸制御系による離陸は可能だと判断し、実証実験を行った。

4-4. 実験結果

実証実験では離陸制御を2度実施した。どちらも離陸制御中の機体挙動は安定していたが、浮上から数秒後に右緩ロールし滑走路の右側に逸れ、すぐに左緩ロールし滑走路中心線付近まで戻るといった挙動を見せた。

図6に飛行軌跡を、図7に1度目の実験結果を示す。飛行軌跡中の赤線部が制御されている区間を表すが、一時的に滑走路中心線からずれてしまったことが確認できる。ずれている区間は離陸上昇フェーズの飛行方位角制御が行われている区間であり、滑走フェーズは問題なく滑走路を維持できている。ロール角・ピッチ角制御はコマンドに対し0.4 s程度の遅れがあるが、精度よく追従できている。速度制御は離陸上昇フェーズ移行後6 s程度で整定し、以降は±2 m/sの精度を維持している。気圧高度も速度整定後は一定の上昇率で増加しており安定している。今回は機体姿勢の認識が困難になる前に制御を終了しているため、目標高度に到達できなかった。滑走路中心線からの偏差については最大44.2 mとなっており、幅30 mの滑走路から大きく逸れてしまっている。

本実験で滑走路中心から大きく逸れた原因は、INS/GPS複合慣性航法装置の補正アルゴリズムにあると考える。本装置は静止状態から移動を開始した場合、装置の出力が補正により正確な情報となるには時間がかかる。機首方位角には30 sほどの遅れがある。

5. まとめ

実験用ラジコン機による実証実験を行い、離陸制御系の構成法の妥当性と制御性能を小スケールの機体ではあるが実機にて確認した。

高度は安定して上昇し、手動による着陸を実施する関係から制御を終了したが、高度120 mに到達できる見込みを得た。対気速度は目標速度に偏差なく追従できている。滑走路中心線の維持については、滑走フェーズは問題なかったが離陸上昇フェーズで右に44.2 mずれ、目標性能である滑走路中心線に対する横方向位置±15 m以内を維持できなかった。離陸達成の判定基準は満たすことができなかったが、その原因は制御系ではなく安定して飛行していたので、小型無人機向けの完全自律離陸を達成したと判断する。



図6 実証実験時の飛行軌跡

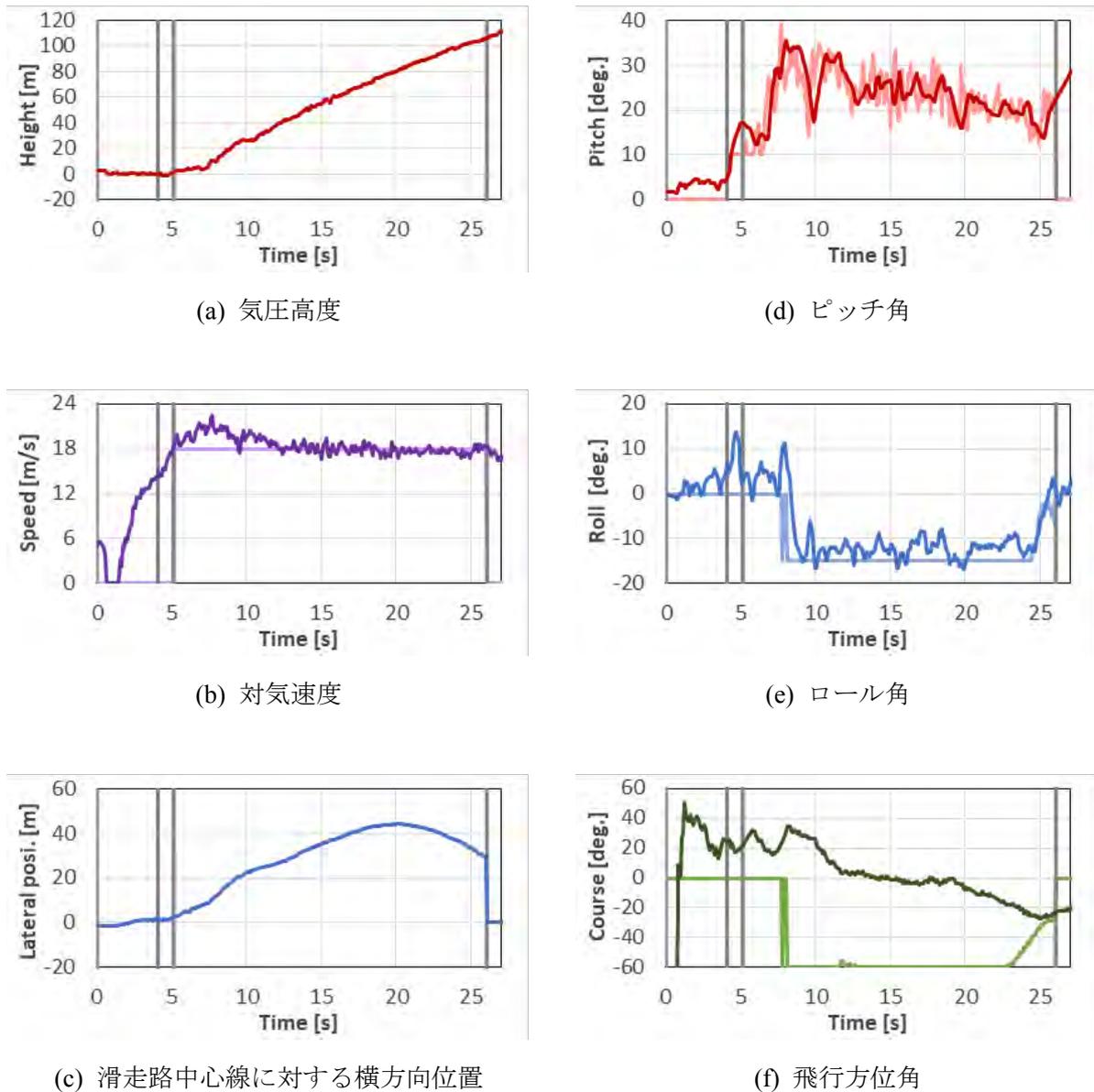


図7 1度目の離陸制御時の実験結果

参考文献

- [1] 日本航空宇宙学会, 「航空宇宙工学便覧」, 丸善出版
- [2] 安部正人, 「自動車の運動と制御 車両運動力学の理論形成と応用 第2版」, 東京電機大学出版局, 2012.
- [3] 片柳亮二, 「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, 2011.
- [4] システム制御情報学会編, 「PID 制御」, 朝倉書店, 1992
- [5] 横田滋弘, 小型無人超機の完全自律着陸に向けた制御系構成法の研究, 室蘭工業大学工学研究科修士論文, 2016.