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

無人航空機向け上昇率最大経路の生成技術の研究

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: 2019-04-22 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上羽, 正純, 目谷, 葵葉 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009839

無人航空機向け上昇率最大経路の生成技術の研究

上羽　正純（航空宇宙システム工学ユニット　教授）
○目谷　葵葉（航空宇宙システム工学コース　学部 4 年）

１．研究の背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは，離陸から超音速飛行を経て着陸までを完全自律で行う小型無人超音速実験機をテストベッドとした基盤技術の研究開発が進められている．これまでの離陸制御の研究[1]では有人機の離陸を参考に離陸プロファイルを 3 つに分け，それぞれについて誘導制御系を構成し，電動ラジコン機を用いた実証実験に成功している．しかし，超音速機と電動ラジコン機では大きな差異があるので既存の成果をそのまま適用するには不十分である．

本離陸における上昇フェーズにおいては，機首上げにより機体が滑走路から離れた時点から所定の高度に到達するまでスロットルを一定のまま，つり合い状態を速度，姿勢角，位置について目標を決め，制御している．目標速度は推力一定の釣り合い状態であるためエレベーターによるピッチ角制御で行われている．然るに，離陸上昇時の航空機の離陸上昇パスは不明である．また，離陸にあたっての評価基準も決定されていない．そのため本研究では，離陸上昇時の評価基準として上昇率を最大とすることとし，それを実現する経路とともに解析的に導出することを目的とする．

２．最適化問題による上昇経路の算出

上昇率が最大となる上昇経路を離陸上昇時の航空機の運動をつり合い式として定式化し，最適化問題として解く．

２－１．上昇経路の適用区間

離陸では図 1 に示すように 3 つのフェーズに分けて，それぞれについて制御系を構成している．まず静止状態から滑走を始め機首上げ速度まで加速する地上滑走フェーズ，次に機首上げを行い，姿勢を維持したまま離陸安全速度まで加速する機首上げフェーズ．最後に離陸安全速度を保ちながら地上高 400[ft]まで上昇する離陸上昇フェーズである．このうち離陸上昇フェーズにおいて上昇率最大となる経路を検討する．

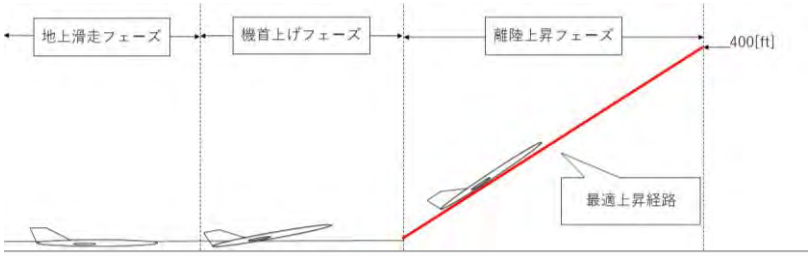

図 1　離陸プロファイル

２－２．離陸上昇時の機体の運動の定式化

離陸上昇中は一般に主翼は水平に保ち，方位角も概ね滑走路に並行であるので，離陸上昇中の航空機の運動はｘ， ｚ軸の並進運動とｙ軸まわりの回転運動のみの，かつ，つり合い状態にある定常運動として扱う．図 2 に基づき，進行方向と進行方向に垂直な方向のつり合い状態を考えると，それぞれ (1)，(2)のようになる．

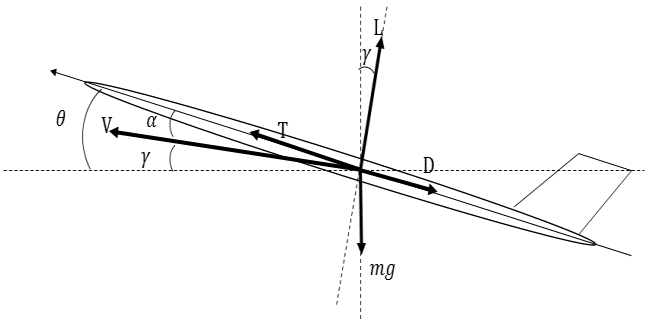

図 2 航空機に作用する力

機体重心の速度方向のつり合い：$f_H(\mathrm{V},\alpha,\gamma) = \mathrm{T}\cos(\alpha+\varepsilon) - D - W\sin\gamma = 0$ $\cdots(1)$

機体重心の速度に垂直な方向のつり合い：$f_V(\mathrm{V},\alpha,\gamma) = \mathrm{T}\sin(\alpha+\varepsilon) + L - W\cos\gamma = 0$ $\cdots(2)$

※ここで$\mathrm{L},\mathrm{D},\mathrm{W},\alpha,\gamma,\theta,\varepsilon$はそれぞれ揚力，抗力，重量，迎角，経路角，ピッチ角及びエンジンの取り付け角である．また，揚力，抗力，推力については迎角と飛行速度の関数とした．

$$L = L(V,\alpha)\cdots(3),\ D = D(V,\alpha)\cdots(4),\ \mathrm{T} = \mathrm{T}(\mathrm{V})\cdots(5)$$

２－３．最適化問題による解法

変分法による最適化問題を用いて上昇率が最大となる経路を求める．このため，評価関数を$\mathrm{L} = \mathrm{V}\sin\gamma$とし，前節で定義したつり合い式(1)，(2)を制約条件にハミルトニアンHを以下のように定義する．

$$\mathrm{H} = \mathrm{V}\sin\gamma + \lambda_1\{T\cos(\alpha+\varepsilon) - D - W\sin\gamma\} + \lambda_2\{T\,sin(\alpha+\varepsilon) + L - W\cos\gamma\}\cdots(6)$$

このハミルトニアンが最適解をもつための条件は以下である．

$$\frac{\partial H}{\partial\alpha} = \lambda_1\left[-T\sin(\alpha+\varepsilon) - \frac{\partial D}{\partial\alpha}\right] + \lambda_2\left[T\cos(\alpha+\varepsilon) + \frac{\partial L}{\partial\alpha}\right] = 0 \quad\cdots(7)$$

$$\frac{\partial H}{\partial\gamma} = V\cos\gamma - \lambda_1 mg\cos\gamma + \lambda_2 mg\sin\gamma = 0 \quad\cdots(8)$$

$$\frac{\partial H}{\partial V} = \sin\gamma + \lambda_1\left[\frac{\partial T}{\partial V}\cos(\alpha+\varepsilon) - \frac{\partial D}{\partial V}\right] + \lambda_2\left[\frac{\partial T}{\partial V}\sin(\alpha+\varepsilon) + \frac{\partial L}{\partial V}\right] = 0 \quad\cdots(9)$$

$$\frac{\partial \mathrm{H}}{\partial\lambda_1} = \mathrm{T}\cos(\alpha+\varepsilon) - D - W\sin\gamma = 0 \quad\cdots(10)$$

$$\frac{\partial \mathrm{H}}{\partial\lambda_2} = \mathrm{T}\sin(\alpha+\varepsilon) + L - W\cos\gamma = 0 \quad\cdots(11)$$

これら 5 つの式からなる非線形連立方程式を数値計算により解き，同時に上昇率が最大となる迎角，経路角，飛行速度の条件を求める．

２－４．推力の推算

推力は速度の関数と置いたが，電動ラジコン機，オオワシⅡともに安全高度までの離陸上昇時の対気速度や大気密度の変化が推力に与える影響は誤差として許容できる範囲なので一定とし，各々の場合について解を求める．ここで，基準となる推力はそれぞれ電動機の推力は搭載しているモーターのカタログスペックの推力を参考にし，オオワシⅡについては搭載予定の GG-ATR エンジンは現在開発中であり，その推力を適切に定式化することができていないので，推進器の効率を表す比推力(Isp)の式(12)から GG-ATR の仕様性能として決定している値を用いて推力の推算をした．

$$\mathrm{Isp} = \frac{1}{g}\left\{\left(1+\frac{1}{f}\right)V_{exit} - \frac{1}{f}V\right\} \cdots (12)$$

比推力は推力を重力加速度と燃料の質量流体で除した値であるので，それらを両辺にかけることで式(13)に示す推進器の推力の式を得る．この式について，仕様性能として与えられている排気速度，コア流量，燃空比を用いて推力を推算した．

$$T = \dot{m}_{cor}\{(1+f)V_{exit} - V\} \cdots (13)$$

※コア流量：$\dot{m}_{cor} = 3.47$ [kg/s] ，燃空比：$\mathrm{f} = 0.2$ ，排気速度：$V_{exit} = 1450$[m/s]，対気速度：$\mathrm{V} = 76.09$ [m/s]. 対気速度は既存の離陸制御での浮揚速度とし，この浮揚速度での推力を推力の基準とした．

３．計算結果

Excel ソルバーを用いて上記(7)式～(11)式からなる非線形連立方程式を数値計算により求解を行い，電動ラジコン機とオオワシⅡについて離陸上昇時の最適な迎角，経路角，飛行速度を求める．実際の推力の正確な値は不明なので，電動ラジコン機では基準となる推力に対して±15 %，オオワシⅡでは－30 %までの変動時の範囲で解を求めた．

以下図 3， 図 4 及び表 1， 表 2 にそれらの結果を示す．

表 1 電動ラジコン機の最大上昇条件

推力 [kgf]	推力の変化率	迎角 [deg.]	経路角 [deg.]	対気速度 [m/s]	上昇率 [m/s]
3.91	+15%	6.45	1.83	13.49	0.431
3.74	+10%	6.62	1.52	13.31	0.354
3.57	+5%	6.81	1.21	13.13	0.278
3.4	±0%	7.00	0.90	12.95	0.203
3.23	−5%	7.20	0.58	12.77	0.129
3.06	−10%	7.41	0.25	12.59	0.056
2.89	−15%	7.64	−0.07	12.41	−0.016

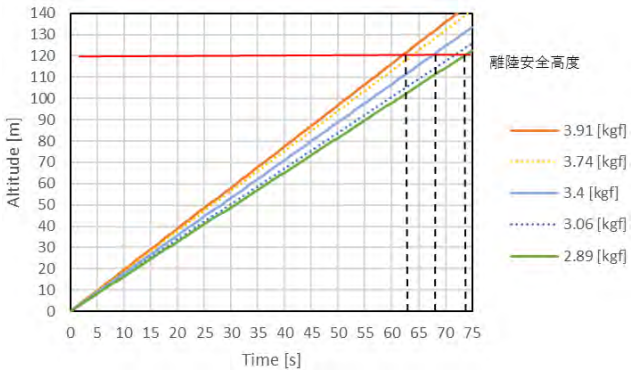

図 3 電動ラジコン機の最大上昇経路

表 2 オオワシⅡの最大上昇条件

推力 [kgf]	推力の変化率	迎角 [deg.]	経路角 [deg.]	対気速度 [m/s]	上昇率 [m/s]
588.5	±0%	4.63	5.01	93.03	8.116
529.7	−10%	5.00	4.02	89.57	6.275
470.8	−20%	5.43	3.00	86.06	4.508
412.0	−30%	5.94	1.95	82.49	2.812

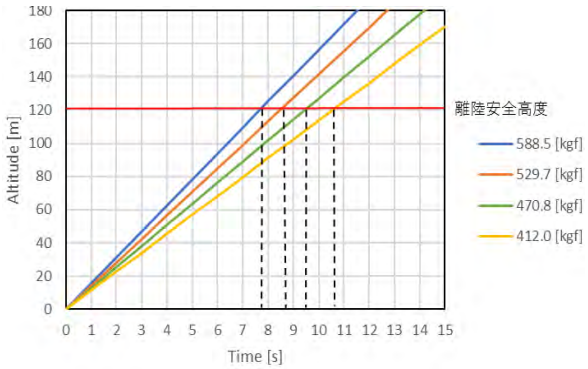

図 4 オオワシⅡの最大上昇経路

表 1， 表 2 より最大上昇率となる迎角，経路角，対気速度の値は推力の増加とともに経路角，対気速度は増加し，迎角は減少した．求めた迎角，経路角，対気速度をもとに，有人機の離陸安全高度である高度 120[m]までの到達時間を算出した．図 3，図 4 より離陸安全高度までの到達時間は電動ラジコン機では推力 3.91[kgf]で 62 秒程度，オオワシⅡでは推力 588.5[kgf]で 8 秒程度となった．

4．まとめ

航空機の離陸上昇時の運動を定常上昇として扱い，最適化問題として上昇率が最大となる迎角，経路角，対気速度を求めることができた．今後はこの経路に追従できる誘導制御系の構成及びシミュレーションや実証実験を通して最適解の妥当性を確かめる．

参考文献

[1] 高橋，上羽，“小型無人超音速機向け離陸制御系の飛行検証”第 54 回飛行機シンポジウム 2016-10-25

[2] 加藤 寛一郎，「工学的最適制御」，東京大学出版

[3] 山浦 弘夫，「最適制御入門」，コロナ社

[4] 山名 正夫・中口 博，「飛行機設計論」，養賢堂