



無人航空機における複数ウェイポイント通過を考慮した高精度旋回制御系の研究

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: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上羽, 正純, 前田, 庸佑 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010133

無人航空機における複数ウェイポイント通過を考慮した高精度旋回制御系の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○前田 庸佑(航空宇宙総合工学コース 修士2年)

1. はじめに

本学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。無人航空機を目視外飛行の場合には、あらかじめ設定した複数のウェイポイントからなる飛行経路を忠実に飛行するための誘導制御技術が必要となる。そこで、ウェイポイント通過及び飛行経路を高精度に飛行する飛行制御技術をシミュレーションにより検証し、電動模型飛行機を用いた飛行実験により検証を行った。ウェイポイント通過判断では、従来の方法より汎用性が高い方法を採用し、飛行制御技術では ADS(Air Data Sensor)で計測した横滑り角をゼロにする旋回飛行により高精度化を図った。これら技術及び飛行実証試験結果を述べる。

2. ウェイポイント通過と制御系の高精度化

2-1. ウェイポイント通過

飛行経路は一般的にウェイポイントを決定後、そのウェイポイントを直線及び曲線で結ぶことで生成される。その飛行経路を実現するためには新たなウェイポイントの通過判断方法が必要となる。ウェイポイント通過判断には、ウェイポイント中心の半径 r の円を用いる。従来の方法では、例えば図1に示すように滑走路に設定した座標系の x 軸方向距離のみで通過判断を行っていたため、 y 軸方向距離は一定ではなく、さらに滑走路に平行な経路以外対応できないため、汎用性が低い。図2に示すように円を用いた通過判断の場合、どの飛行経路に対しても対応でき、汎用性が高い。桃色区間に入るとウェイポイント通過と判断される。

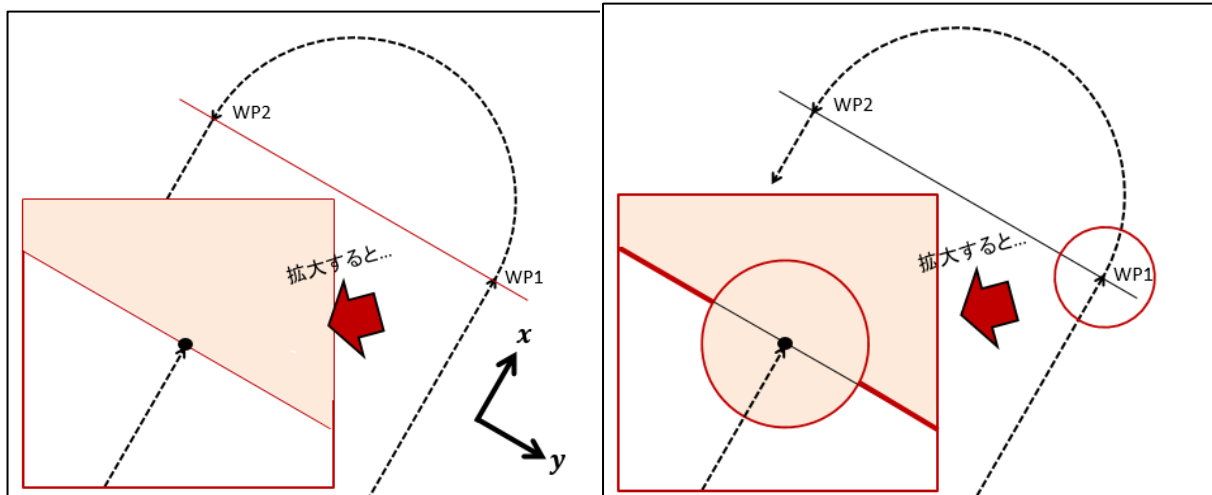


図1 従来のウェイポイント通過判断方法

図2 新たなウェイポイント通過判断方法

2-2. 制御系の高精度化

本報告では、旋回経路制御とターンコーディネーションにより、旋回経路を高精度に追従飛行させる。従来の旋回制御では、事前に目標とする旋回半径と目標速度（20 m/s）からロール角を算出し、そのロール角を一定に制御している。航空機は一般的に対気速度を速度制御で用いるため、対気速度と対地速度に差異が生じる場合（風環境下）には、対地速度変化により標経路と実飛行経路にずれが生じる。本報告で提案する旋回経路制御では、対地速度と旋回半径からロール角コマンドを算出し制御することで、風環境下においても目標とする旋回経路に沿った飛行を可能とする。

また、飛行経路誤差の要因として考えられる横滑り角増大による縦・横方向の連成運動を横滑り角 β とその時間微分 $\dot{\beta}$ をラダー δ_r にフィードバックし、横滑り角を零に制御することで防止する。横滑り角がない状態で旋回（ターンコーディネーション）することで、スムーズな旋回を実現できるため高精度な追従飛行を実現できる。さらに、風成分を考慮した横滑り角の計測のため、実験用電動模型飛行機にADS(Air Data Sensor)を実装する。ADSは5孔ピトー管と差圧センサーから構成され、差圧センサー出力にはローパスフィルターを適用し高周波ノイズを通過している。図3にターンコーディネーションのブロック線図を示す。 δ_r/δ_{r_c} はラダーへの伝達関数、 $\dot{\beta}/\delta_r$ はラダーから横滑り角の変化率への伝達関数を表す。

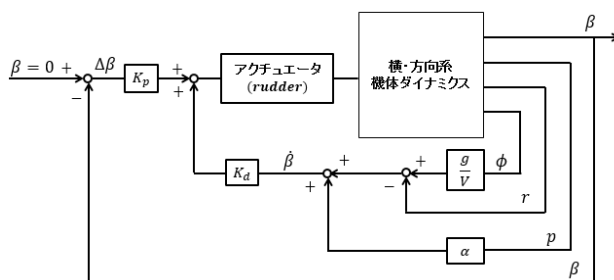


図3 ターンコーディネーションのブロック線図

3. 飛行実証試験

提案したウェイポイント通過判断方法の妥当性及び旋回経路制御とターンコーディネーションを組み合わせた旋回制御系の性能確認を目的に飛行試験実施した。本飛行試験は、電動模型飛行機を用いて、白老滑空場の全長 800 m、幅 30 m の滑走路にて実施した。

3-1. 実験機器構成

図4に実験機器の構成を示す。テレメトリは地上のPCで記録する。

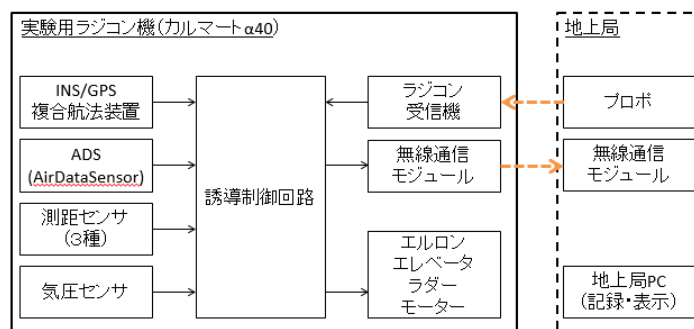


図4 実験機器構成

3-2. 実験用電動模型飛行機

図5に使用する電動模型飛行機を示す。全長 1.3 m, 横幅 1.6 m であり (表1), 誘導制御系ハードウェアを含めて総重量 3 kg である。



図5 実験用電動模型飛行機

表1 実験用ラジコン機の諸元

質量	3.03 kg
翼幅	1.580 m
翼面積	0.4266 m ²
重心位置	30~33 %MAC
静止推力	15 N (実験結果より推定)
最低飛行速度	15 m/s (実験結果より推定)

3-3. 目標性能及び目標経路

固定翼航空機を対象とした飛行実証の例が殆どないため, 制御系設計のための目標性能やその指針が不明確となっている。そのため, 搭載センサー性能及び使用滑走幅より, ウェイポイント通過に使用する円の半径 r を 15 m, 目標旋回経路から 6 m 以内を飛行することを目標とする。

本試験では, 図6に示すようにウェイポイント (WP) を配置する。WP①から WP②までが直線飛行区間, WP②から WP③までが旋回飛行区間である。飛行条件及びウェイポイント配置を表2に示す。妥当性及び制御系性能は飛行軌跡及び飛行データより評価する。

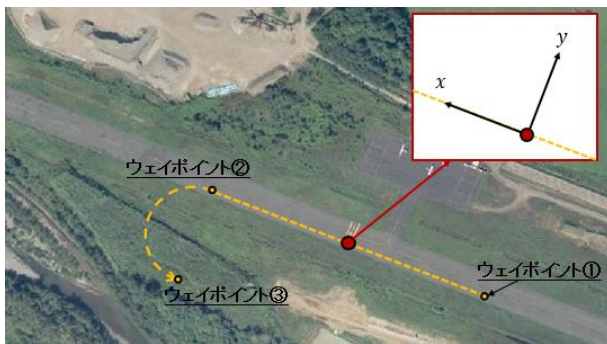


図6 目標飛行経路

表2 飛行条件及びウェイポイント配置

目標高度	初期高度を維持
目標速度	20 m/s
ウェイポイント① (x, y)	(-150,0)
ウェイポイント② (x, y)	(150,0)
ウェイポイント③ (x, y)	(150,-100)
ウェイポイント通過判断に使用する円の半径 r	15 m

3-4. 結果

まず手動で離陸し各種センサー出力を確認した後, 滑走中央付近で自動飛行を開始した。滑走路中心線に平行な位置から直線飛行させ滑走路中心線に沿うように飛行制御させたのち, 目標ウェイポイントを通過, 旋回飛行に移行させた。旋回飛行においては前述の制御系を使用するとともに, 旋回終了点を規定するウェアポイントに到達を確認し, 飛行制御を終了させた。飛行軌跡を図7に示す。全制御時間は 35 s 程度で, 旋回経路制御区間は 11 s 程度であった。高度は自動飛行開始高度 112 m を保つように制御する。飛行軌跡は制御されている区間を抽出したものであり, 白線部が直線飛行区間, 赤線部が旋回飛行区間である。黒点線の円がウェイポイント通過判

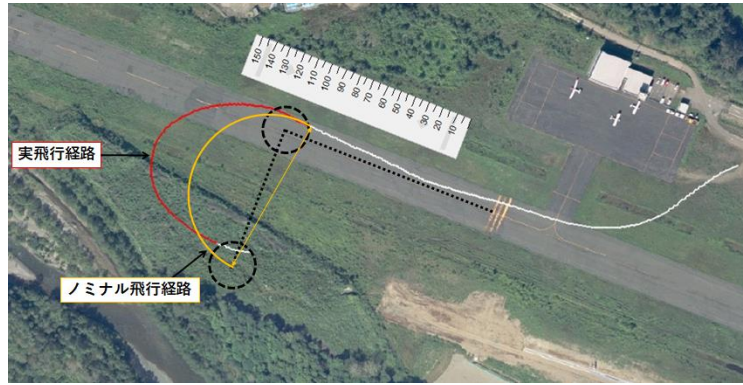


図7 飛行軌跡

断円であり，この円の内側に進入した場合に次の飛行フェーズに移行する．飛行軌跡から円に進入後，旋回飛行へ移行していることが確認できる．また，黄色で示した旋回経路は，赤線で示す目標旋回経路からずれてしまったことが確認できる．最終的な誤差は6 m程度であるが，旋回飛行区間中の最大誤差は27 mとなった．

4 . まとめ

ウェイポイント通過判断と高精度化を目指す旋回制御系について模型飛行機を用いて飛行実証実験を行った．この結果，安定した速度・姿勢角を維持しつつ旋回を達成，問題なく設定ウェイポイントを通過できたものの，旋回飛行区間では目標経路とずれが生じた．今後，このずれの要因を明確化し，対策を講じる予定である．