

卒業論文要旨

制御入力にスピードブレーキを考慮した飛行軌道最適化

Aircraft Flight Trajectory Optimization considering Speed Brake as a Control Input

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1230117 永渕 大樹

記号の説明

CI	: コストインデックス	$[-]$
ΔC_D	: スピードブレーキの抗力係数	$[-]$
$C_{D,nom}$	: クリーン形態での抗力係数	$[-]$
C_L	: 揚力係数	$[-]$
C_{D0}	: 有害抗力係数	$[-]$
C_{D2}	: 誘導抗力係数ファクター	$[-]$
D	: 抗力	$[N]$
D_{nom}	: クリーン形態での抗力	$[N]$
F	: 推力	$[N]$
F_{nom}	: クリーン形態での推力	$[N]$
F_{min}	: 最小推力	$[N]$
g	: 重力加速度	$[m/s^2]$
H	: 気圧高度	$[m]$
L	: 揚力	$[N]$
m	: 機体質量	$[kg]$
M_{max}	: 最大運用マッハ数	$[-]$
t	: 時間	$[s]$
V_{TAS}	: 真対気速度	$[m/s]$
V_{CAS}	: 較正対気速度	$[m/s]$
x	: 水平距離	$[m]$
γ	: 経路角	$[deg]$
μ	: 燃料流量	$[kg/min]$
α	: 加速度	$[m/s^2]$
N_H	: 気圧高度の分割数	
N_V	: 速度の分割数	
N_x	: 距離の分割数	
μ	: 燃料流量	

添え字

0	: 初期値
fin	: 終端値
min	: 最小値
nom	: ノミナル
CR	: 巡航
des	: 降下
i	: $1, 2, 3, \dots, N_H$ の値
j	: $1, 2, 3, \dots, N_V$ の値
n	: $1, 2, 3, \dots, N_x$ の値

1. 緒言

将来的に多くの人や物資が行き交い航空交通量の増大が予想される中、現在の航空交通システムでは、管制官や乗務員への負担増加や、遅延の発生、到着空港での混雑等、様々な問題の発生が懸念される。そこで我が国においては、将来の航空交通システムの改善案として「将来の航空交通に関する長期ビジョン (Collaborative Actions for Renovation of Air

Traffic Systems, CARATS)」の策定が行われた⁽¹⁾。その中で、従来の空域をベースとした航空交通管理運用から、軌道ベースでの航空交通管理運用 (Trajectory Based Operation) への移行が検討されている。軌道ベース運用とは、日本全体を1つの空域と捉え、時間管理を導入した四次元軌道にて出発空港から到着空港まで運航管理を行う運用方法である⁽²⁾。軌道ベース運用において、飛行軌道の最適化は中核的な技術である。本稿では、実運航では乗務員の判断によって調整されているスピードブレーキに着目し、その使用を考慮した新たな軌道の提案を行う。また、日本航空株式会社から提供を受けた機上で記録されたデータである QAR (Quick Access Recorder) 飛行データより読み取った消費燃料と比較することで、スピードブレーキの最適な使用を考慮することによる消費燃料への影響を確認する。

2. 航空機の軌道最適化

まず初めに、欧州航空航法安全機構 (EUROCONTROL) が開発した BADA (Based of Aircraft Data) モデルを使用する⁽³⁾。具体的な機種として、B777-200 を用いて計算を行う。大気モデルは国際標準大気 (International Standard Atmosphere, ISA) を使用し、燃料流量モデルと空力モデルは BADA モデルに記載のあるモデルを使用する。

2.1 運動モデル

飛行軌道最適化においては航空機の運動モデルとして、質点近似の運動方程式がよく用いられる。航空機の縦の運動方程式は以下の通りである。ただし、無風状態を仮定した。

$$m \frac{dV_{TAS}}{dt} = F - D - mg \sin \gamma \quad (1)$$

$$mV_{TAS} \frac{d\gamma}{dt} = L - mg \cos \gamma \quad (2)$$

$$\frac{dH}{dt} = V_{TAS} \sin \gamma \quad (3)$$

$$\frac{dx}{dt} = V_{TAS} \cos \gamma \quad (4)$$

2.2 最適化手法

最適化手法として動的計画法を用いる⁽⁴⁾。動的計画法とは、閉区間において定義された独立変数と状態変数の離散化を行い、量子化された状態変数の組み合わせを最適化していく手法である。本稿では独立変数 x で状態変数は終端 $[V_{CAS} \ H]^T$ の二変数とした場合において計算を行う。いずれも制御変数

は $[F \ \gamma]^T$ とする．評価関数は始点から終点までの消費燃料とする．

$$J = \int_0^{t_{fin}} \mu dt \quad (5)$$

以下に動的計画法においての探索の様子を示す．

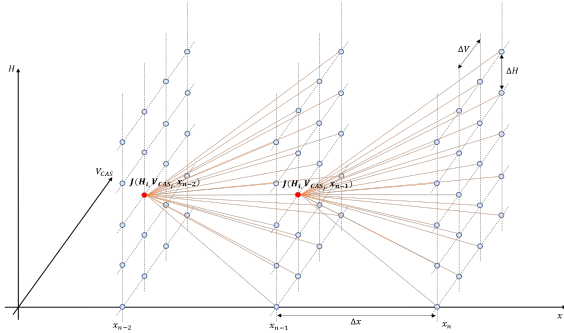


Fig. 1 Dynamic Programming

x_n の段と x_{n-1} の段での計算において，格子間での算出される評価関数値を ΔJ とし， x_n の段に格納されていた評価関数値を $J(H_i, V_{CAS_j}, x_n)$ とすると， x_{n-1} の段に格納する評価関数値は以下のように示すことができる．

$$J(H_i, V_{CAS_j}, x_{n-1}) = \min \{ \Delta J + J(H_i, V_{CAS_j}, x_n) \} \quad (6)$$

ΔJ は以下ようになる．

$$\Delta J = \int_{t_n}^{t_{n-1}} \mu dt \quad (7)$$

2.3 計算条件

境界条件と計算格子を表1に示す．境界条件は，10000ft以上での最適化を考慮するため，比較するある一便のQARデータより上昇時と降下時において10000ftに達した際の数値を設定した．運用制限として最大運用マッハ数 M_{max} は0.84とする．

Table1 Calculation condition

	Initial condition	Final condition	Constraint condition	Resolution
Altitude [ft]	10000	10000	$10000 \leq H \leq 39000$	70
CAS [m/s]	131.6	112.5	$97.7 \leq V_{CAS} \leq 169.8$	30
Distance [km]	0	752.55	$0 \leq x \leq 752.55$	30

2.4 計算結果

終点までの消費燃料と飛行時間を表3に示す．また，気圧高度の履歴を図2に，較正対気速度の履歴を図3に，推力の履歴を図4に示す．

Table3 Fuel consumption and Flight time

	Fuel consumption [kg]	Flight time[s]
QAR	6223.2	3282
DP	5187.7	3526

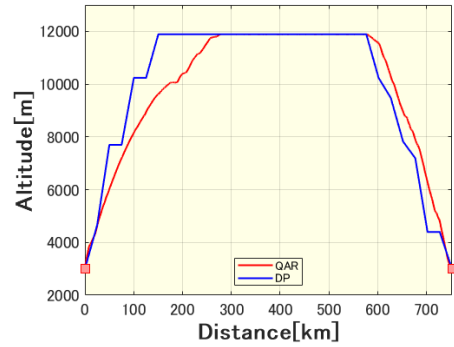


Fig. 2 Altitude

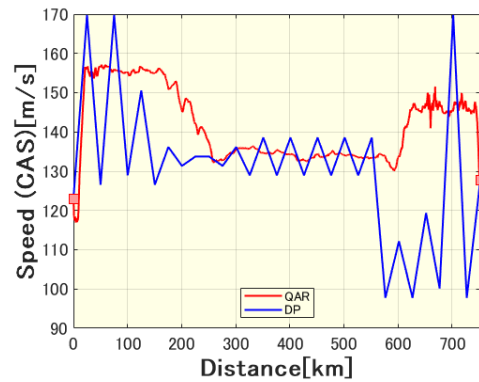


Fig. 3 Speed (CAS)

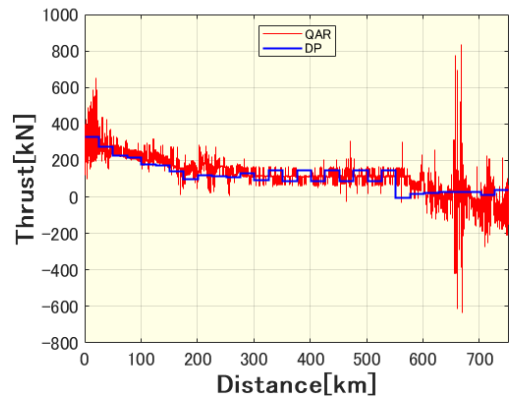


Fig. 4 Thrust

表3に示されるように，消費燃料は1036kg削減することができた．飛行時間はQAR飛行データより244s長く飛行した．また，上昇と降下フェーズにおいては加減速を行いながら，断続的に上昇と降下を行っている．巡航フェーズにおいてはQAR飛行データと同じ速度で巡航高度を巡航している．この要因としては，使用している大気モデルであるISAでは，密度が気圧高度の上昇に比例して小さくなるため，より空気抵抗の小さい高度を飛行するためであると考えられる．図3において，巡航から降下へと遷移する際に推力が負の値を示している．QAR飛行データより運動方程式を用いて算出した値も降下フェーズにて負の値を示している．これは，2で使用した空力モデルではノーマル形態での抗力より運動方程式を用いて推力を算出したため，推力のみに自由度があり抗力を増加させるのではなく推力を負の値にせざるを得なかった

たためであると推測される。また、そこで、3 では抗力にもスピードブレーキにより自由度を与え、推力と抗力両方に自由度がある場合の飛行軌道最適化について考える。

3. スピードブレーキを考慮した軌道最適化

2では考慮することのなかったスピードブレーキを考慮した最適な飛行軌道を考える。なお、大気モデルや燃料流量モデル、計算条件は2と同様とする。

3.1 空力モデル

スピードブレーキの入力を考慮した空力モデルを示す。密度 ρ とし、式(2)より γ の時間変化が一定とすると揚力係数 C_L は、

$$C_L = \frac{2mg \cos \gamma}{\rho V_{TAS}^2 S} \quad (8)$$

となる。ここで抗力係数 C_D を、スピードブレーキを開かないクリーン形態 (Clean Configuration) の抗力係数 $C_{D,nom}$ とスピードブレーキを開く分の抗力係数 ΔC_D の和で表す。

$$C_D = C_{D,nom} + \Delta C_D \quad (9)$$

$C_{D,nom}$ は有害抗力係数 C_{D0} と誘導抗力係数ファクター C_{D2} を用いると、

$$C_{D,nom} = C_{D0} + C_{D2} C_L^2 \quad (10)$$

と表せる。クリーン形態での抗力 D_{nom} は以下のように表すことができる。

$$D_{nom} = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 C_{D,nom} S \quad (11)$$

クリーン状態での推力 F_{nom} は加速度 α を用いて、

$$F_{nom} = m\alpha + D_{nom} \quad (12)$$

となる。加速度 α は式(1)と式(4)を用いると以下ようになる。

$$\alpha = V_{TAS} \cos \gamma \frac{dV_{TAS}}{dx} + g \sin \gamma \quad (13)$$

最小推力を F_{min} とし、 $F \geq F_{min}$ の場合 ΔC_D を、

$$\Delta C_D = 0 \quad (14)$$

と設定する。また、 $F < F_{min}$ の場合

$$\Delta C_D = \frac{2}{\rho V_{TAS}^2 S} (F_{min} - m\alpha - D_{nom}) \quad (15)$$

と設定を行う。

3.2 最小推力

本稿では、3.1 にて示した最小推力が2つの場合について考える。一つは、推力が負の値にならないように以下のように最小推力を決める。

$$F_{min} = 0 \quad (16)$$

また、もう一つの場合として、スピードブレーキは増速を抑え降下率を上げるために使用される。そこで、BADA の技術書に記載のある降下推力 F_{des} を閾値として最小推力にする。

$$F_{min} = F_{des} \quad (17)$$

3.4 評価関数

2にて示した評価関数は燃料のみに重きを置いた評価関数であった3 では飛行時間にも重きをおく新たな評価関数にする。

$$J = \int_0^{t_{fin}} \mu dt + \frac{CI}{79.37} \int_0^{t_{fin}} dt \quad (18)$$

コストインデックス(Cost Index, CI)とは燃料コストに対する時間コストを意味しており、各コストに対する重み付けを表している。CIを小さくすると燃料コストが優先され、燃料消費量は小さく飛行時間は長い飛行を行う。一方CIを大きくすると時間コストが優先されるようになり、燃料消費量は大きくなるものの飛行時間は短い飛行を行うようになる。今回は、CI = 0, 50, 100の場合について最適化を行う。

3.3 計算結果

各最小推力の場合において終点までの消費燃料と飛行時間を表 4, 5 に示す。また同様に各最小推力の場合において、気圧高度の履歴を図 5, 9 に、較正対気速度の履歴を図 6, 10 に、推力の履歴を図 7, 11 に、 ΔC_D の履歴を図 8, 12 に示す。

Table4 Fuel consumption and Flight time

$F_{min} = 0$	Fuel consumption [kg]	Flight time[s]
CI = 0	5188.5	3526
CI = 50	5223.0	3375
CI = 100	5268.7	3331

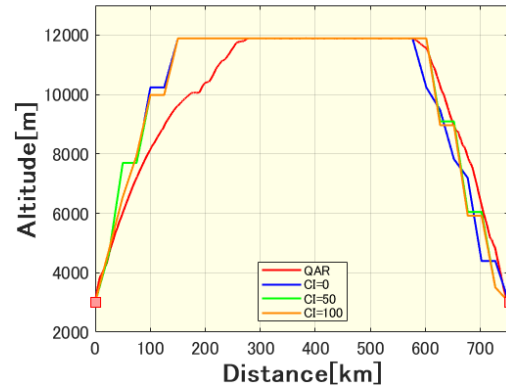


Fig. 5 Altitude ($F_{min} = 0$)

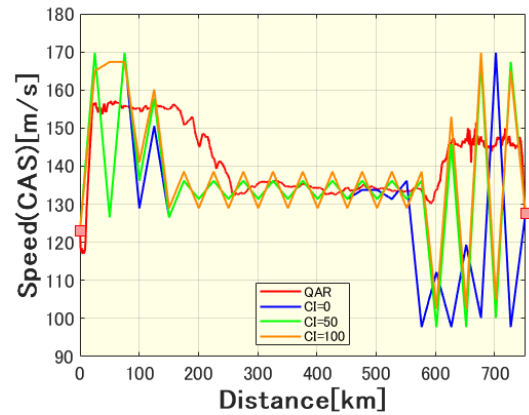


Fig. 6 Speed ($F_{min} = 0$)

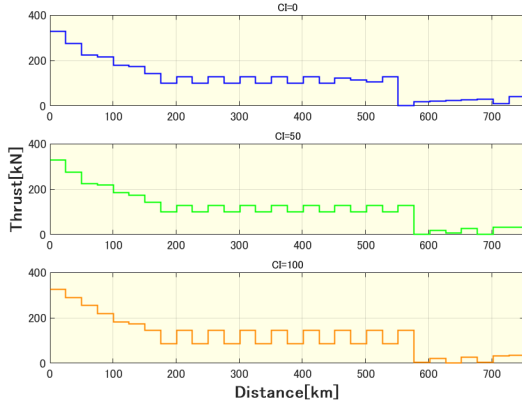


Fig. 7 Thrust ($F_{min} = 0$)

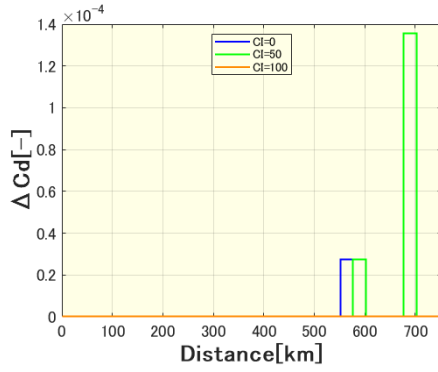


Fig. 8 ΔC_d ($F_{min} = 0$)

巡航では CI の値によらずほとんど同様の解が得られた. 上昇と降下フェーズにおいては CI を大きくするほど速度が大きくなっていた. 降下においては, TOD(Top Of Descent)の位置が CI の値が大きいほど終点に近くなっている. これは, CI が大きいほど飛行時間のコストが優先されるためより長い巡航をおこなった後, 急な降下を行うことでより飛行時間を短くする解が得られたためであると考えられる. また, 降下フェーズにおいて図 8 よりスピードブレーキの使用も確認できた. スピードブレーキが使用されたいずれの場合も, 減速をする際に使用された.

Table5 Fuel consumption and Flight time

$F_{min} = F_{des}$	Fuel consumption [kg]	Flight time[s]
$CI = 0$	5189.5	3606
$CI = 50$	5234.2	3408
$CI = 100$	5329.5	3296

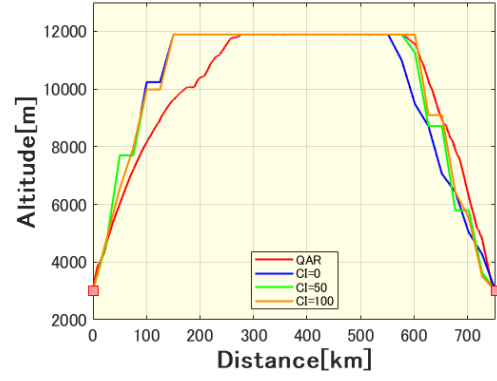


Fig. 5 Altitude ($F_{min} = F_{des}$)

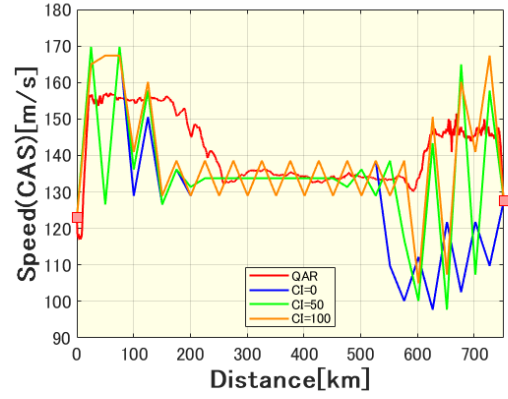


Fig. 6 Speed ($F_{min} = F_{des}$)

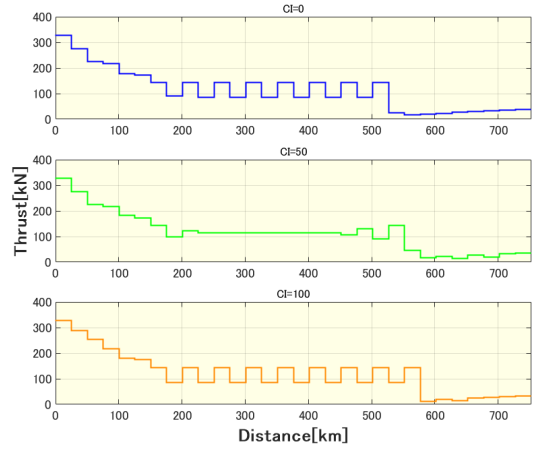


Fig. 7 Thrust ($F_{min} = F_{des}$)

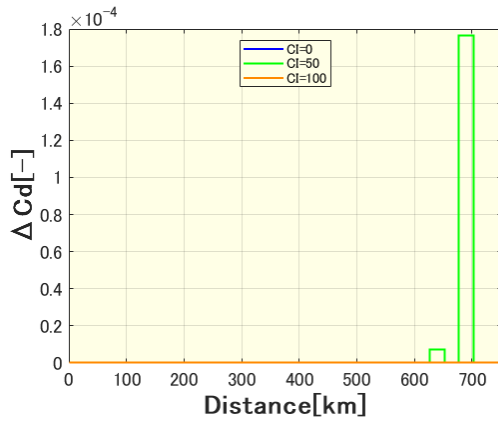


Fig. 8 ΔC_D ($F_{min} = F_{des}$)

$F_{min} = F_{des}$ の結果は $F_{min} = 0$ の時と上昇と巡航フェーズにおいては同様の解が得られた。降下フェーズにおいては $F_{des} > 0$ であるためより速い速度で降下をおこなっているのが確認できる。また、 $F_{min} = 0$ の時と同様に降下フェーズにてスピードブレーキの使用が確認できた。

4. 結言

スピードブレーキの最適な使用を考慮することによりQAR データに比べ消費燃料を大幅に削減する軌道の算出をおこなうことができた。また、スピードブレーキを考慮した

軌道最適化では、飛行時間にも重きを置いた評価関数を新たに設定することで、スピードブレーキを使用する最適軌道の算出も行うことができた。今後は、制約がなかった終端までの時間を定めた最適軌道の算出を考えることで、よりスピードブレーキの有用性の高い、実運航に近い条件下での飛行軌道最適化を考えている。

謝辞

本研究を熱心かつ丁寧に指導してくださった指導教員の原田明徳准教授、岡宏一教授、様々な知識をご教授頂いた研究室の先輩方、同期に感謝いたします。

本研究では、欧州航空航法安全機構が維持、管理しているBADA モデル、日本航空株式会社から提供いただいたQAR データを使用しました。この機関が提供する便宜に謝意を表します。

文献

- (1) 国土交通省 将来の航空交通システムに関する研究会, “将来の航空交通システムに関する長期ビジョン (CARATS2010) - 戦略的な航空交通システムへの変革”.
- (2) 福田豊軌道ベース運用に向けた技術動向 日本航空宇宙学会誌 2012年60巻10号 pp371-376
- (3) USER MANUAL FOR THE BASE OF AIRCRAFT DATA(BADA) REVISION 3.14, EUROCONTROL EXPERIMENTAL CENTRE
- (4) 鍋島一郎, 動的計画法, 森北出版,1968