

BADAモデルを用いた旅客機の軌道最適化による運航効率の評価

宮本, 侑斗
九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

原田, 明德
九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

ビクラマシンハ, ナヴィンダ キトマル
九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

宮沢, 与和
九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門

他

<https://hdl.handle.net/2324/7358033>

出版情報 : AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES.
13, pp.1-10, 2014. 日本航空宇宙学会
バージョン :
権利関係 : © 2014 The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences



BADAモデルを用いた旅客機の軌道最適化による運航効率の評価^{*1}

Evaluation Analysis on Airliner Operational Performance with Flight Trajectory Optimization using BADA Aircraft Performance Model

宮 本 侑 斗^{*2}・原 田 明 徳^{*2}・ナヴィンダ キトマル ビクラマシンハ^{*2}

Yuto MIYAMOTO, Akinori HARADA, Navinda Kithmal WICKRAMASINGHE

宮 沢 与 和^{*3}・船 曳 孝 三^{*4}

Yoshikazu MIYAZAWA and Kozo FUNABIKI

Key Words: Aircraft, Trajectory, Optimization, Free Flight, Air Traffic Management

Abstract: Fuel efficient flight is demanded due to air traffic increase, environmental concerns and skyrocketing fuel prices. To achieve an effective futuristic air traffic management system, realization of TBO (Trajectory Based Operations) optimized from departure to arrival is aimed in CARATS (Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems). In this paper, 4-D trajectory of passenger aircraft is optimized for fuel minimization on the assumption that aircraft is not bounded by any air traffic control constraints. BADA (Base of Aircraft Data) model is adopted for aircraft performance model, and dynamic programming is used to calculate the optimal trajectory. The optimal trajectory is compared with airliner's flight trajectory by evaluating fuel consumption, flight time and flight range. Examples show that considerable amounts of reduction in fuel consumption could be achieved by trajectory optimization compared to the estimated values of actual flights.

記 号 の 説 明

V_{TAS}	: 真対気速度	[m/s]
V_{CAS}	: 較正対気速度	[m/s]
T	: 推力	[N]
M	: マッハ数	
D	: 抗力	[N]
γ	: 経路角	[deg]
ψ	: 方位角	[deg]
W	: 機体質量	[kg]
ξ	: ダウンレンジ角	[deg]
η	: クロスレンジ角	[deg]
FF	: 燃料流量	[kg/s]
t	: 時間	[sec]

添 字

0	: 初期
f	: 終端

1. は じ め に

最近の旅客機は経済性や環境適合性などの性能が高まると同時に、航法精度と飛行管理装置/自動操縦装置の能力が向上することにより機体の性能を最大限に発揮する能力も

向上している。航空機の性能が高まる一方で、航空交通量の増大によって航空機同士の調整が必要になり、予め決めた経路、高度を飛行し、さらに混雑した空域では管制官の誘導を受けて飛行するため、必ずしも航空機本来の性能を発揮できなくなっている。また、空域を基本とする航空管制の処理容量の限界についても指摘されている。これらの課題に対して、日本においては将来の航空交通システムの長期ビジョンとしてCARATS¹⁾(Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems)が策定され、軌道ベース運用(TBO, Trajectory Based Operations)の実現を将来の目標の一つとしている。軌道ベース運用とは、全体を一つの空域として捉え、すべての旅客機において出発から到着までの最適軌道を可能とする方式で、これにより燃料消費量の削減、飛行時間の短縮、航空交通容量の拡大などが可能となる。研究開発を進めるにあたり、実際の飛行と比べて最適な飛行によりどれだけの効率向上が見込めるかを定量的に評価することは重要である。本研究の目的は、実際の飛行に対して航空管制等の制約を受けない軌道を選択可能と仮定して旅客機の軌道最適化を行い、最適軌道が燃料消費量・飛行時間・飛行距離にどのような影響を与えるかを定量的に評価することである。

具体的には、ある旅客機の離着陸を除くクリーン形態(フラップやギアを格納している状態)のフライトデータに対し、燃料最小の観点から4次元(3次元[緯度、経度、高度]+速度)の最適軌道を生成し比較評価を行う。航空機の軌道最適化は過去にも様々な手法で行われてきた^{2~4)}が、著者らのグループは、動的計画法を適用することを提案する。動的計画法は、機体モデル・気象条件・運用における

^{*1}©2014 日本航空宇宙学会

平成25年11月21日、第51回飛行機シンポジウムにて発表

平成25年10月4日原稿受付

^{*2}九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

^{*3}九州大学大学院工学府航空宇宙工学部門

^{*4}日本航空株式会社

拘束条件への対応が容易で、航空機の軌道最適化に適した計算方法である。本研究の前に、キャビン内で記録したGPS位置情報を用いて飛行データを推算し、動的計画法を用いて最適化した軌道と比較した⁵⁾。さらに、実際の旅客機の飛行データを用いて最適化軌道と比較する方法と、代表的な結果を文献 6)に発表した。キャビン内で記録したGPS位置情報に比べてフライトデータを使用することにより、エアデータの情報と機体質量が正確なため精度の高い評価を行うことができる。本稿は、文献 6)と同様のデータ、計算方法、計算条件を使用しているが、最適軌道の結果について詳細な考察を行い、飛行時間を考慮した解析も行う。

2. フライトデータ

最適軌道の便益を評価するために、実際の飛行と燃料消費量の比較を行う。定量的評価には、航空会社より提供を受けた、旅客機に搭載されている QAR(Quick Access Recorder)により得られるフライトデータを用いる。第1表に示すように羽田空港を中心に地方空港を往復する18ケースについて評価を行う。それぞれの空港は、IATA(International Air Transport Association)空港コードで、HND:羽田, FUK:福岡, CTS:新千歳, OKA:那覇, SFO:サンフランシスコを示しており、すべてのケースにおいて同じ機種のある大型旅客機である。ただし、国内線と国際線でエンジン型式は異なる。データには、離着陸を除くクリーン形態の緯度、経度、気圧高度、指示対気速度、真対気速度、重量などのパラメータが格納されており、後述するBADAモデルを用いて消費燃料の再現計算を行う。以後ケース01は、F01というように示す。

第1表 フライトデータ

	年/月	出発/到着	データ記録時刻 (UTC)	
			始点	終点
01	2011/8	HND / FUK	5:07	6:17
02	2011/8	FUK / HND	7:28	8:37
03	2011/10	HND / FUK	8:23	9:45
04	2011/10	FUK / HND	10:57	12:08
05	2011/12	HND / FUK	1:32	3:03
06	2011/12	FUK / HND	4:12	5:07
07	2011/12	HND / FUK	9:37	11:08
08	2011/12	FUK / HND	12:12	13:13
09	2011/8	HND / CTS	8:01	9:07
10	2011/8	CTS / HND	5:21	6:26
11	2011/10	HND / CTS	6:57	7:53
12	2011/10	CTS / HND	9:16	10:27
13	2011/8	HND / OKA	4:37	11:11
14	2011/8	OKA / HND	8:05	10:00
15	2011/10	HND / OKA	4:40	7:05
16	2011/10	OKA / HND	8:17	10:04
17	2011/10	HND / SFO	15:23	23:28
18	2011/10	SFO / HND	1:59	12:24

3. 計算モデルおよび解析手法

最適化計算に使用する航空機モデル、気象データ、最適化手法については、文献 6)に記述されているので、ここでは、それぞれについて簡単な説明を行う。

3.1 質点近似運動方程式 航空機の運動モデルとして質点近似を用いる。通常、質点系の運動方程式は3自由度の2次系、6つの状態変数により表されるが、速度の方向変化は力学的エネルギーに影響を及ぼさないことから省略できると仮定することで、状態変数は、位置(緯度、経度、高度)と速度の4つとし、経路角、方位角、推力の3つを制御変数として取り扱う。

3.2 機体性能モデル 性能計算を行う機体モデルとして、EUROCONTROL (The European Organisation for the Safety of Air Navigation) が公開しているBADA(Base of Aircraft Data)⁷⁾モデルを用いる。BADAモデルでは、空力や燃料流量等のモデルとパラメータが与えられており、様々な機体を扱うことができる。同じフライトデータを用いた別の解析⁸⁾で、BADAモデルにより算出される燃料流量とQARで記録された燃料流量を比較したところ、BADAモデルによる燃料流量のモデル化誤差は±5%ほどであると推定される。本稿においては、モデル化誤差の影響を抑えるために、比較対象経路(フライトデータ)にもBADAモデルを適用し、最適軌道と燃料消費量を比較評価する。第2表に、軌道最適化に使用した旅客機の運用制限を示す。

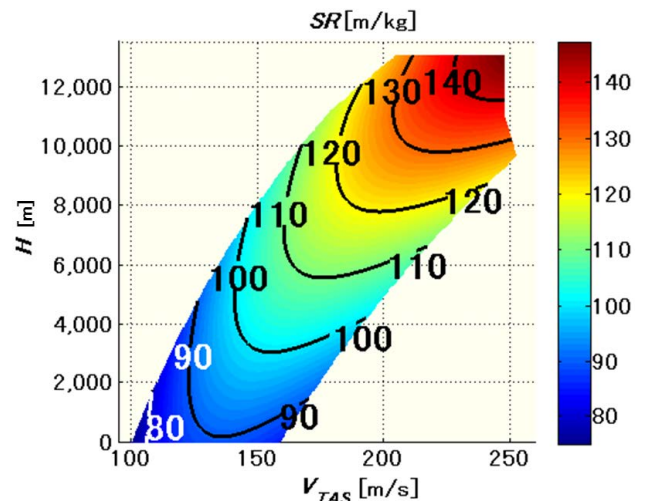
第2表 機体の運用制限

最大校正対気速度	310[kt] (約 160[m/s])
失速速度 (標準重量)	149[kt] (約 77[m/s])
運用下限速度	失速速度×1.3[kt]
運用最大マッハ数	0.84
運用最大高度	43,100[ft] (約 13,100[m])

機体の静的な性能は比距離、SR(Specific Range)で表わされる。SRは単位質量の燃料で進む水平距離であり、式(1)で定義される。

$$SR = V_{TAS} / FF \quad (1)$$

FF(Fuel Flow)は、BADAモデルによって計算される燃料流量で、単位時間あたりの消費燃料である。標準重量(208.7[ton])、標準大気モデルにおける、与えられたフライ



第1図 最適化対象機の比距離

トエンベロップ内での SR を図示すると第1図のようになる。この図では、赤に近いほど同じ質量の燃料でより長く飛行できることを意味している。第1図より、BADA モデルは高高度・高速度で飛行することが効率のよいモデルとなっていることが分かる。

3.3 気象データ 最適軌道を作成する際に必要になる気象データは、気象庁が発表する全球数値予報モデルによるGPV(Grid Point Value)を用いる。本研究では、解析に耐える十分な精度を持つ⁹⁾GSM(Global Spectral Model)日本域および全球域を使用する。GSMには、ジオポテンシャル高度、風速、大気温度が、緯度、経度、16の気圧面で構成される格子点上に格納されている。

3.4 最適化手法 本研究では、最適化手法として動的計画法(DP, Dynamic Programming)¹⁰⁾を用いる。動的計画法は、与えられた状態変数の離散化を行い、状態空間に形成された格子点の組み合わせに対し効率よく解を探索する最適化手法である。動的計画法には、大域的最適解が得られる、等式・不等式拘束条件の取り扱いが容易である、設計条件の変更に容易に対応できる、プログラミングが容易である、など多くの利点がある。

3.5 格子点間の飛行 動的計画法では、2点間の遷移の組み合わせにより最適解を導くが、近接する2点間の遷移においては、状態変数の変化率は一定として取り扱う。遷移中の風および速度については、各遷移の中間点における値を代表値として用いることで、運動方程式を満足する制御変数を導くことができる。今回の計算においては、この近似誤差の影響を小さくするために、2点間の遷移において中間地点までの飛行と、それ以降の飛行に分けて計算を行う。風速、大気温度、空気密度、気圧に関しては、気象GPVデータを内挿して用いる。また、航空機の質量の時間変化は極わずかであり、最適化計算に与える影響は小さいと考え、質量は状態変数ではなく計算によって得られる変数とする。

4. 燃料最小最適軌道

4.1 評価関数 消費燃料を最小にする最適軌道の生成にあたり、評価関数を式(2)のように設定する。

$$J_{opt} = \int_{t_0}^{t_f} FF dt \quad (2)$$

t_0 および t_f は、それぞれ初期時刻と終端時刻を示す。評価関数は、状態変数の関数になっており、 $J_{opt}(\xi, \eta, H, V_{CAS})$ と表すことができる。最適解は、すべての格子点の遷移の組み合わせを探索することにより得られる。

4.2 計算条件 動的計画法を適用するにあたり、状態量を第3表のように離散化し、状態空間に格子を作成する。ただし、ダウンレンジに関してはフライトケースごとに異なるので、分解能がほぼ同じになるように分割数を設定する。クロスレンジは地球中心からの角度で表している。

また、計算の始点・終点はフライトデータに合わせる。始点・終点において一致させるパラメータは、状態変数で

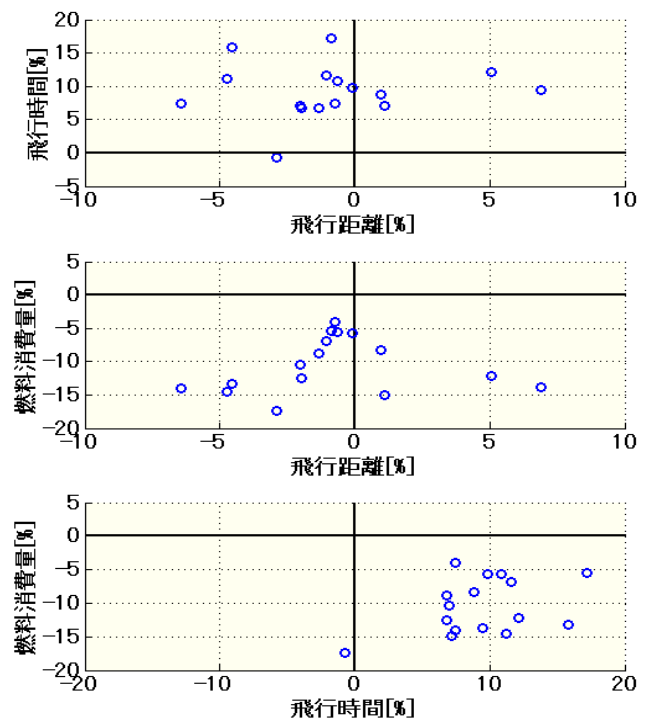
ある緯度・経度・高度・速度である。また、始点において初期重量もフライトデータに一致させる。フライトデータには、高度10,000[ft](約3,000[m])以下のデータもあるが、10,000[ft]以下では、離着陸のための変針が大きいことや、進入管制区において250[kt](129[m/s])の速度制限があることから、10,000[ft]以下のデータを除いて始点・終点を定めている。

第3表 格子間隔

高度	下限：3,000[m], 上限13,100[m] 分割数：101, ΔH ：100[m]	
校正対気速度	下限：100[m/s], 上限：160[m/s] 分割数：60, ΔV_{CAS} ：1[m/s]	
クロスレンジ	国内線	大圏コースの左右に2.5[deg] 分割数：100, $\Delta \eta$ ：0.05[deg](5.5[km])
	国際線	大圏コースの左右に20[deg] 分割数：800, $\Delta \eta$ ：0.05[deg](5.5[km])
ダウンレンジ	$\Delta \xi$ ：約30[km]	

4.3 計算結果 第4章では、国内線16ケースにおける軌道最適化の計算結果を示す。フライトデータは、季節が異なるように選ばれており、上空の風の状況がそれぞれ異なる。16ケースの計算の結果を第2図にまとめている。燃料消費量は、約3~17[%]の削減が可能である。また全体に、飛行時間は増加、飛行距離は減少の傾向が見られる。燃料最小化の解析結果ゆえに燃料消費量が削減されるのは当然であるが、飛行時間が増大する場合、また、飛行距離が必ずしも短縮されない場合など、国内線16ケースのうち、最適軌道の特徴をよく表す例をいくつか紹介して議論する。

最初に、16ケース全体に見られる特徴を、風が弱いF01を用いて示す。第3図から第6図に最適軌道とフライトデータのパラメータを比較している。横軸には、飛行距離を用いている。青線は最適軌道、黒線はフライトデータの軌道を示している。黒線により図示された緯度・経度・高度・



第2図 フライトデータと最適軌道の比較

風速以外の各パラメータは、記録されている緯度・経度・高度・風速から再現計算したものであり、実際に格納されているパラメータではないことに注意されたい。これは先に述べたように、航空機のモデル化誤差や計算誤差を抑えるためである。F01におけるフライトデータと最適軌道の燃料消費量、飛行時間、飛行距離を第4表に示す。

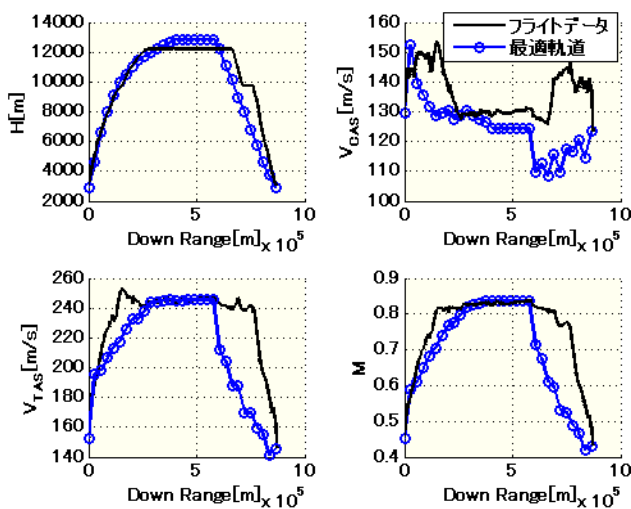
第4表 F01と最適軌道の比較

	F01	最適軌道	増減量
燃料消費量[kg]	6,650.6	6,275.5	-375.1 (-5.6[%])
飛行時間[sec]	3,844	4,260	+416 (+10.8[%])
飛行距離[km]	870.7	864.9	-5.8 (-0.7[%])

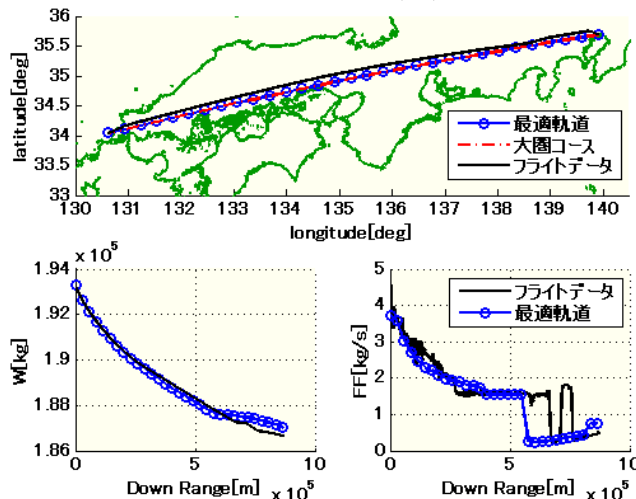
最適軌道全体に見られる燃料削減の特徴は、第3図に示すように降下フェーズの速度を遅くし、コンティニュアス・ディセンドを行うことである。降下フェーズに遅い速度を選択することで、第5図左上に示すように良い揚抗比で降下することができ、アイドル推力で飛行する降下フェーズを長くすることができる、つまり巡航区間を短縮することができる。第3図左上に示すように、フライトデータに対し、手前で降下を始めている。このようにTOD(Top Of Descent)ポイントを手前に配置することにより、第4図右

下に示す燃料流量が早い段階で低い値をとることができ、その積分量を節約することができる。さらに、フライトデータでは、降下の途中で一度水平飛行を行っている。ここでは、水平飛行をするための推力を必要とするので、それに応じて燃料流量も大きくなっている。したがって、同じ第4図左下の機体質量のグラフにおいて降下フェーズにおいて差が生じていることが分かる。また、第5図右下に示すフライトデータの推力では、降下フェーズにおいて負になっている部分がある。これは、スピードブレーキを使用していることを意味している。もし、速度の制限や管制の指示がなく自由に飛行できるのであれば、スピードブレーキによってエネルギーを減少させるのではなく、より早い地点で推力を絞る方が効率的なのは明らかである。上昇フェーズにおいては、フライトデータおよび最適軌道共に最大推力で上昇しているの、高度、速度等ほぼ同じプロファイルである。巡航フェーズにおいては、最適軌道全体に高高度を高マッハ数で飛行する傾向が見られる。これは、第1図で示したように水平飛行では、良いSRを選択しているためだと考えられる。そのために、巡航は最大運用マッハ数0.84で飛行している。

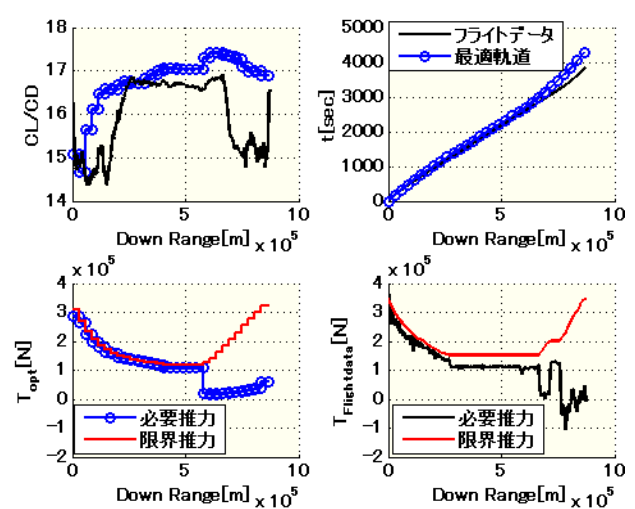
また、F01は第4図上段に示すように羽田から福岡へ向



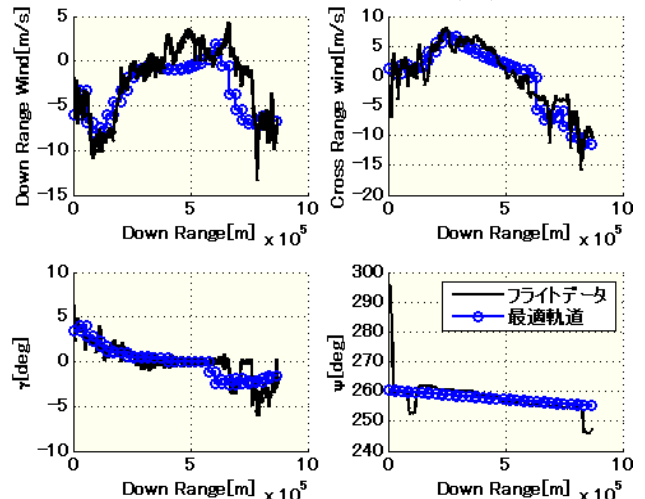
第3図 高度、速度(F01)



第4図 飛行経路、質量、燃料流量(F01)



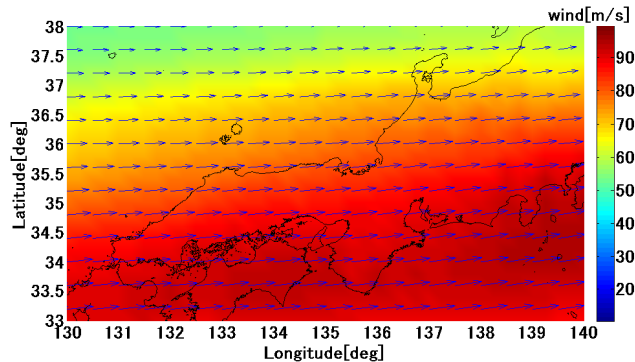
第5図 揚抗比、飛行時間、推力(F01)



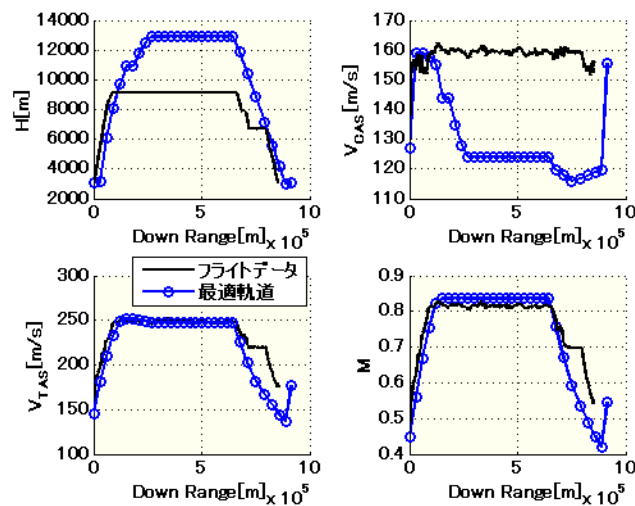
第6図 風速、経路角、方位角(F01)

かう飛行であり、Y20 という RNAV(area navigation)ルート上をほぼ直線飛行している。これに対し、最適軌道では、始点と終点を結ぶ最短経路となる大圏コース上（赤線）を飛行する。これは、第6図上段に示すように、進行方向、横方向の風が非常に弱いからだと考えられる。

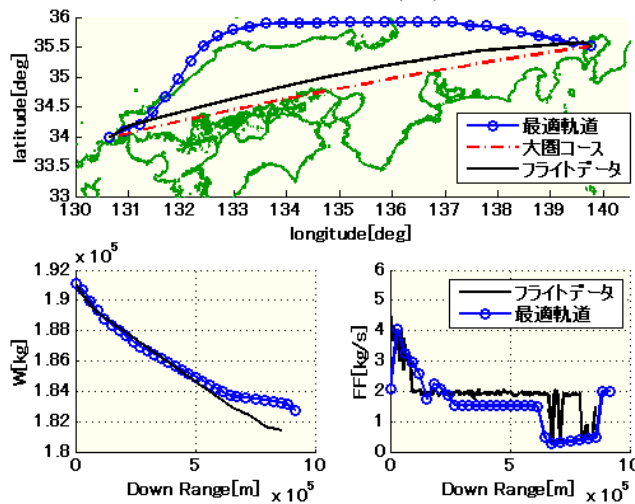
次に、風が強いケースの最適化計算例を示す。F05 は、12月のデータで上空に強い西風（ジェット気流）が存在している。第7図は、旅客機の巡航高度付近である250[hPa]面における風速・風向である。先のF01で示した経路上では80~90[m/s]程度の西風が吹いているのが分かる。また、



第7図 250[hPa]面の風速・風向



第8図 高度、速度(F05)



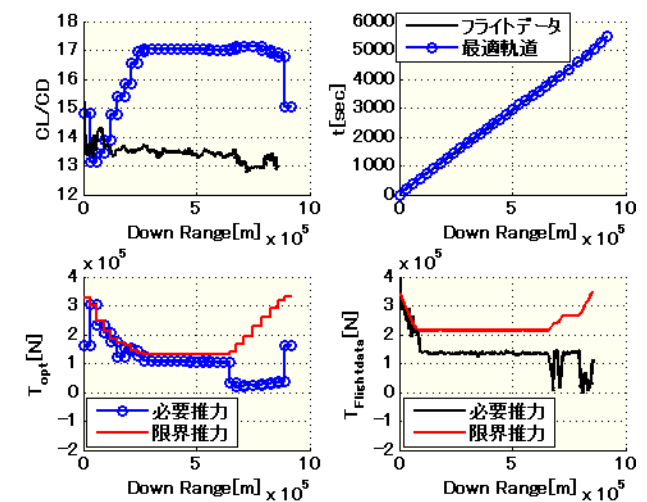
第9図 飛行経路、質量、燃料流量(F05)

第5表にはF05におけるフライトデータと最適軌道の燃料消費量、飛行時間、飛行距離を示す。第8図から第11図は、F05の最適軌道である。

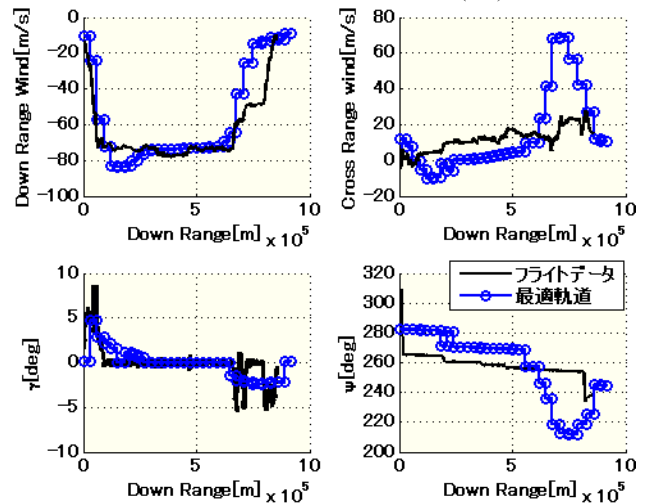
第5表 F05と最適軌道の比較

	F05	最適軌道	増減量
燃料消費量[kg]	9,691.8	8,357.5	-1,334.3 (-13.8[%])
飛行時間[sec]	5,000	5,473	+473 (+9.5[%])
飛行距離[km]	858.0	917.1	+59.1 (+6.9[%])

F05 は羽田→福岡便だが、通常の経路上を飛行すると強い向かい風の中を飛行しなければならない。そこで、最適軌道は第9図上段のように経路を大きく北にずらしている。BADA モデルでは高い高度を飛行するほうが、燃料消費量は少ない。しかし、大圏コース上を高高度で飛行すると強い向かい風の中を飛行することになり効率が悪くなるので、向かい風の影響を小さくするために経路を北よりに変更すると考えられる。実際の運航では、経路はRNAVルートと決まっているので、向かい風の影響を小さくするため最適軌道より低い高度を飛行していると推測できる。第11図左上の進行方向風速が、高度を下げたフライトデータと経路を変更した最適軌道でほぼ同じになっていることから分



第10図 揚抗比、飛行時間、推力(F05)



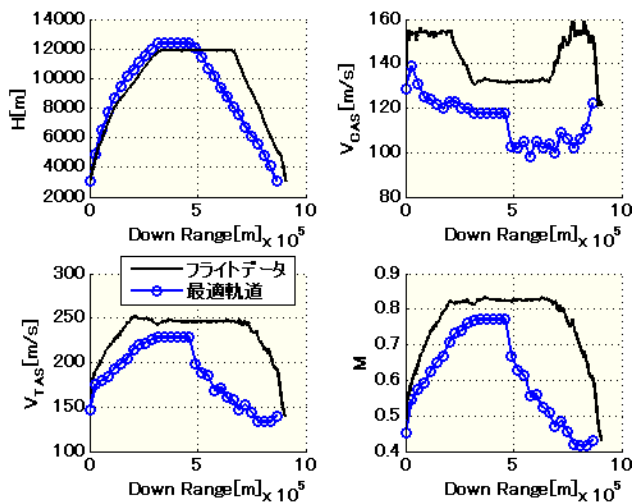
第11図 風速、経路角、方位角(F05)

かる。しかし、その影響で第9図右下に示す燃料流量は最適軌道より高い値になっている。したがって、F01の例では、上昇、巡航までほぼ同じ燃料流量であったが、F05では選択する経路、高度の違いにより燃料消費量に影響が出ている。この計算例では、飛行時間・飛行距離共に増加しているが、燃料消費量は大幅に削減できていることが分かる。

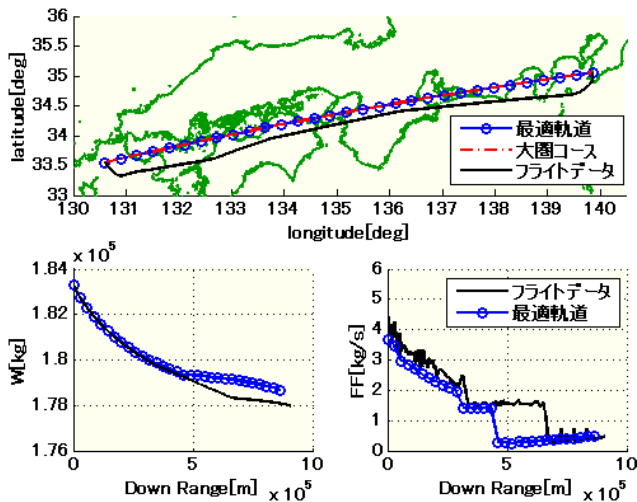
同じ気象状況の中を逆方向の追い風になるような飛行の例を示す。F06は、F05と同じ日のフライトで、福岡から羽田へ向かう便である。上空には第6図で示した強風が存在している。先の例と同じように、第6表に計算結果を、第12図から第15図に各パラメータを図示している。F06の特徴として、強い追い風を受けているので、全フェーズに渡り、実際の運航よりも遅い対気速度を選択している。また、TODポイントもほぼ無風状態のF01に比べ100[km]程度手前に設定し、早めに降下を始めることが可能である。

第6表 F06と最適軌道の比較

	F06	最適軌道	増減量
燃料消費量[kg]	5,349.4	4,639.4	-710 (-13.3[%])
飛行時間[sec]	3,051	3,535	+484 (+15.9[%])
飛行距離[km]	906.4	865.1	-41.3 (-4.6[%])



第12図 高度、速度(F06)



第13図 飛行経路、質量、燃料流量(F06)

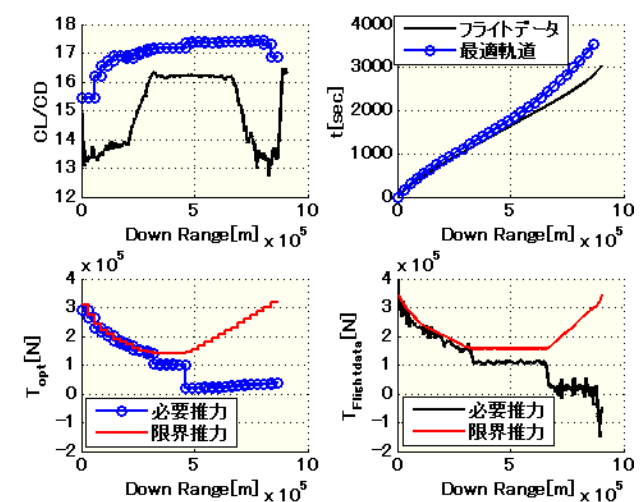
これにより、巡航区間が大幅に短くなり燃料消費量の削減に大きく貢献していることが分かる。

5. 飛行時間を指定した軌道最適化

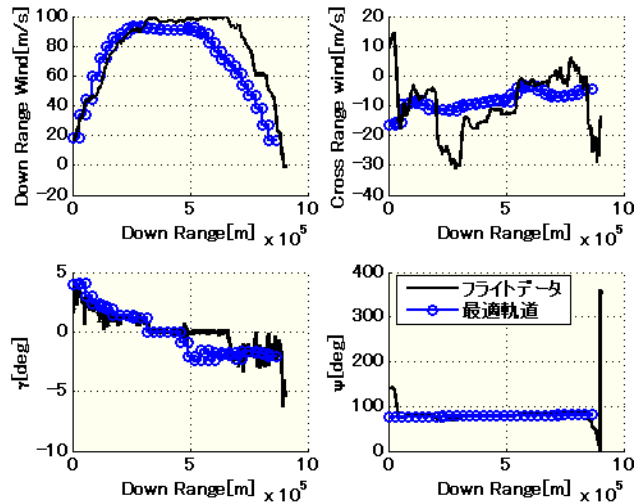
燃料消費量のみを考慮した最適軌道では、フライトデータに対しほとんどのケースで飛行時間が増加する傾向が見られる。これは、第4章で説明したように良い揚抗比を得るために降下速度を遅くしているからである。しかし、実際の飛行では飛行時間も考慮した飛行計画を立てるのが一般的である。そこで、式(2)で与えられた評価関数を次式のように飛行時間も考慮する¹¹⁾ことによって、飛行時間を指定して燃料消費量を最小とする最適軌道を作成する。

$$J_{opt} = \int_{t_0}^{t_f} (FF + FF_{ref} \times a) dt \quad (3)$$

ここで、 FF_{ref} は標準的な燃料流量を表す定数で、 a は飛行時間を調整するための重み係数である。そこで、式(3)を用い、終端時刻をフライトデータに合わせたときに最適軌道や燃料消費量にどのような変化が見られるか代表的なケースを用いて説明する。



第14図 揚抗比、飛行時間、推力(F06)



第15図 風速、経路角、方位角(F06)

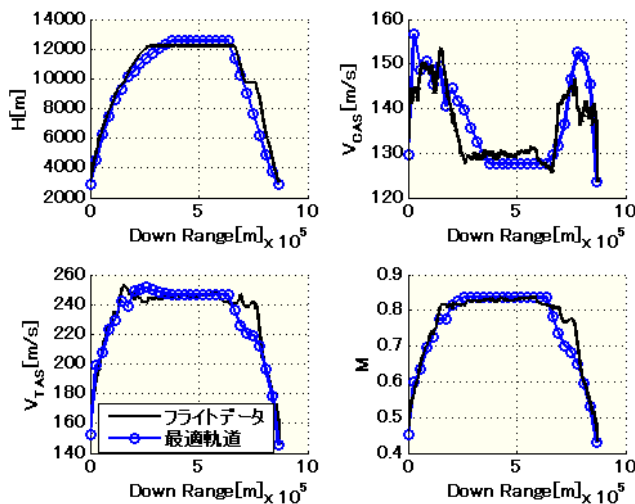
第16図から第19図にF01の計算例を示す。また、第7表に結果をまとめる。燃料消費量のみ最適化した場合は、飛行時間が416 [sec](10.8[%])増加していたのに対し、飛行時間を指定することで時間をほぼ一致させることができる。厳密には3秒の差があるが、これは最適軌道を生成するとき離散化を行っておりフライトデータと完全に一致させることはできないので許容できる差とする。最適軌道に大きく変化が見られる点は、降下速度である。第16図に示すように、飛行時間を一致させるために降下速度を増加させている。そのため、速度プロファイルがフライトデータに似る傾向が見られる。降下速度の増加に伴い、第18図に示す揚抗比が下がっているのもわかる。そのため、最小燃料流量状態で滑空できる距離が多少短くなり、降下開始地点を遅らせている。また、降下速度の増加だけでは飛行時間の短縮が不可能なので、巡航高度を低くすることで飛行時間の短縮を行っている。F01のケースでは、燃料消費量のみを最適化した場合の13,560[m]に対し300[m]低い13,260[m]を選択する。これは、巡航高度を下げることでより最大マッハ数で飛行したときの対地速度を早くすることができるからである。第7表に示すように、飛行時間を指定した場合においても、燃料消費量の最適化を行うことで、

260.9[kg](3.9[%])の燃料を削減することが可能である。

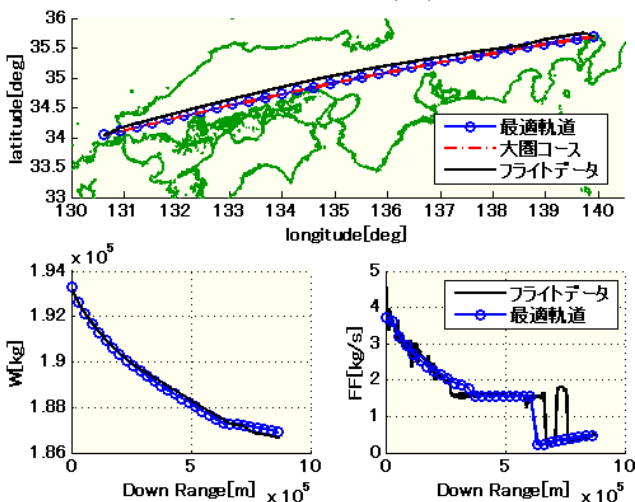
第7表 F01と最適軌道（時間指定）の比較

	F01	最適軌道	増減量
燃料消費量[kg]	6,650.6	6,389.7	-260.9 (-3.9[%])
飛行時間[sec]	3,844	3,847	+3 (+0.1[%])
飛行距離[km]	870.7	864.9	-5.8 (-0.7[%])

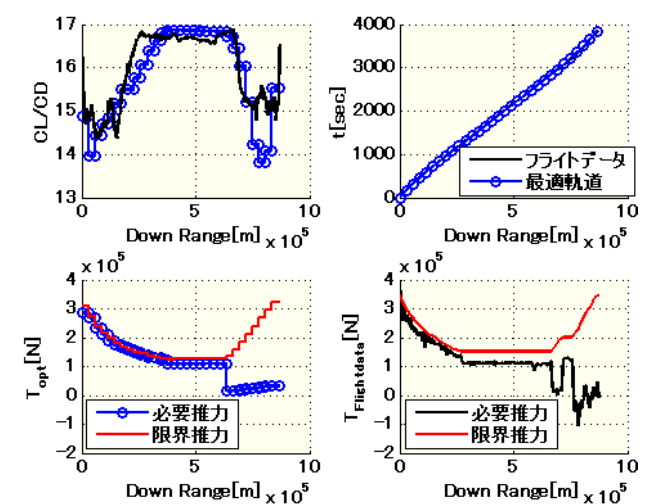
このように、燃料消費量最小の最適軌道に対し、飛行時間を短縮する最適軌道では降下速度、巡航高度、飛行経路を調整することで時間の調整を行う。全ケースにおいて飛行時間を指定しながら燃料消費量を最小化する最適軌道を求めた。第20図に示すように、飛行時間を指定しているので飛行時間はフライトデータに対しほぼ±0[%]になっている。また、第2図に比べ飛行距離の増加率が少なくなっている。飛行時間を短縮するには速度を増加させる必要があるが、速度を増加させることが可能なフェーズは最大マッハ数で飛行する巡航を除いた上昇・降下フェーズである。2つのフェーズのうち、最小燃料流量のため燃料消費量に大きく影響を及ぼさない降下フェーズで速度を増加させるのは妥当な結果である。また、高度による気温の差により低い高度で音速が早くなるので、燃料最小最適軌道より少



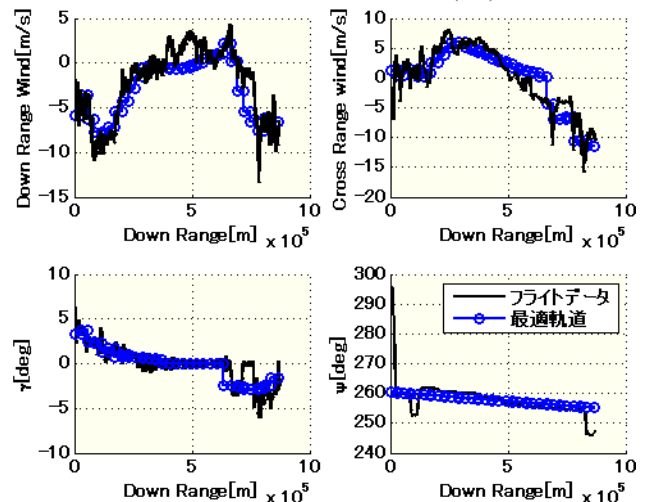
第16図 高度、速度(F01)



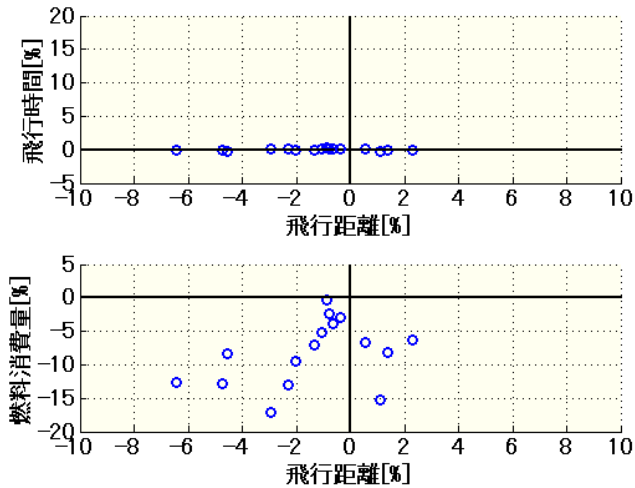
第17図 飛行経路、質量、燃料流量(F01)



第18図 揚抗比、飛行時間、推力(F01)

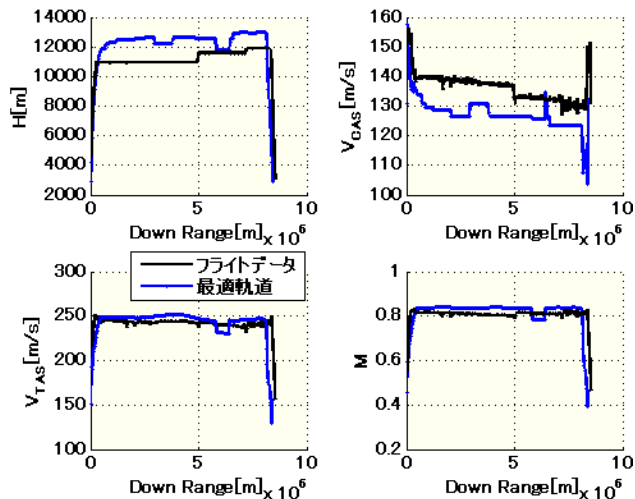


第19図 風速、経路角、方位角(F01)

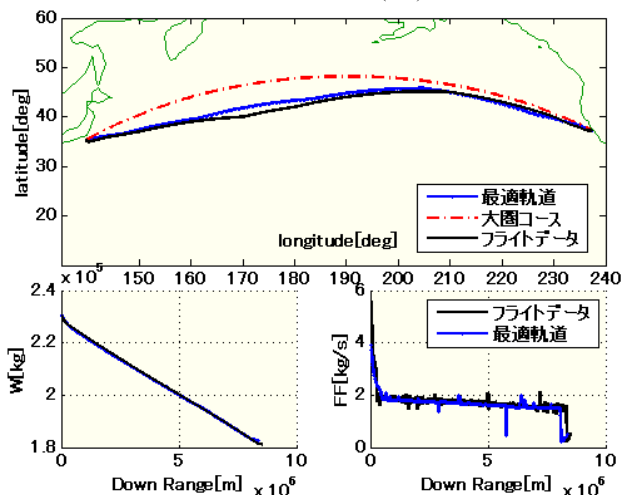


第20図 フライトデータと最適軌道（時間指定）の比較

し低い高度を最大マッハ数で飛行することで、より飛行時間を短縮することができる。さらに第9図に示すような、大圏コースから大きく経路を変化させている軌道においては、経路を大圏コースに近づけることで飛行距離・飛行時間の短縮を行う結果が得られた。



第21図 高度、速度(F17)



第22図 飛行経路、質量、燃料流量(F17)

6. 国際線における軌道最適化

第6章では、洋上を長距離にわたり巡航する羽田～サンフランシスコの軌道最適化の結果を紹介する。サンフランシスコ線のデータは、飛行距離が約8,500[km]、飛行時間も往復で異なるが8～10時間と、長いフライトである。第8表および第9表にそれぞれの結果をまとめている。

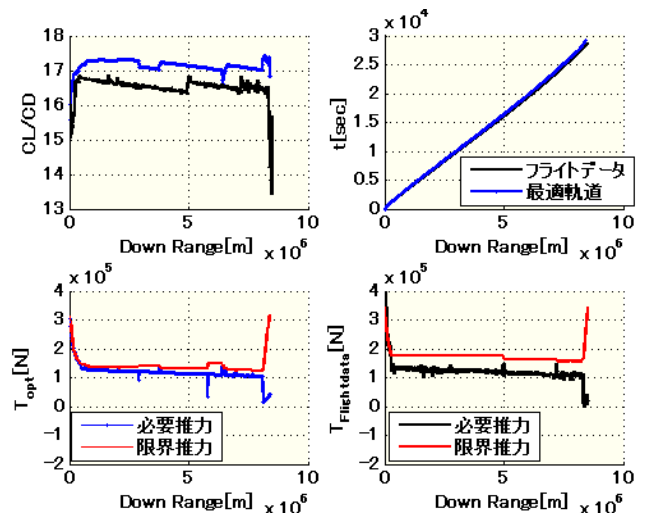
まず、F17の軌道最適化における特徴を示す。F17は、羽田→サンフランシスコ線である。第21図から第24図に

第8表 F17と最適軌道の比較

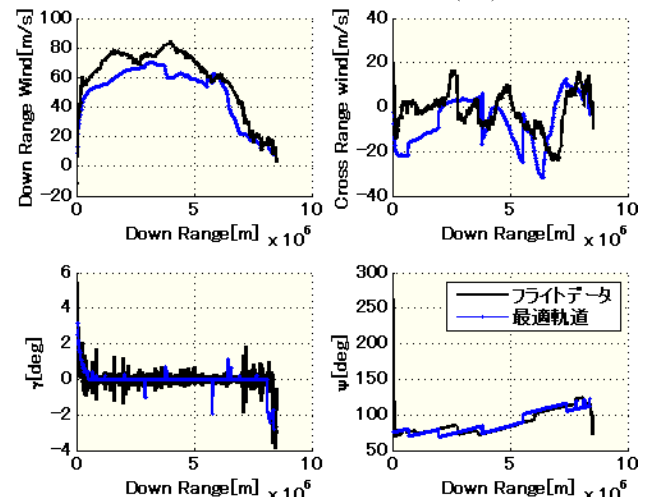
	F17	最適軌道	増減量
燃料消費量[kg]	49,690	48,338	-1,352 (-2.7[%])
飛行時間[sec]	28,725	29,135	+410 (+1.4[%])
飛行距離[km]	8,530.7	8,402.9	-127.8 (-1.5[%])

第9表 F18と最適軌道の比較

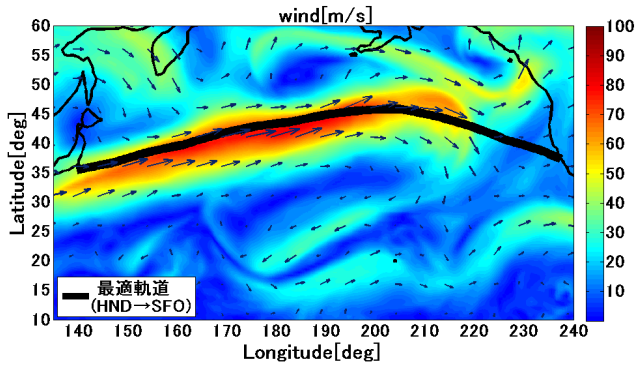
	F18	最適軌道	増減量
燃料消費量[kg]	69,057	66,730	-2,327 (-3.4[%])
飛行時間[sec]	36,967	37,183	+216 (+0.6[%])
飛行距離[km]	8,463.6	8,392.3	-71.3 (-0.8[%])



第23図 揚抗比、飛行時間、推力(F17)



第24図 風速、経路角、方位角(F17)



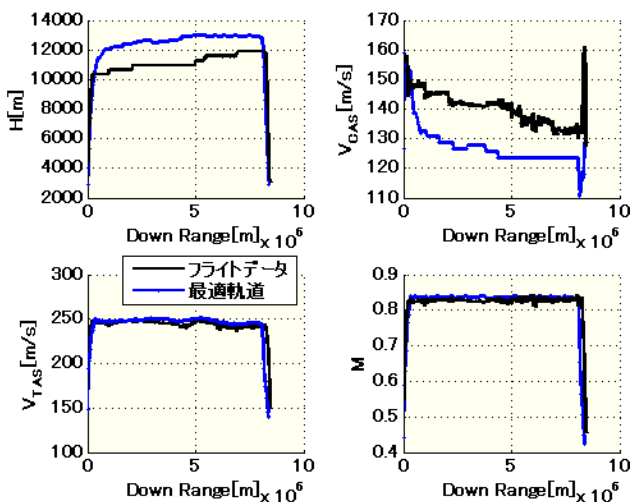
第25図 250[hPa]面の風速・風向

最適軌道を示している。国際線の飛行方式では、当日の気象予報や航空交通量を考慮し、一日単位で飛行経路が設定される。F17の運航経路から、OTR(Oceanic Transition Route)とPACOTS(PACific Organized Track System)経路システムが用いられていると推測できる。これに対し、第22図上段より、同じ気象条件で計算した最適軌道でも、大圏コースから外れて実際の運航とほぼ同じ経路を飛行しているのが分かる。これは、第25図に黒線で最適軌道を示すように、大圏コースの南側に存在する追い風になるジェット気流に乗るためだと考えられる。追い風を利用することで、向かい

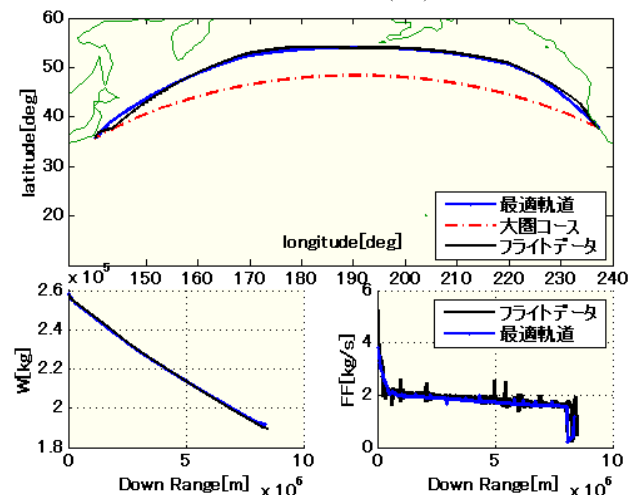
い風となるF18に比べ飛行時間が約2時間程度短い。また、実際の運航では重量の変化に合わせてステップアップクルーズを行っているのに対し、最適軌道では、高高度を選択しているのが分かる。また最適軌道の巡航中の高度変化は、高度による風の変化を利用していると考えられる。巡航中の選択速度も異なり、最適軌道の方が速いマッハ数で飛行している。これに伴い、揚抗比の値も少し良い値になっている。F17における燃料消費量削減は、巡航高度、巡航速度の違いと、F01の例で示した降下速度の違いである。これらにより、1,352[kg]、2.7[%]の燃料が削減可能である。

次に第26図から第29図までにサンフランシスコ→羽田となるF18の計算例を示す。この運航でも、NOPAC(North PACific)経路システムとOTRが用いられていると推測できる。最適軌道はF17のように実際の運行経路にほぼ等しい結果が得られた。これは、第25図に示す向かい風となるジェット気流を避けるためである。経路を大圏コースから変化させることにより、第29図左上に示す進行方向の風速（向かい風）が弱くなっていることが分かる。

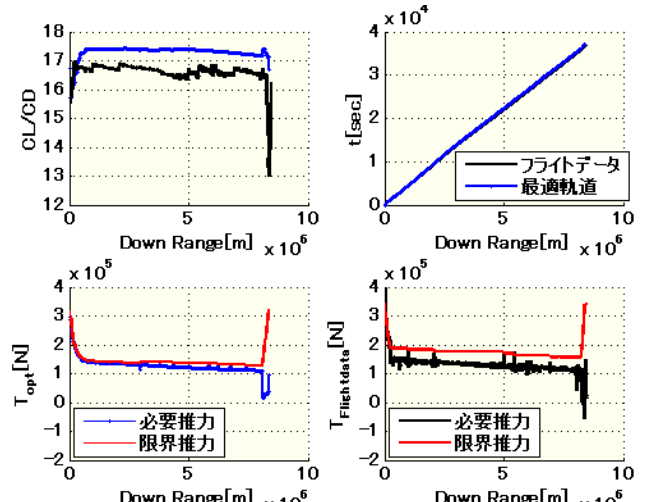
また、実際の運航における高度はF17と同様にステップアップクルーズを行っているのに対して、最適軌道では重量変化に合わせて連続的に高度を上げながら巡航を行って



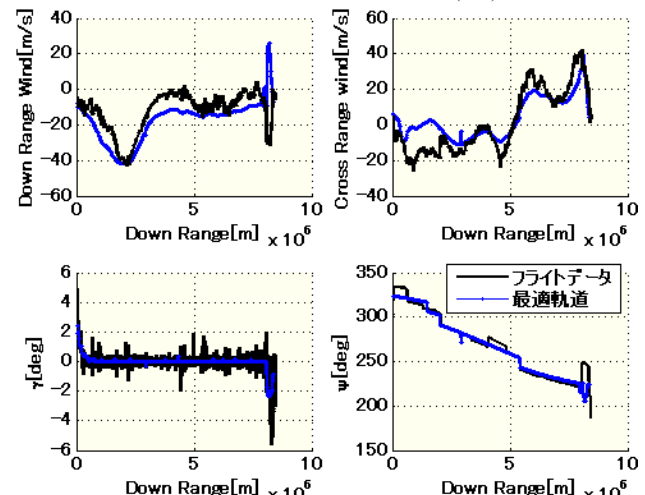
第26図 高度、速度(F18)



第27図 飛行経路、質量、燃料流量(F18)



第28図 揚抗比、飛行時間、推力(F18)



第29図 風速、経路角、方位角(F18)

いる。これは、航空機にとって理想的な飛び方である。その理由として、第1図には標準重量におけるSRを図示したが、燃料消費にとって効率のよい高度・速度は機体重量によって変化するからである。この巡航方法と良い揚抗比での降下を行うことにより、2,327[kg], 3.4[%]の燃料を削減することができる。しかし、実際の運航計画においては、機体メーカーが作成した性能モデルを用いているため、BADAモデルに基づいた比較では、最適性においてモデル化誤差があると考えられる。そのため、国際線の巡航フェーズのような性能最適化に細心の注意を払っていると考えられる飛行状態の比較や燃料の削減量は参考値である。

洋上の飛行では、第22図や第27図のように気象条件に合わせた柔軟な経路選択ができておりと考えられる。しかし、もしフリーフライトが可能であるならば、高度・速度についても最適化が可能で、さらに多くの燃料を削減できる可能性がある。

7. ま と め

本稿では、燃料消費量を最小とする旅客機の軌道最適化を行った。航空会社から提供を受けた18のフライトケースについて軌道最適化を行い、燃料消費量・飛行時間・飛行距離の評価を行った。最適軌道およびフライトデータに対し機体性能モデルとしてBADAモデルを用い、気象条件として気象庁発表の数値予報モデルであるGSMを使用した。また、緯度・経度・高度・速度を状態変数とし、動的計画法を用いて4次元の軌道最適化を行った。得られた一般的な最適軌道の特徴は、以下である。

- ① 全体としては、最適軌道の飛行時間はフライトデータに対して増加傾向が見られるが、燃料消費量は最大で17[%]削減が可能である。
- ② 上昇フェーズにおいて最適軌道は、フライトデータと同様に、最大推力で上昇を行う。
- ③ 巡航フェーズにおいて最適軌道は、運用最大高度・最大運用マッハ数を選択することで、燃料流量の値を小さくする。
- ④ 降下フェーズにおいて最適軌道は、揚抗比を上げるため、降下速度を遅くする。また、降下開始地点を早くすることで、巡航区間を短くすることができるので燃料消費量の削減が可能である。
- ⑤ 最短距離となる大圏コース上に強い向かい風が存在する場合などの気象条件により、大きく経路を変化させることで飛行距離・飛行時間が増加するが燃料消費量の削減が可能である。
- ⑥ 国際線において最適軌道は、フライトデータと同様に風を考慮することで大圏コースから外れた最適な経路を選択する。

また、ほとんどのケースにおいて飛行時間増加の傾向があるので、飛行時間を指定した軌道最適化も行った。飛行時間を短縮させる飛行方法として、次の3つが挙げられる。

- ① 燃料消費量に与える影響が少ない降下速度を速くする。
- ② 巡航高度を下げることにより、最大マッハ数で飛行したときの対地速度を速くする。
- ③ 最短経路から大きく変化した経路を、大圏コースに近づけることで飛行距離を短縮する。

このように、動的計画法を用いることで、容易に機体モデル、気象条件、運用制限などを組み込んだ軌道最適化を行うことができる。そのため、本論文はある1機種を対象に軌道最適化を行ったが、機体モデルを変えることにより簡単にそれぞれの機種における性能を最大限に発揮させる軌道最適化を行うことができる。さらに、各機の軌道最適化を行うことで、航空交通全体として大幅な消費燃料や温室効果ガスの削減の可能性を定量化することができる。また、離着陸を除く飛行全体の最適化を行うことができるので、高効率なコンティニューアス・ディセンドを行うことができる。本論文で検討した4次元の軌道最適化を複数機に適用すれば、各機種における最大の性能を引き出す軌道を作成することができ、かつ、飛行時間を管理できるので、航空交通システム全体における便益の定量的評価が可能である。

参 考 文 献

- 1) 航空交通システム研究会：将来の航空交通システムに関する長期ビジョン-戦略的な航空交通システムへの変革, 2010年。
- 2) Hagelauer, P. and Mora-Camino, F.: A Soft Dynamic Programming Approach for On-line Aircraft 4D-trajectory Optimization, EJOR, **107** (1998), pp.87-95.
- 3) Wu, D. and Zhao, Y. J.: Performances and Sensitivities of Optimal Trajectory Generation for Air Traffic Control Automation, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-paper2009-6167, 2009.
- 4) Chakravarty, A.: Four-Dimensional Fuel-Optimal Guidance in the Presence of Winds,” Journal of Guidance and Control, **8**, 1(1985), pp. 16-22.
- 5) Wickramasinghe, N. K., Harada, A. and Miyazawa, Y.: Flight Trajectory Optimization for an Efficient Air Transportation System, ICAS2012, Brisbane, 2012.
- 6) Miyamoto, Y., Wickramasinghe, N. K., Harada, A., Miyazawa, Y. and Funabiki, K.: Analysis of Efficient Airliner Flight by Dynamic Programming Trajectory Optimization, Trans. Aerospace Technology Japan, **11**(2013), pp.93-98.
- 7) Eurocontrol Experimental Center: User Manual For the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.9, EEC Technical/Scientific Report No. 11/03/08-08, 2011.
- 8) Harada, A., Miyazawa, Y. and Funabiki, K.: Accuracy Evaluation of an Aircraft Performance Model with Airliner Flight Data, Trans. JSASS Aerospace Technology Japan, **11**(2013), pp.79-85.
- 9) 十時寛典, 小塚智之, 宮沢与和, 船曳孝三：定期便フライトデータと気象庁数値予報GPVデータとの比較評価, 航空宇宙技術, **12**(2013), pp.57-63.
- 10) Richard E. Bellman: Dynamic Programming, Princeton University Press, 1957.
- 11) 宮沢与和, ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル, 原田明徳, 宮本侑斗：到着時刻を指定した旅客機の軌道最適化, 航空宇宙技術, **12**(2013), pp.31-38.