

最適滑空に関する一考察

A Study on the optimum glide

○岩本 邦彦¹ 吉田 洋明²*Kunihiko Iwamoto¹, Hiroaki Yoshida²

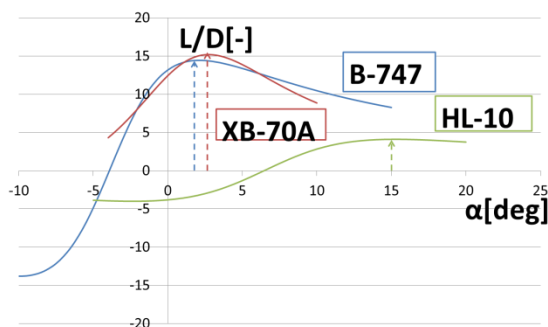
Abstract: This study considered optimum glide that is longest flight distance. Airplanes of three different types were chosen as computational models. These airplanes have the quite different aerodynamic characteristics. The optimum flight paths of these airplanes were quite different. However, all the models were gliding with minimum energy loss. It was suggested that the glide of the energy loss minimum is the optimum flight path.

1. はじめに

航空機などが滑空する際にはその姿勢により滑空距離が変化する^[1]。より長い距離を滑空するためにはそのために最適な姿勢をとる必要がある。定常滑空が可能な場合は揚抗比最大となる迎角で滑空することが最適であることが知られている。しかし、揚抗比が最大となる迎角での定常滑空が不可能となる速度以下での最適な迎角は十分に検討されていない。これまでの研究でエネルギーの減少率が最小となる迎角をとる操縦操作がより長い距離を滑空するために最適であることが示唆された^[2]。本研究は操縦操作と全エネルギーの減少率についての関係を調査したものである。

2. 滑空飛行体のモデルの性能

本研究において空力特性の異なる滑空飛行体の例として旅客機の B-747, 超音速爆撃機 XB-70A, リフティングボディ HL-10 の 3 種の機体を用いた。Fig1 に各機体の迎角に対する揚抗比を示す。

Figure1. Angle of attack α vs. L/D

以下に各モデルの主翼面積 S [m²] と質量 m [kg] を示す。

B-747^[3] $S=510$ [m²], $m=288761$ [kg]

XB-70A^[4] $S=585$ [m²], $m=174420$ [kg]

HL-10^[5] $S=14.9$ [m²], $m=2933$ [kg]

3. 滑空飛行体の運動方程式

滑空飛行体の縦平面内の運動方程式は以下の通りである。

$$\frac{dV}{dx} = -\frac{1}{2m}\rho V^2 S C_D(\alpha) - g \sin \gamma \quad (1-a)$$

$$\frac{d\gamma}{dx} = \frac{1}{2m}\rho V S C_L(\alpha) - \frac{g}{V} \cos \gamma \quad (1-b)$$

$$\frac{dx}{dx} = V \cos \gamma \quad (1-c)$$

$$\frac{dz}{dx} = V \sin \gamma \quad (1-d)$$

ただし V : 速度 [m/s], r : 経路角 [rad], x : 水平方向距離 [m], z : 高度 [m], t : 時間 [s], α : 迎角 [rad], m : 質量 [kg], ρ : 大気密度 1.225 [kg/m³], C_D : 抗力係数, C_L : 揚力係数, g : 重力加速度 9.8 [m/s²], S : 主翼面積 [m²] である。

4. 数値解析

4. 1. 計算条件

各機体が滑空を開始する初期条件を Table.1 に示す。

Table1. Initial conditions of each models

Model	Angle of attack [deg]	Velocity [m/s]
B-747	2	108
XB-70A	3	185
HL-10	15	92

これらの条件は定常滑空を行う条件である。また、いずれも高度 $z_0=2000$ m から高度 0m まで滑空を行う。最適化手法は参考文献[1]と同じものを使った。なお、滑空距離の最適化は 1 秒毎の迎角を与えることで行った。

4. 2. 計算結果

各機体の最適滑空と揚抗比最大での滑空との比較を行った。Fig2 に HL-10 の滑空距離と高度の関係を示す。図には揚抗比最大で滑空した場合の結果も示してある。

図より揚抗比最大での滑空より最適化された滑空の方が滑空距離が長いことが分かる。なお、図には示していないが、いずれの機体においても揚抗比最大の場合よりも最適化された滑空の方が滑空距離が長かった。

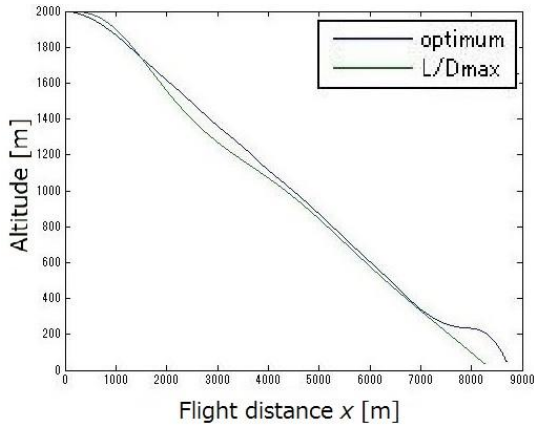


Figure2. Flight distance x vs. altitude z (HL-10)

5. 考察

滑空飛行体のエネルギーについて考察する。滑空飛行体の全エネルギーを E とするとそれは以下の式で表される。

$$E = mgz + \frac{1}{2}mV^2 \quad (2)$$

単位時間当たりのエネルギーの変化率は式(2)を時間で微分した次の式(3)で表される。

$$\frac{dE}{dt} = -\frac{1}{2}\rho V S C_D \quad (3)$$

このエネルギーの変化率が極値をとる条件は次の式(4)で与えられる。

$$\frac{d^2E}{dt^2} = -\frac{1}{2}\rho S \left(2\frac{dV}{dt}C_D + V\frac{dC_D}{dt} \right) = 0 \quad (4)$$

また式(4)をさらに時間で微分すると

$$\frac{d^2E}{dt^2} \approx -\frac{3}{2}\rho S \frac{1}{V} \frac{dV}{dt} \frac{dC_D}{dt} > 0 \quad (5)$$

であることから式(4)の条件を満たすとき滑空飛行体の全エネルギーの変化率は最小である。以上より式(4)の

$\left(2\frac{dV}{dt}C_D + V\frac{dC_D}{dt} \right)$ が 0 に近いほど全エネルギーの変化率は小さいことが分かる。最適な滑空を行った場合と揚抗比最大で滑空を行った場合の全エネルギーの変化率を Fig.3 に示す。

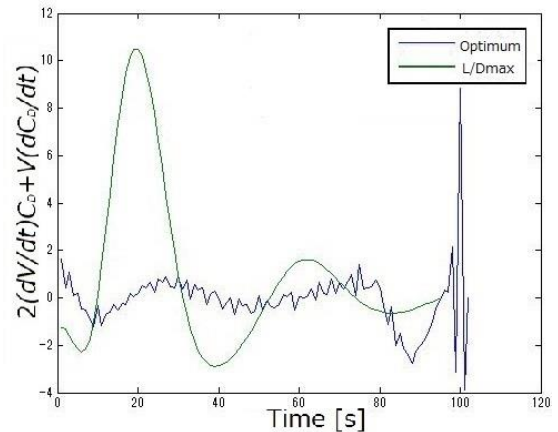


Figure3. Time vs. $\left(2\frac{dV}{dt}C_D + V\frac{dC_D}{dt} \right)$ (HL-10)

3種の機体は空力特性が大きく異なるため、最適な滑空経路は大きく異なっていたがどの機体もエネルギーの変化率が最小に近づくように滑空経路をとっていた。

6. おわりに

空力特性の異なる3種の機体について最適な滑空経路を求め、エネルギーの変化率について考察した。その結果、滑空飛行体の最適な滑空経路はエネルギーの減少率が最小となるものであることが示唆された。

7. 参考文献

- [1] 近藤理良：確率過程を用いた新たな最適化手法に関する研究，修士論文，日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻，2003年2月
- [2] 吉田洋明，山口雄仁，石川芳男：新たな最適化手法を用いた工学システム設計ツールの提案，日本航空宇宙学会論文，Vol53，No.620，pp.398-407，2005
- [3] Ken Min, Ryan Plumley, Angela Brooks: Boeing 747 , AOE 4124 Spring 2007
- [4] C.Rodney Hanke : THE SIMULATION OF A LARGE AIRCRAFT NASA ONTRACTOR REPORT-1756, 1971年3月
- [5] Roboet K.Heffley and Wayne F.Jewell : AIRCRAFT HANDLING QUALITIES DATA NASA CONTRACTOR REPORT-2144, 1972年12月