

混雑空港における到着管理に関する研究

田村, 恵一

<https://doi.org/10.15017/1866313>

出版情報：九州大学, 2017, 博士（工学）, 課程博士
バージョン：
権利関係：

混雑空港における到着管理に関する研究

平成 29 年 9 月

九州大学大学院 工学府

航空宇宙工学専攻 博士後期課程

田村 恵一

目次

第 1 章 序論	1
第 1 節 背景	1
第 2 節 目的	7
第 3 節 構成ならびに単位	8
第 2 章 混雑空港の現状解析	10
第 1 節 はじめに	10
第 2 節 東京国際空港の概要	10
第 3 節 レーダーベクターの現状解析	13
第 4 節 まとめ	19
第 3 章 解析ツール	20
第 1 節 はじめに	20
第 2 節 飛行状態推定	21
第 1 項 位置情報	21
第 2 項 エアデータの推定	22
第 3 節 軌道最適化モデル	26
第 1 項 数学的モデルの定式化	26
第 2 項 動的計画法	28
第 4 節 まとめ	31
第 4 章 BADA モデルの精度	32
第 1 節 はじめに	32
第 2 節 BADA モデル	33
第 3 節 飛行データ	34
第 4 節 燃料流量の計算	35
第 1 項 推力	35
第 2 項 大気モデル	35
第 3 項 BADA 空力モデル	36

第4項	BADA 燃料流量モデル	36
第5節	BADA モデルの精度の直接評価.....	37
第1項	燃料流量の比較.....	37
第2項	燃料消費量および燃料流量誤差の解析.....	39
第6節	飛行状態推定と飛行データの比較.....	45
第7節	最適軌道と飛行データの比較.....	53
第8節	まとめ.....	65
第5章	飛行管理装置を用いた到着時刻制御 _____	66
第1節	はじめに	66
第2節	飛行管理装置 (FMS)	67
第3節	RTA 機能の検証.....	68
第1項	RTA 機能.....	68
第2項	FMS シミュレータ試験の概要.....	69
第4節	FMS が生成する飛行軌道のモデル化.....	76
第1項	概要.....	76
第2項	Three Parameter Model (TPM)	77
第3項	シミュレータデータとの比較.....	77
第5節	まとめ.....	80
第6章	現在の到着機制御における潜在便益 _____	81
第1節	はじめに	81
第2節	航空機データと管制方式.....	83
第1項	航空機データ	83
第2項	レーダーベクター.....	84
第3項	Holding (待機)	84
第3節	干渉評価方法	85
第4節	燃料消費量の比較	86
第1項	各速度での燃料消費量の比較.....	86
第2項	全機の燃料消費量の比較.....	87
第5節	干渉の評価	90
第6節	干渉解消後の燃料消費量.....	90

第7節	まとめ.....	94
第7章	4次元軌道運用による便益 _____	95
第1節	はじめに	95
第2節	軌道最適化による到着時刻の推定	95
第3節	東京国際空港での検証	97
第4節	まとめ.....	102
第8章	結論 _____	103
Appendix A.	管制方式基準 _____	106
第1節	はじめに	106
第2節	管制間隔	106
第1項	管制間隔.....	106
第2項	レーダー間隔.....	108
第3項	後方乱気流管制方式.....	109
Appendix B.	騒音軽減方式 _____	112
第1節	はじめに	112
第2節	ICAO および日本の騒音軽減方式.....	112
第3節	東京国際空港の騒音軽減方式.....	113
第1項	Preferential Runway.....	113
第2項	Preferential Routes and Aircraft Operating Procedures for Noise Abatement.....	114
第3項	Noise Abatement Approach Procedure (NAAP)	117
謝辞	_____	119
参考文献	_____	120

図一覧

図 1-1	国際交通量の需要予測 (CARATS より)	2
図 1-2	将来の航空交通システムに係る長期計画の国際的動向	3
図 2-1	東京国際空港平面図	11
図 2-2	34L における計器進入方式および STAR (通常)	12
図 2-3	34L における計器進入方式および STAR (天気良好)	12
図 2-4	22 における計器進入方式および STAR	13
図 2-5	到着機の軌跡と同心円	15
図 2-6	ベクタリング度	16
図 2-7	150NM を通過した時刻の間隔 (17 日間)	17
図 2-8	合流点からの距離と時刻の関係	17
図 2-9	実際の飛行時間 (2012/5/9)	18
図 3-1	飛行状態推定と軌道最適化の概念図	21
図 3-2	機体および風の世界速度方向と角度の関係	27
図 3-3	飛行時間と燃料消費量の関係	29
図 3-4	ダウンレンジ角とクロスレンジ角の定義	30
図 3-5	動的計画法の格子	30
図 4-1	燃料流量 ①	37
図 4-2	燃料流量 ②	37
図 4-3	燃料流量 ③	38
図 4-4	燃料流量 ④	38
図 4-5	燃料流量 ⑤	38
図 4-6	燃料流量 ⑥	38
図 4-7	燃料流量 ⑦	38
図 4-8	燃料消費量 ①	40
図 4-9	燃料消費量 ②	40
図 4-10	燃料消費量 ③	40
図 4-11	燃料消費量 ④	40
図 4-12	燃料消費量 ⑤	40
図 4-13	燃料消費量 ⑥	40
図 4-14	燃料消費量 ⑦	41
図 4-15	燃料流量誤差 (全飛行フェーズ)	41

図 4-16	燃料流量誤差（上昇）	41
図 4-17	燃料流量誤差（巡航）	41
図 4-18	燃料流量誤差（降下）	41
図 4-19	積算燃料消費量と Configuration(CI20)①	43
図 4-20	積算燃料消費量と Configuration(CI20)②	43
図 4-21	積算燃料消費量と Configuration(CI40)③	43
図 4-22	積算燃料消費量と Configuration(CI40)④	43
図 4-23	積算燃料消費量と Configuration(CI80)⑤	44
図 4-24	積算燃料消費量と Configuration(CI80)⑥	44
図 4-25	積算燃料消費量と Configuration(CI80)⑦	44
図 4-26	飛行状態推定結果(CI20)①	46
図 4-27	飛行状態推定結果(CI20)②	47
図 4-28	飛行状態推定結果(CI40)③	48
図 4-29	飛行状態推定結果(CI40)④	49
図 4-30	飛行状態推定結果(CI80)⑤	50
図 4-31	飛行状態推定結果(CI80)⑥	51
図 4-32	飛行状態推定結果(CI80)⑦	52
図 4-33	巡航性能（ISA，無風条件）	53
図 4-34	CAS および Mach 数の比較 CI20 ①	55
図 4-35	CAS および Mach 数の比較 CI40 ③	55
図 4-36	CAS および Mach 数の比較 CI80 ⑤	56
図 4-37	CAS および Mach 数の比較 CI80 ⑦	56
図 4-38	CAS および Mach 数の比較 CI20 ②	57
図 4-39	CAS および Mach 数の比較 CI40 ④	57
図 4-40	CAS および Mach 数の比較 CI80 ⑥	58
図 4-41	高度の比較と降下経路角 CI20 ①	58
図 4-42	高度の比較と降下経路角 CI40 ③	59
図 4-43	高度の比較と降下経路角 CI80 ⑤	59
図 4-44	高度の比較と降下経路角 CI80 ⑦	60
図 4-45	高度の比較と降下経路角 CI20 ②	60
図 4-46	高度の比較と降下経路角 CI40 ④	61
図 4-47	高度の比較と降下経路角 CI80 ⑥	61
図 4-48	最適軌道 CI20 ①	62

図 4-49	最適軌道 CI20 ②	62
図 4-50	最適軌道 CI40 ③	63
図 4-51	最適軌道 CI40 ④	63
図 4-52	最適軌道 CI80 ⑤	63
図 4-53	最適軌道 CI80 ⑥	63
図 4-54	最適軌道 CI80 ⑦	63
図 5-1	Legacy Control Dead Band	69
図 5-2	B737 FMW の概観（電子航法研究所所有）	70
図 5-3	福岡空港から東京国際空港への経路	70
図 5-4	CI25 の飛行に対する ETA の差	71
図 5-5	機外大気設定における偏西風の入力値	72
図 5-6	風誤差を含んだ時の RTA 機能が制御した飛行データ	73
図 5-7	速度と ETA の時間履歴(Case1-1)	75
図 5-8	速度と ETA の時間履歴(Case1-2)	75
図 5-9	速度と ETA の時間履歴(Case2-1, 降下区間のみ)	75
図 5-10	速度と ETA の時間履歴(Case2-3, 降下区間のみ)	75
図 5-11	Three Parameter Model の軌道モデル	76
図 5-12	FMW と DP, 3-Param.の最適結果の比較	79
図 5-13	燃料消費量と飛行時間の関係	79
図 6-1	レーダーベクターの軌跡(実際)	83
図 6-2	最短距離経路と Holding の軌跡(提案)	83
図 6-3	電子航法研究所 SSR モード S アンテナ	83
図 6-4	ADDUM に設定されている Holding pattern	85
図 6-5	保護領域	85
図 6-6	各速度での燃料消費量	87
図 6-7	SSR モード S データの航跡	88
図 6-8	ADDUM 直行の航跡	88
図 6-9	ADDUM での Holding 時間 (ADDUM10,000ft)	89
図 6-10	燃料削減率 (ADDUM10,000ft)	89
図 6-11	干渉発生場所 (ADDUM 10,000ft)	90
図 6-12	干渉指標 (ADDUM 10,000ft)	90
図 6-13	干渉指標 (干渉解消)	92
図 6-14	干渉発生高度	92

図 6-15	干渉発生場所.....	92
図 6-16	Holding 時間（干渉解消）	93
図 6-17	燃料削減率（干渉解消）	93
図 7-1	評価関数と燃料消費量，飛行時間の関係.....	96
図 7-2	軌道（飛行データ）	99
図 7-3	到着時間間隔（飛行データ）	99
図 7-4	軌道（到着時刻指定なし）	99
図 7-5	到着時間間隔（到着時刻指定なし）	99
図 7-6	軌跡（到着時刻指定あり）	99
図 7-7	到着時間間隔（到着時刻指定あり）	99
図 7-8	軌道最適化による潜在便益.....	100
図 7-9	ある 1 時間での時間履歴.....	100
図 7-10	予定到着時刻と指定到着時刻の差.....	101
図 7-11	予定到着時刻と指定到着時刻の差（ヒストグラム）	101
図 A-1	後方乱気流適用経路 1.....	111
図 A-2	後方乱気流適用経路 2.....	111
図 B-1	東京国際空港 Preferential Route.....	118

表一覧

表 2-1	CARATS Open data の概要	13
表 2-2	飛行時間の平均値及び標準偏差.....	18
表 3-1	数値予報 GPV データの概要.....	22
表 4-1	解析に使用した飛行データ	34
表 4-2	推定燃料消費量の飛行データからの差(CI20,40)	42
表 4-3	推定燃料消費量の飛行データからの差(CI80).....	42
表 4-4	燃料消費量の比較.....	53
表 4-5	飛行距離の比較	64
表 4-6	飛行時間の比較	64
表 4-7	燃料消費量の比較.....	64
表 5-1	ボーイング機の Cost Index 入力可能値	68
表 5-2	FMS に入力した風.....	72
表 5-3	RTA の制御結果.....	74
表 5-4	風の設定と RTA の誤差.....	74
表 5-5	計算条件	78
表 5-6	動的計画法における変数.....	78
表 6-1	SSR モード S データの概要	84
表 6-2	最低調整速度.....	84
表 6-3	Holding 時間 (ADDUM10,000ft)	89
表 6-4	燃料消費量 (ADDUM10,000ft)	89
表 6-5	干渉発生件数 (ADDUM 10,000ft)	90
表 6-6	ADDUM で設定した高度	92
表 6-7	発生した干渉.....	92
表 6-8	Holding 時間 (干渉解消)	93
表 6-9	燃料消費量 (干渉解消)	93
表 7-1	燃料消費量と飛行時間の平均値.....	100
表 A-1	後方乱気流適用間隔.....	110
表 A-2	レーダー管制下の後方乱気流間隔.....	111

記号の説明

C_D	: 抗力係数
C_{D0}	: 有害抗力係数
C_{D2}	: 誘導抗力係数
C_{f1}	: 第1推力比燃料流量係数 [kg/(min·KN)]
C_{f2}	: 第2推力比燃料流量係数 [kt]
C_{f3}	: 第1降下燃料流量係数 [kg/min]
C_{f4}	: 第2降下燃料流量係数 [ft]
C_{fc}	: 巡航燃料流量補正係数
C_{fuel}	: Fuel cost [\$]
C_L	: 揚力係数
$C_{Tc,1}$: 第1最大上昇推力係数 [N]
$C_{Tc,2}$: 第2最大上昇推力係数 [ft]
$C_{Tc,3}$: 第3最大上昇推力係数 [1/ft ²]
C_{Tdes}	: 降下推力係数
C_{time}	: Time cost [\$]
D	: 抵抗 [N]
F	: 推力 [N]
FC	: 燃料消費量 [kg]
H	: 気圧高度 [m]
I_{spr}	: 間隔指標
J	: 評価関数
L	: 揚力 [N]
M	: Mach 数
M_{MO}	: 運用限界 Mach 数
P_f	: 最適軌道の終点
P_o	: 最適軌道の始点
Q	: 大円の直交点
R	: 気体定数 [J/kg·K]
S	: 翼面積 [m ²]
T	: 気温 [K]
V	: 速度 [m/s ²]
V_{ES}	: 慣性速度 [m/s ²]
V_{GS}	: 対地速度 [m/s ²]
V_{TAS}	: 真対気速度 [m/s ²]
V_{win}	: 風速 [m/s ²]
W	: 風
a	: 重み係数 [kg/s]

b	: 気温減率 [K/km]
d	: 水平面相對距離 [m]
f	: 燃料流量 [kg/s]
g	: 重力加速度 [m/s ²]
h	: 幾何学的高度 [m]
hp	: ジオポテンシャル高度 [m]
m	: 機体質量 [kg]
p	: 気圧 [hPa]
r_0	: 地球半径 [m]
γ	: 飛行経路角
η	: クロスレンジ角
η_f	: 推力比燃料流量係数 [kg/(min·KN)]
θ	: 経度
κ	: 比熱比
ρ	: 空気密度 [kg/m ³]
ξ	: ダウンレンジ角
ϕ	: 緯度
ψ	: トラック角
ψ_{spr}	: 2点間をなす角

添え字の説明

0	: 平均海面
a	: 対気
cr	: 巡航
f	: 終端
i	: 初期
nom	: ノミナル
s	: 機首方向
t	: 標準大気状態での高度 11km における値
x	: x 軸方向
y	: y 軸方向
H	: 水平
V	: 垂直

略語の説明

A-CDM	:	Airport-Collaborative Decision Making
ADS	:	Automatic Dependent Surveillance 自動位置情報伝送・監視機能
ADS-B	:	Automatic Dependent Surveillance - Broadcast
ADS-C	:	Automatic Dependent Surveillance - Contract
AIM-J	:	Aeronautical Information Manual JAPAN
AIP JAPAN	:	Aeronautical Information Publication JAPAN 航空路誌
AMAN	:	Arrival Manager
ARSR	:	Air Route Surveillance Radar 航空路監視レーダー
ARTCC	:	Air Route Traffic Control Center
ARTS	:	Automated Radar Terminal System ターミナルレーダー情報処理システム
ASR	:	Airport Surveillance Radar 空港監視レーダー
ATA	:	Actual time of Arrival 実到着時刻
ATC	:	Air Traffic Control
ATM	:	Air Traffic Management 航空交通管理
BADA	:	Base of Aircraft Data model
CARATS	:	Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems
CAS	:	Calibrated Air Speed 較正対気速度
CDU	:	Control Display Units
CFDT	:	Calculated Fix Departure Time
CI	:	Cost Index
COSMOS	:	Computer Oriented Spacing and Metering Optimization System
CTAS	:	Center-TRACON Automation System
DA	:	Descent Advisory
DP	:	Dynamic Programming 動的計画法
EAT	:	Expected Approach Time 進入予定時刻
EDCT	:	Expected Departure Clearance Time
EFC	:	Expect Further Clearance time 追加管制承認予定時刻
ETA	:	Estimation Time of Arrival 到着予定時刻

FAST	:	Final Approach Spacing Tool
FIR	:	Flight Information Region 飛行情報区
FL	:	Flight Level
FMC	:	Flight Management Computer
FMS	:	Flight Management System 飛行管理装置
FMW	:	Flight Management Workstation
GPS	:	Global Positioning System
GPV	:	Grid Point Value 格子点値
GS	:	Ground Speed 対地速度
GSM	:	Global Spectral Model 全球モデル
HND	:	東京国際空港
HSG	:	佐賀空港
IAS	:	Indicated Air Speed 指示対気速度
ICAO	:	International Civil Aviation Organization 国際民間航空機関
IFR	:	Instrument Flight Rules 計器飛行方式
ILS	:	Instrument Landing System
ISA	:	International Standard Atmosphere 国際標準大気
LCC	:	Low Cost Carrier
LDA	:	Localizer-Type Directional Aids
LOC	:	Localizer
MHA	:	Minimum Holding Altitude 最低待機高度
MSM	:	Meso-Scale Model メソモデル
NAAP	:	Noise Abatement Approach Procedure
NextGen	:	Next Generation Air Transportation System
ORSR	:	Oceanic Route Surveillance Radar 洋上航空路監視レーダー
PANS-OPS	:	Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations
QAR	:	Quick Access Recorder 飛行記録装置
RECAT-EU	:	European Wake Vortex Re-categorization
RDP	:	Radar Data Processing
RTA	:	Required Time of Arrival

RVSM	: Reduced Vertical Separation Minimum 短縮垂直間隔
RWY	: Runway 滑走路
SID	: Standard Instrument Departure 標準計器出発方式
STAR	: Standard Instrument Arrival Route 標準到着経路
SAT	: Static Air Temperature 静温
SCAS	: Specifying CFDT for Arrival Spacing Program フィックス離脱時刻の指定による航空交通流管理方式
SESAR	: Single European Sky ATM Research
SR	: Specific Range
SSR	: Secondary Surveillance Rader 二次監視レーダー
SWA	: Severe Weather Avoidance Plan
TAS	: True Air Speed 真対気速度
TMA	: Traffic Management Advisory
TMC's	: TRACON traffic Management Coordinators
TPM	: Three Parameter Model
TOBT	: Target Off Block Time
TRACON	: Terminal Radar Approach Control Facilities
TSAT	: Target Start-Up Approval Time
UTC	: Universal Time Coordinated 協定世界時
VFR	: Visual Flight Rules 有視界飛行方式
VHF	: Very High Frequency
VMC	: Visual Meteorological Conditions 有視界気象状態
VOR	: VHF Omni-directional Radio Range
XMAN	: Cross-border Arrival Management
4DT	: 4 Dimensional Trajectory 4次元軌道

第1章 序論

第1節 背景

近年の航空交通量は増大の一途を辿っている。ボーイングの統計[1]によると旅客数は1995年から20年で約2.4倍、便数は約2倍に増加している。増大する旅客数に対応するため、かつては大型機を導入し大量輸送を実施していた。しかし、近年の燃油料高騰ならびに空港容量の増加に伴い航空会社は需給バランスを考慮し機材を小型化かつ多頻度に運航する傾向にある。また、旅客の要望も多頻度に運航が行われていることで旅程が柔軟に組むことができるなど多頻度運航が求められている。日本では1990年代に航空輸送業に関する規制緩和が行われた。それに伴い新規航空会社としてスカイマーク航空が運航を承認され、1998年に運航を開始した。2012年Low Cost Carrier(LCC)と呼ばれる新たなビジネスモデルを掲げるピーチアビエーションが誕生し、LCCは日本発着の国際線においても革命を起こした。これらの事が航空交通量をさらに増加させる要因となった。国内線は今後少子化に伴う人口減少や整備新幹線の開通により旅客数は減少する傾向が見られる。しかし、管制取扱機数、すなわち便数は2012年と比較し2030年には1.3倍になると予測されている[2]。これは世界の動向と同様である。この航空会社の経営モデルは今後も継続することが予測され、今後も運航便数は増加することが予想される。近隣の海外に目を向けると中国がめざましい発展を遂げ、10数年前迄滑走路が1本であった北京首都空港は滑走路が3本に、1999年に開港した上海浦東空港は今や4本の滑走路を有する大空港へと成長している。韓国においても2001年にソウル仁川国際空港を開港し現在滑走路3本で運用を行っている。また、バンコクや香港においても新空港が建設され従来の空港より規模が大きくなっている。これらの空港から日本に発着する便のみならず日本上空を通過して北米に向かう航空機が増大しており今後も管制取扱機数は増大することが予想される。

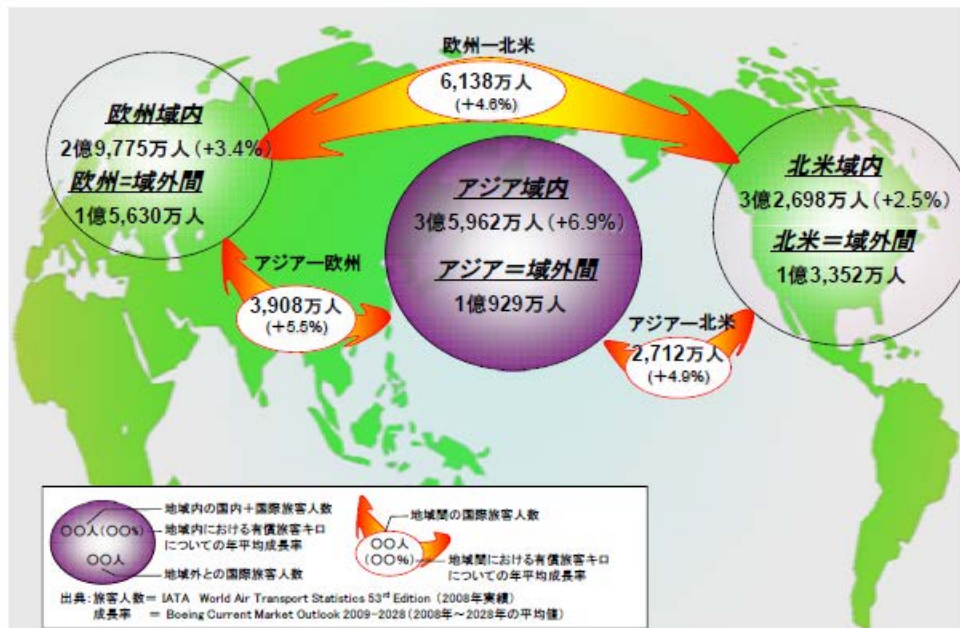


図 1-1 国際交通量の需要予測 (CARATS より)

航空機の増加に伴う様々な課題を解決するために、ICAO はグローバル ATM 運用概念[3]を提案している。これは航空交通の安全性、効率性、環境問題への対応等の目標を達成するため、将来の ATM がどのように運用されるべきかを定めたビジョンであり、運航者の求める飛行軌道を最大限満足するため、全飛行フェーズにおいて飛行軌道の管理等を行っていく方向性が示されている。

米国においては NextGen(Next Generation Air Transportation System)[4]というプログラムで研究を実施している。NextGen は「航空交通需要、環境問題等への対応だけでなく、テロ等の脅威に対応する国家安全保障やグローバルスタンダード化の推進等のリーダーシップの確保という米国特有の目的を包含し、国の機関の共同組織により国家的プロジェクトとして推進されている 2025 年を目指した次世代の航空交通システムに関する総合的なビジョンである。

ヨーロッパにおいては EUROCONTROL が SESAR(Single European Sky ATM Research) [5]というプログラムで研究を実施している。SESAR は「多数の国や管制機関が存在する欧州において、単一の空 (Single European Sky) を実現するため、均質的な航空管制サービスを提供すべく 2020 年を目指した新世代の ATM システムに関する近代化プログラム」である。ここで EUROCONTROL とは European Organization for the Safety of Air Navigation の略称であり、欧州航空航法安全機構と訳される。41 カ国が加盟し Single European Sky を実現するため 21 世紀そしてその後の Air Traffic Management に必要となるパフォーマンスを提供する政府間組織のことである[6]。アジア太平洋地域においては我が国が CARATS(Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems)[7]を定めて研究を実施している。2025 年を目標に将来の航空交通システムの構築を目指している。

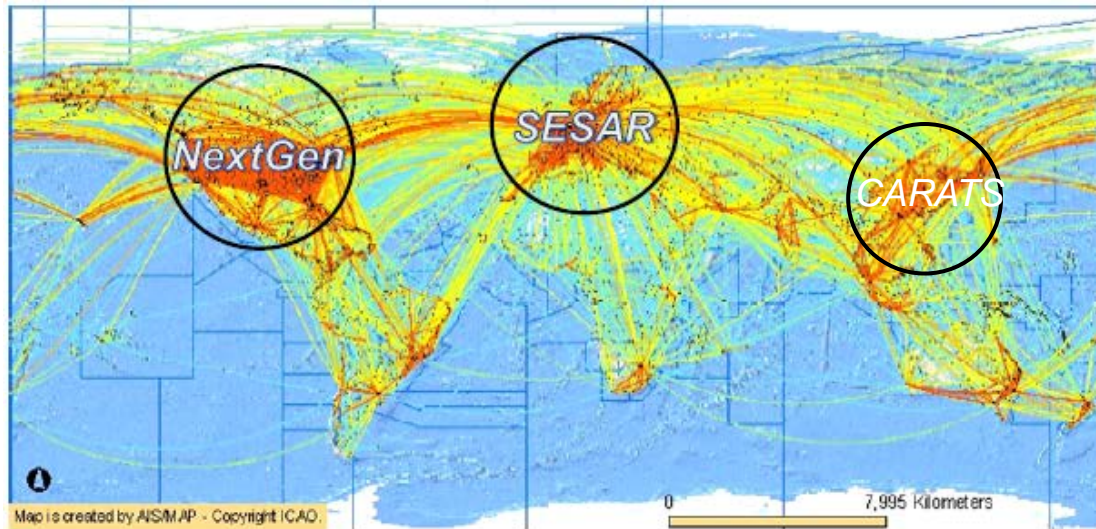


図 1-2 将来の航空交通システムに係る長期計画の国際的動向

CARATS の中では我が国の航空交通の特徴として下記のことを挙げている。

- ① 運用に制約が多い首都圏の空港及び空域に航空交通が集中しており、同圏域における管制処理容量の拡大が急務となっている。
- ② 新幹線等他の高速交通機関が発達していることなどから、定時性、速達性等の面で航空に求められる利便性の水準が高い。
- ③ 山岳地帯や都市部に隣接した空港が多いため、出発進入ルートの設定に制約が多い。さらに、広大な洋上空域や離島・山岳地域等も多く、地上の通信、航法、監視施設の電波が届く範囲が限定される。
- ④ 自衛隊及び米軍の訓練空域等が多数存在しており、さらなる空域の有効活用が望まれている。
- ⑤ 様々な運用環境にある多数の飛行情報区（Flight Information Region : FIR）¹と接しており、円滑な経路設定ができていないなどシームレスな運用が十分になされていない。
- ⑥ アジアー北米間を飛行する上空通過機が多く、今後も急速な増加が見込まれている。
- ⑦ 我が国は諸外国と比べ取り扱い機数に占める大型航空機の割合が高い。（なお、首都圏空港の容量拡大、ニーズの変化を踏まえた運航者の対応等により、この傾向が薄れる可能性はある。）

¹ 飛行情報区とは国際航空交通の安全確保と効率化のために国連の国際民間航空機関（ICAO）によって設定された空域のこと。各情報区では特定の航空交通管制機関がその空域内を飛行するすべての航空機に対して航行に必要な情報を提供し、かつ、遭難事件が発生した場合はただちに捜索・救難活動を行うことが義務づけられている。FIR には公海の上空のみならず各国の領空も含まれているが、その運用にあたっては領空に対する各国の主権よりも航空交通の円滑な運航と安全性が優先して考慮されるのが特色で、その趣旨から情報区の名称も国名ではなく責任管制機関の所在地名がつけられている。

これらの課題を解決するために下記の数値目標が設定されている。

項目	数値目標
安全性の向上	安全性を 5 倍に向上
航空交通量増大への対応	混雑空域における管制の処理容量を2倍に向上
利便性の向上	サービスレベル（定時性，就航率及び速達性）を10%向上
運航の効率性の向上	1フライト当たりの燃料消費量を10%削減
航空保安業務の効率性の向上	航空保安業務の効率性を50%以上向上
環境への配慮	1フライト当たりのCO ₂ 排出量を10%削減
航空分野における我が国の国際プレゼンスの向上	（国際会議の開催，国際協力の案件等で評価）

CARATSではこれらの目標を達成するためには、それぞれの分野において課題や限界が存在することを挙げている。その中で「ATMにおける運用上の課題」として「空域ベースのATM運用に係る課題」および「航法技術に係る課題」を挙げている。そこでCARATSではこれまでの「空域ベースのATM運用」から運航の制約を極力なくし、柔軟で効率的な飛行を実現するとともにトータルとしての航空交通のパフォーマンスの最適化を目指す戦略的な「軌道ベースの運用」への移行をその中核に据えた。現行は分割された空域毎を基本とした管制指示や出発待機等による交通流制御を中心とした「空域ベースのATM運用」を行っている。これに対し「軌道ベースのATM運用」とは我が国のFIRの全体を一つの空域として捉え、全ての航空機の出発から到着までを一体的に管理するとともに、全飛行フェーズにおいて時間管理を導入した4次元軌道（4 Dimensional Trajectory：4DT）に沿ったATM運用のことである。また、運航前から戦略的かつ協調的に軌道を調整することで、運航者が希望する飛行を柔軟に実現するとともに、混雑空港及び混雑空域における航空交通容量の拡大やCO₂ 排出量の削減といった政策的課題にも的確に対応することが可能である。

CARATS の中で挙げられている「我が国の航空交通の特徴」を具体的に考えると以下の事が挙げられる。東京国際空港においては西に米軍横田基地が存在しており、広大な空域を使用している。また、東には成田国際空港、北には百里基地が存在しており使用できる空域は限られている。また成田空港においては2本の滑走路で多数の離着陸機を処理している。しかし、これらの個々の問題は海外の空港にも存在している。例えばサンフランシスコ国際空港は周囲を山に囲まれた湾に位置し、東にはオークランド国際空港、南にはサンノゼ国際空港と地形による狭い空域の中で多数の離着陸機を処理している。また世界有数の混雑空港であるヒースロー国際空港では成田空港と同様に大規模空港としては少ない2本の滑走路で離着陸機を処理している。その他の空港においても制限空域や地形、近隣の空港との空域の輻輳で色々な制約がある中で運航している。

著者は1999年全日本空輸株式会社においてボーイング767型機副操縦士として日本の空を飛び出した。2004年からはボーイング777型機において国内のみならずニューヨーク：JFK国際空港、ロサンゼルス国際空港、サンフランシスコ国際空港、ロンド

ン：ヒースロー国際空港等，欧米の混雑空港を機長として乗務をした．2014 年からは乗務機種をボーイング 787 型機に変えシンガポール：チャンギ国際空港，香港国際空港，シドニー：キングスフォード国際空港，北京首都空港，上海：浦東国際空港，ソウル：仁川国際空港等，アジア，オセアニアの混雑空港に乗務した．現場での経験の中で国内の管制に目を向けると，管制間隔を確保することが第一義であるが交通量が増大した現在では全体としての効率，すなわち，全体的に遅延や燃料消費量の増加といった運航の効率が低下していると感じられる．

効率的な管制を実施するため管制の自動化も行われている．米国では1990年代よりCTAS(Center-TRACON Automation System)と呼ばれる管制の自動化が進められている．CTASはPlanningとControlの2つのカテゴリーに分けられる．Planningでは航空路管制のためのTraffic Management Advisory(TMA)と進入管制のためのTRACON traffic Management Coordinators(TMC's)が開発されている．また，Controlでは航空路管制のためのDescent Advisory(DA)と進入管制のためのFinal Approach Spacing Tool(FAST)が開発されている[8]．

ヨーロッパにおいても1990年代よりArrival Manager (AMAN)と呼ばれる到着機に関する管制の自動化が進められている[9][10]．AMANは到着空港においてスムーズな航空交通流の中で安全かつ効率的な手順を与えるものである．AMANは飛行計画，レーダー情報，航空機性能モデル，空域の制限（例えば10,000ft以下250kt以下の速度制限），後方乱気流カテゴリーおよび気象情報を入力することで，ある地点（例えば滑走路末端，最終進入フィックス）における到着予想時刻の算出，順番の決定，Time to LoseやTime to Gainおよびそれを実現するための速度や針路の値を出力する．これらの基本的な機能に加え，各国，各空港がそれぞれの環境に応じてカスタマイズして使用している．

日本においては1993年に電子航法研究所が到着機の順序・間隔付け支援システムの実験室モデルCOSMOS(Computer Oriented Spacing and Metering Optimization System)を試作した[11]．これは到着機の着陸順序の決定や最終進入地点通過時刻の予測等をコンピューターにより状況分析に必要なデータを示すことにより，ターミナル管制業務を支援するシステムである．この機能は現在のターミナルレーダー情報処理システムARTS(Automated Radar Terminal System)に実装されている．また，2010年に羽田空港への到着間隔を進入管制区以遠の航空路から設定するために湘南セクターが新設された．しかしながら著者の経験上ならびにARTSが1地点のみに風を入力するシステムである事から国内における管制間隔の設定は管制官の経験により行われていると感じており，自動化は発展途上であると推測する．

管制の自動化の他にも各種の航空交通管理の施策が行われている．日本では航空路誌(Aeronautical Information Publication JAPAN : AIP JAPAN) [12]に離陸時刻を指定する方法 (Expected Departure Clearance Time : EDCT) ²やフィックス離脱時刻の指定による航

² EDCT とは「Expect Departure Clearance Time」の略で混雑が予想される空域に係る航空交通流の制御の一つであり，離陸時刻を指定するものである．AIP JAPAN ER 1.19

空交通流管理方式 (Specifying CFDT for Arrival Spacing Program : SCAS)³が記載され、実施されている。

EDCT は混雑が予測される空域に係る航空交通流の制御のひとつであり、離陸時刻を指定して行われる。しかしながら EDCT に合わせて駐機場を出発しようと試みても搭乗予定旅客が出発時刻までに搭乗しない場合は出発が出来ないことや駐機場からの出発を要求しても他の航空機により許可されない事、時刻通りに滑走路に向かっていても他の離陸機や着陸機が存在した場合指定された時刻に離陸できないと言う様々な要因で予定離陸時刻に離陸できない問題を含んでいる。

SCAS は管制官が、飛行中の航空機に対し、当該航空機の飛行経路上の特定フィックスにおける離脱時刻 (Calculated Fix Departure Time : CFDT) を東京国際空港到着予定時刻のおよそ 30 分前から 80 分前に指定するものである。SCAS は国内線では巡航時間が短く調整できる時間が短いため、著者の経験からも管制官の要求を実現できるケースは少なかった。このことから近年 SCAS を指定された経験をしていない。国際線においては、他の FIR に入域時の管制間隔を設定するために FIR の境界となるフィックスの通過時刻を指定する施策が実施されている。十分に長い距離で無理のない時刻を指定されることから実現可能であり、管制間隔の設定には有効な施策であると考えられる。

ヨーロッパにおいては大規模空港を中心に A-CDM (Airport-Collaborative Decision Making)[13]と呼ばれる出発時刻に対する制御が行われている。これは航空会社が旅客や貨物の搭載状況を見ながら TOBT(Target Off Block Time)をシステムに送信する。システムは TOBT を元に EUROCONTROL 内の空域の混雑状況や当該空港の状況を考慮して TSAT (Target Start-Up Approval Time)を航空会社に知らせる。TSAT は地上係員が無線で通知する、または航空機の前方向にある Display 上に表示することでパイロットに知らせる。TSAT は日本の EDCT と類似しているが、TOBT は適宜変更することができ、それに伴って TSAT も変更されることから各出発機の状況をタイムリーに反映していると言える。また、パリ・シャルルドゴール空港において RECAT-EU(European Wake Vortex Re-categorization)[14]と呼ばれる Wake Turbulence Category の変更が行われている。具体的には 4 つある Wake Turbulence Category を 6 つに細分化しかつ上空においては一部 Category の Wake Turbulence Separation を短く設定している。ロンドン・ヒースロー空港においては XMAN(Cross-border Arrival Management)[15]と呼ばれる到着機に対する速度制限がある。これはヒースロー空港が混雑により Holding している航空機が発生している場合、巡航している航空機に Holding 時間に対応した速度に減速を指示するものである。

米国においてはニューヨーク JFK 空港において悪天時に出発経路を指定する Severe Weather Avoidance Plan(SWAP)[16]が実施されている。悪天候時にはパイロットが機上レーダーを使用して回避経路を決定するがパイロットの判断が一樣ではないため、航空交通管理においては非効率的となる。そのため航空路を管制しているニューヨーク ARTCC(Air Route Traffic Control Center)が出発経路を決めることで空域を有効活用し航

³ SCAS とは「Specifying CFDT for Arrival Spacing Program」の略でフィックス離脱時刻の指定を行う航空交通流管理の方法の一つである。管制官が、飛行中の航空機に対し、当該航空機の飛行経路上の特定フィックスにおける離脱時刻(CFDT : Calculated Fix Departure Time)を発出することで実施される。

空交通流の効率化を図っている。また、空港の容量を増大させるため天気が良好な場合はパイロットが目視により先行機との間隔を確保する **Visual Approach** が多用されている。**Visual Approach** 実施時の間隔設定及び後方乱気流の回避はパイロットの責任で行われるため、管制間隔を短縮することが可能となり空港処理能力は向上する。しかし、経路、高度についてもパイロットの判断で行う事となるため、管制官が航空機の挙動を完全に予測することは困難である。よって混雑した空港においては必要に応じ経路、高度を指定した **Charted Visual Approach** が実施される。経路、高度を指定することで空域を有効に使用しつつ管制間隔の短縮を図っている。これらのことから米国では天候の状況によって空港の処理能力を変更している。

このように日本ならびに海外では今後増大する航空交通量の対応が課題であり、長期的な視点に立って様々な施策を模索している。

第2節 目的

本論文の目的は背景を踏まえ現在行われている航空交通管理の評価を行い、将来の軌道ベース運用を実用化する際に必要となる航空機性能モデルの評価ならびに飛行管理装置 (**Flight Management System : FMS**) の **RTA (Required Time of Arrival)** 機能の精度について検証し、混雑空港を対象とするシミュレーションを実施して便益の有無について検証することである。同時に現在のシステムでも実施可能な方法により潜在便益の有無を確認し、効率的な運用を提案する。検証対象は混雑空港として日本で最も運航便数が多い東京国際空港を選定する。

検証を実施するためには航空機性能モデルの精度が重要となってくる。航空機メーカーは航空機性能モデルを公表していない。そのため、**EUROCONTROL** は航空機性能モデルとして **BADA** モデル (**Base of Aircraft DATA model**) を開発した。過去の研究では航空交通管理の研究で広く使用されている性能モデルである **BADA** モデルと実際に運航された航空機の飛行データと直接比較することで航空機性能モデルの精度を検証している。しかし、上昇中においては両者に差があるという結果もある。これに対し、著者はその結果から上昇中の誤差は他の要因による誤差が大きいと推測し、他の誤差の要因を極力排除した飛行データを使用して再度直接評価を実施する。それと同時に本論文で使用する解析ツールの結果の精度も重要であることから性能モデルを使用した解析ツールについても検証を行う。

また、到着時刻管理で重要な役割を持つ **FMS** の最適化アルゴリズムもメーカーから公表されていない。将来実施されるであろう4次元軌道運用において **RTA** 機能を使用して管制間隔を設定することが考えられており、その場合、管制は **RTA** 機能の特性を知り、実現可能な管制指示を発出する必要がある。そこで、本論文では電子航法研究所所有の **FMW (Flight Management Work Station)** という **FMS** のシミュレータを使用して **RTA** 機能のロジックを解明し、さらに、風に対する耐性を検証する。**FMS** の **RTA** 機能は後述する **Holding** を実施する際にパイロットが計算している **Holding Point** までの最適な速度を計算することが可能である。

混雑空港における非効率性の要因は様々あるが一例として「過度なレーダーベクター」などが挙げられる。通常、管制官はレーダーを使用してレーダーベクターを実施する。滑走路閉鎖などレーダーベクターでは対処できない大規模な遅延が発生する場合に Holding を指示し、到着機の入域数を制御する。本論文では到着機の入域数制御のために使用されている Holding を燃料消費量の観点から検証する。管制官はレーダーベクターを実施する際に速度も指示する。到着時刻を遅らせる必要がある場合、管制官がレーダーベクターで指示できる最低適用速度はパイロットが計算する最適速度より速く、単位時間当たりの燃料流量は大きい。このことからパイロットが速度を決定することで便益が得られると推測する。本論文ではこの状況を再現し、燃料消費量の便益と言う観点から現在のシステムで実施可能である Holding を実施することによる便益について検証を行う。

最後に将来実施されるであろう 4 次元軌道をシミュレーションし、管制間隔の設定と燃料消費量の削減が実施できることを検証し、その方策について提案する。背景で述べたとおり、CARATS では軌道ベースの ATM 運用を目指している。ここではそのひとつである最適軌道を飛行しかつ到着機に到着時刻を指定する場合についてシミュレーションし、管制間隔の設定と便益について検証する。

第3節 構成ならびに単位

本論文は背景ならびに現状、便益を検証する際に使用する解析ツールおよび解析ツールの検証、便益の検証結果、結論の 4 つの内容で構成されている。

背景ならびに現状は第 1 章、第 2 章で示す。

第 1 章「序論」では背景、研究目的および構成を示す。

第 2 章「混雑空港の現状解析」では東京国際空港の概要について説明し、レーダーを使用した経路延長による到着機の制御についての現状を示す。

便益を検証する際に使用する解析ツールおよび解析ツールの検証を第 3 章から第 5 章で示す。

第 3 章「解析ツール」では本論文で用いる解析ツールについて過去から九州大学で研究されているものを含め説明する。

第 4 章「BADA モデルの精度」では航空交通管理の研究で一般的に使用されている EUROCONTROL が開発した航空機の性能モデルである BADA モデルの精度について検証する。これによりシミュレーションの結果が実運航と乖離がないかについて確認することができる。

第 5 章「飛行管理装置を用いた到着時刻制御」では現在運航に使用されている飛行管理装置 (FMS) の機能のひとつ RTA 機能について検証する。RTA 機能は 4 次元軌道運用において管制間隔設定のキーとなる機能である。また、第 6 章で検証する Holding を実施する際にも Holding Point まで最適な速度で飛行することが可能となる。

検証結果を第 6 章、第 7 章で示す。

第6章「現在の到着機制御における潜在便益」では電子航法研究所において試験運用されている航空路監視レーダーのSSRモードSから得られた東京国際空港の到着機のデータを使用して燃料消費量の観点から現在の航空管制において比較的容易に実現が可能な運用によって得られる便益を検証する。具体的にはレーダーベクターで設定された管制間隔と同じ管制間隔を保ちながらHoldingを実施した場合を想定し、燃料消費量を比較することで便益を検証する。

第7章「4次元軌道運用による便益」では将来運用されるであろう4次元軌道について現実的かつ具体的な提案をする。提案の妥当性を確認するために国土交通省が公開しているCARATS Open Dataを使用して軌道ベース運用を実施した場合の便益について検証する。

結論は第8章で示す。

本論文で使用する単位はSI単位系の他に航空界で一般的に使用されているフィート[ft]、マイル（海里）[NM]、ノット[kt]を使用している。

$$1\text{ft} = 0.3048\text{m} \quad 1\text{NM} = 1852\text{m} \quad 1\text{kt} = 1\text{NM}/\text{hour}$$

第2章 混雑空港の現状解析

第1節 はじめに

この章では混雑空港である東京国際空港の概要を示し、実際の監視データを使用して現在の到着管理システムすなわちレーダーを使用し飛行経路の延長を行った管制について解析する[17]。第2節で概要を示す。第3節では航空局が提供する監視データ CARATS Open Data を用いてレーダーベクターが行われている現状について解析を行う。第4節ではまとめを記載する。

第2節 東京国際空港の概要

東京国際空港は図 2-1 に示すように 3000m 滑走路 2 本と 2500m 滑走路 2 本の合計 4 本の滑走路で構成されている。滑走路番号は基本的にその滑走路の磁方位を 10 分の 1 にし、小数点以下を四捨五入したもので表される。また平行滑走路が存在するときは Left, Right で区別される。東京国際空港の滑走路番号は 3000m 滑走路が 16R/34L と 16L/34R であり、2500m 滑走路が 04/22 と 05/23 である。東京国際空港において着陸に使用する滑走路は北方面からとそれ以外の方面の到着機で分けられている。本論文では交通量が多い北方面以外の航空機を取り扱うことから北方面以外の進入方式について 2017 年 1 月 5 日発効の航空路誌に公示されている Chart を用いて説明する。

北風が卓越している場合、北風運用が行われ離陸は 05 と 34R を、着陸には 34L と 34R を使用する。通常北方面以外からの到着機は 34L に、北方面からの到着機は 34R に着陸する。北風運用が行われている場合、34L では図 2-2 に示す標準計器到着経路 (Standard Instrument Arrival Route: STAR)⁴ARLON Arrival から計器進入方式 ILS Z 34L が、天候が良好な場合は騒音軽減方式に従い図 2-3 に示す KAIHO Arrival から ILS X 34L が実施される。ここで標準到着経路とは計器飛行方式で飛行する航空機に航空路から計器進入方式までを繋ぐ経路のことである。

⁴ 標準計器到着経路は航空路から計器進入方式の初期進入開始点までを繋ぐ経路のことを言う。英語での名称は Standard Instrument Arrival Route である。2010 年までは名称が Standard Terminal Arrival Route であったことから略語は“STAR”となり、名称が変更後も略語は引き続き STAR が使用されている。

南風が卓越している場合、南風運用が行われ離陸は 16L と 16R を、着陸には 22 と 23 を使用する。通常北方面以外からの航空機は 22 に、北方面からの到着機は 23 に着陸する。南風運用が行われている場合、22 では図 2-4 に示す BACON Arrival から LDA W 22 が実施される。いずれの到着方式も北以外からの航空機は ADDUM を通過した後にそれぞれの経路を飛行することが標準である。しかし、状況によってはレーダーを使用して ADDUM を通過することなく計器進入方式の開始点、ARLON, KAIHO および BACON へのショートカットを指示し効率的に運用することも行われている。また、離陸機が少ないときなどは方面別ではなく駐機するターミナルによって使用する滑走路を変更するといった柔軟な対応もなされている。23 時から 6 時までの深夜時間帯では 34R を優先的に使用する騒音軽減方式が設定されている。

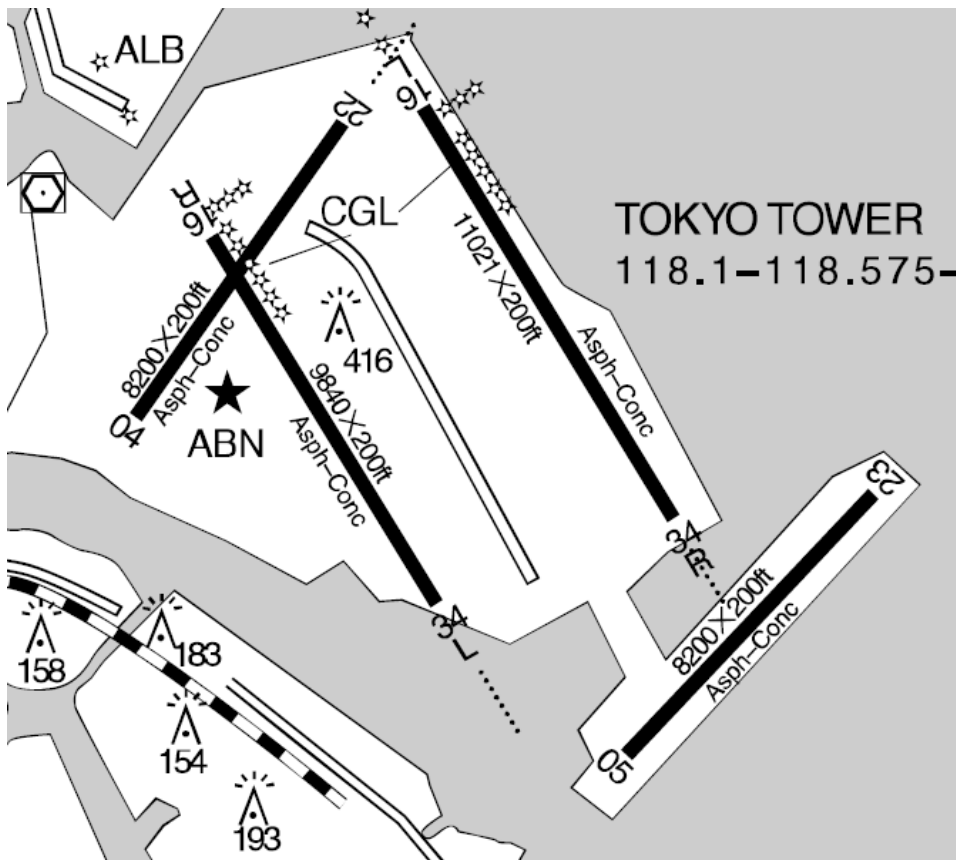
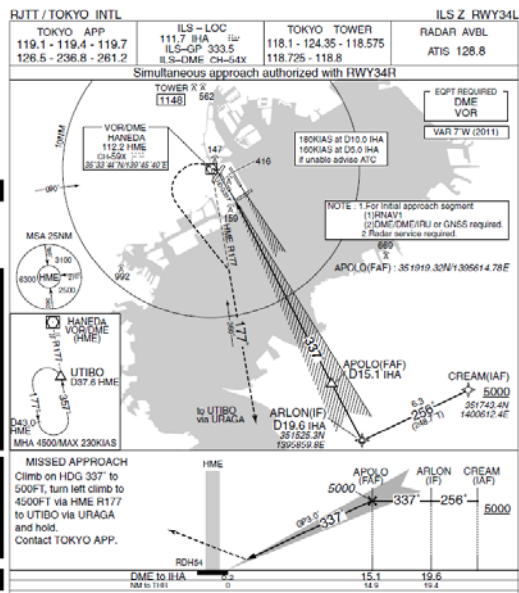
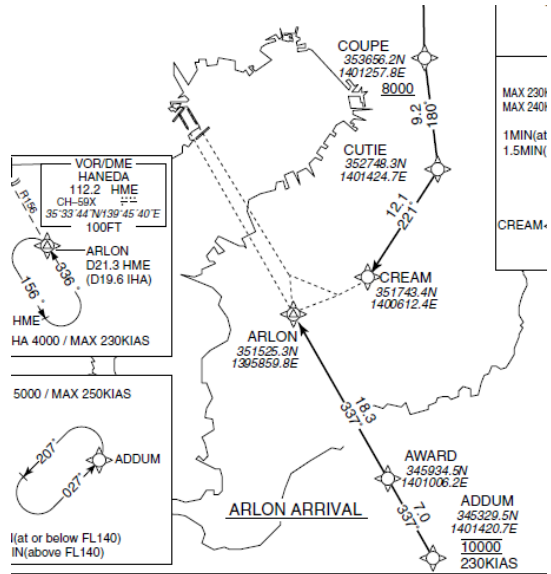


図 2-1 東京国際空港平面図

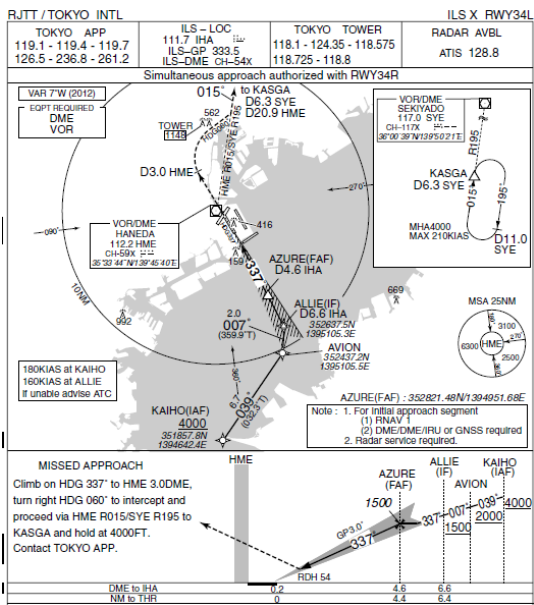


(a) 計器進入方式 ILS Z 34L

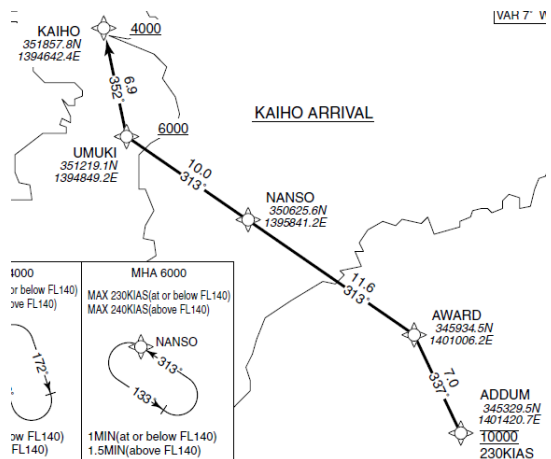


(b) 標準計器到着経路 ARLON Arrival

図 2-2 34L における計器進入方式および STAR (通常)

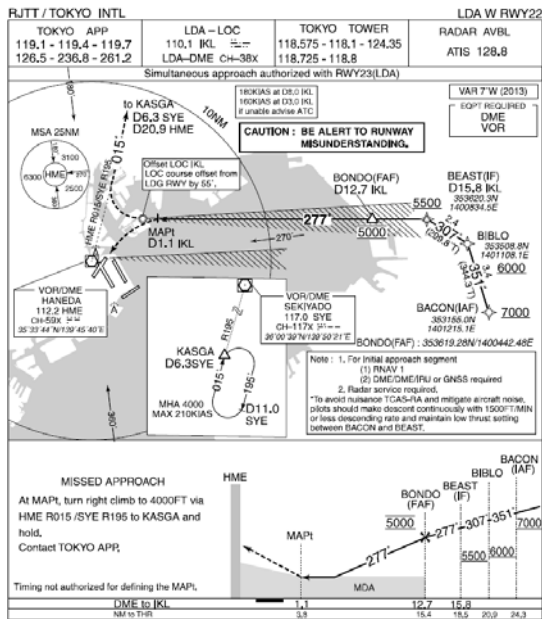


(a) 計器進入方式 ILS X 34L

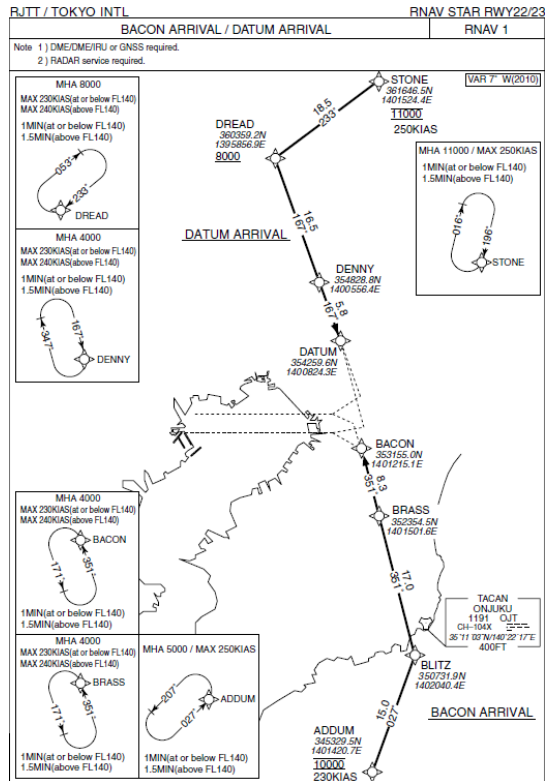


(b) 標準計器到着経路 KAIHO Arrival

図 2-3 34L における計器進入方式および STAR (天気良好)



(a) 計器進入方式 LDA W 22



(b) 標準計器到着経路 BACON Arrival

図 2-4 22 における計器進入方式および STAR

第3節 レーダーベクターの現状解析

この節では現状の運用においてベクタリング指示がどのような影響を与えているかを解析するためにベクタリング度という指標を使用して検証する。解析対象は東京国際空港への到着便のうち北風運用時に北以外から到着する便，すなわちARLONおよびKAIHOを通過して34Lまたは34Rに着陸した航空機を解析対象とする。使用データはCARATS Open dataで公表されている42日間のうち1日を通して北風運用が行われている17日間とし，この間に到着した便を対象とする。

CARATS Open data とは国土交通省航空局が公開しているデータであり，航空路監視レーダーが受信した位置情報を 4 つの航空交通管制部で運用されている RDP(Radar Data Processing)システムを経由した後，管制卓において管制官に提供されているものである。表 2-1 は CARATS Open data の概要を示している[18][19]。

表 2-1 CARATS Open data の概要

期間	2012年5月～2013年3月のうち42日間
対象	福岡 FIR 内における定期航空便
便数	約 3600 便/日
項目	時刻，仮想便名，緯度，経度，高度，型式
データ周期	約 10sec

図 2-5は2012年5月9日の到着機の軌跡と同心円である。一部の軌跡が蛇行しており、レーダーベクターにより管制間隔を設定していることが分かる。

合流点の一つであるARLONを中心として半径が25,50,75,100,150,200NMの円の領域内における実際の飛行距離と最短距離との比をベクタリング度とする。式(2.1)はベクタリング度を表している。また、ベクタリング度は機体毎に定義する。

$$\gamma_i = \frac{D_{real}}{D_{ideal}} \quad (2.1)$$

$$(D_{ideal} = 25,50,75,100,150,200[\text{NM}])$$

ここで γ_i は機体*i*のベクタリング度である。 D_{ideal} は最短距離であり、それぞれの半径に対応する。 D_{real} はそれぞれの半径の円内における実際の飛行距離である。図 2-6はそれぞれの半径でのベクタリング度を示している。横軸は同心円を通過した時刻を表している。時刻によってはばらつきがあるものの、一日を通してベクタリングされていることが分かる。また、25NM以内は進入開始点が近いこともあり、ベクタリング量が少なく管制間隔の設定はほぼ終了していることが予想される。

図 2-7は150NMの同心円を通過した時刻間隔を30秒ごとにヒストグラムで表している。平均値は154.4秒となっており、ARLONにおける間隔を2分と仮定すると余裕がある。しかし、図から指数分布と推定され航空機の入域に不規則性がある事が分かる。0～30秒の間隔で通過した航空機が最も多く、管制官はレーダーベクターを実施し飛行時間を調整することで間隔を設定していると考えられる。図 2-8はこの混雑時間帯である8.2時から9.8時までを合流点からの距離と時刻の関係で表している。それぞれの色はベクタリング度を示しており、赤い色ほど大きい値であることを示している。また、合流点から150NMの地点に横線を引いている。この図においても150NMを通過する時刻間隔から不規則性がある事が分かる。150NM通過時と20NM通過時で順番は同じとなっており、First come, first servedの原則のもので管制が行われていることが分かる。当然のことながら先行機との間隔が短い機体は後にベクタリングを受けており、通過時刻の不規則性はベクタリングの原因のひとつとして推測できる。また、合流点から20NMの通過時刻間隔ではおおむね同程度の間隔が確保されているが極端に長い間隔のものも含まれており、特徴的な不規則性があった。また、機体によっては合流点から遠ざかる方向にベクターを受ける場合もあった。図 2-9はARLONから150NMの地点から東京国際空港から15NMの地点までに要した飛行時間の1日分のヒストグラムである。表 2-2は全てのフライトとそれぞれの後方乱気流区分のカテゴリーに分けた機体の飛行時間の平均値および標準偏差を表したものである。後方乱気流区分のカテゴリーが異なると最終進入においては異なる管制間隔を設定する必要があるが、このフェーズでは飛行時間の差は見られなかった。多くの航空機は24分から30分で通過しているが、35分以上飛行している航空機も存在していた。

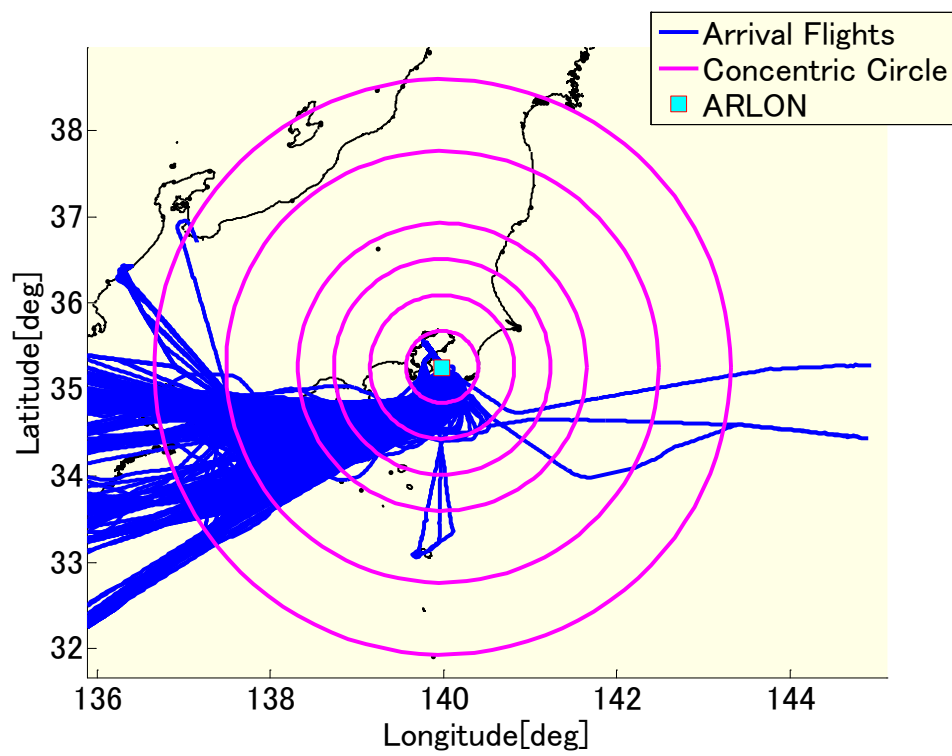


図 2-5 到着機の軌跡と同心円

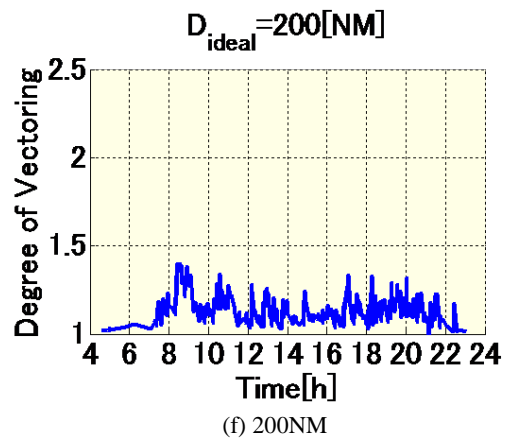
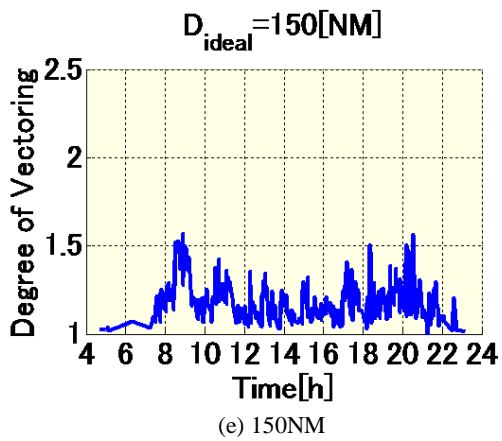
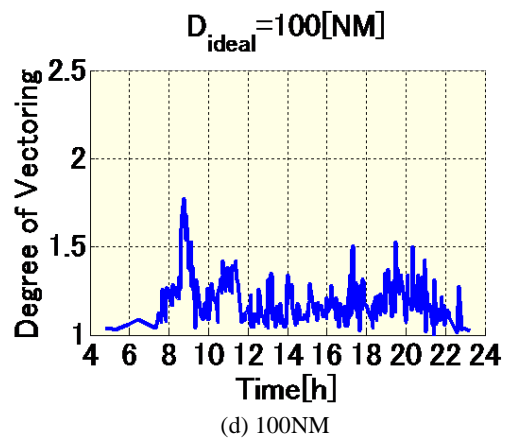
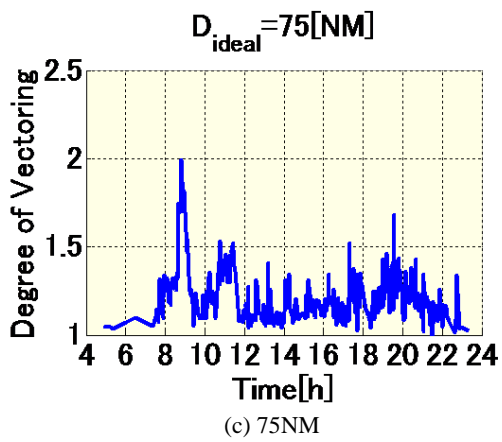
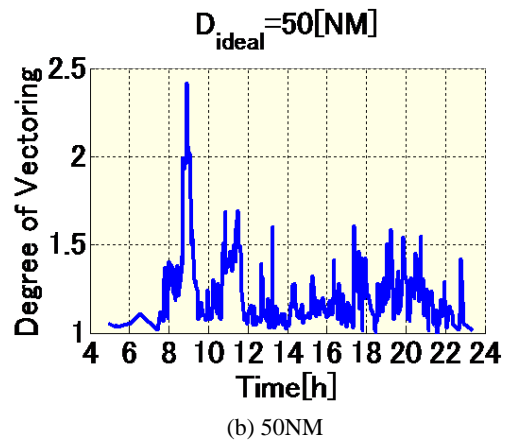
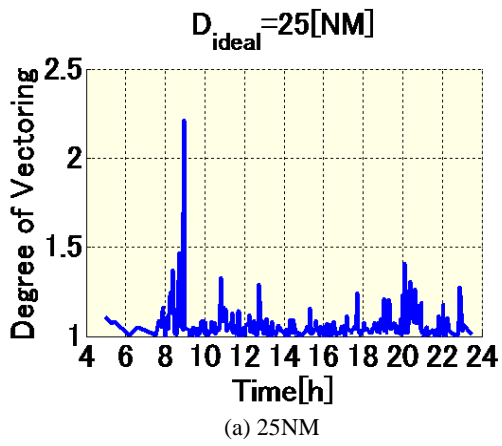


図 2-6 ベクタリング度

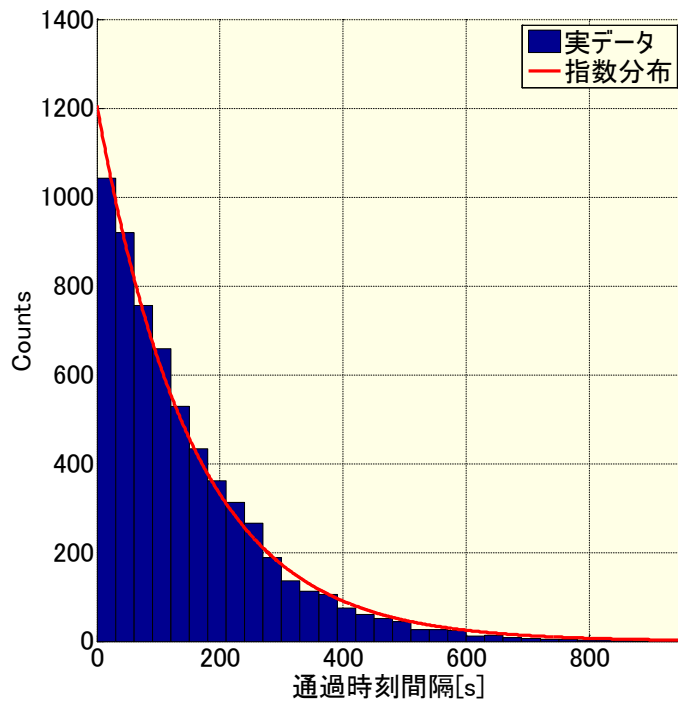


図 2-7 150NMを通過した時刻の間隔 (17日間)

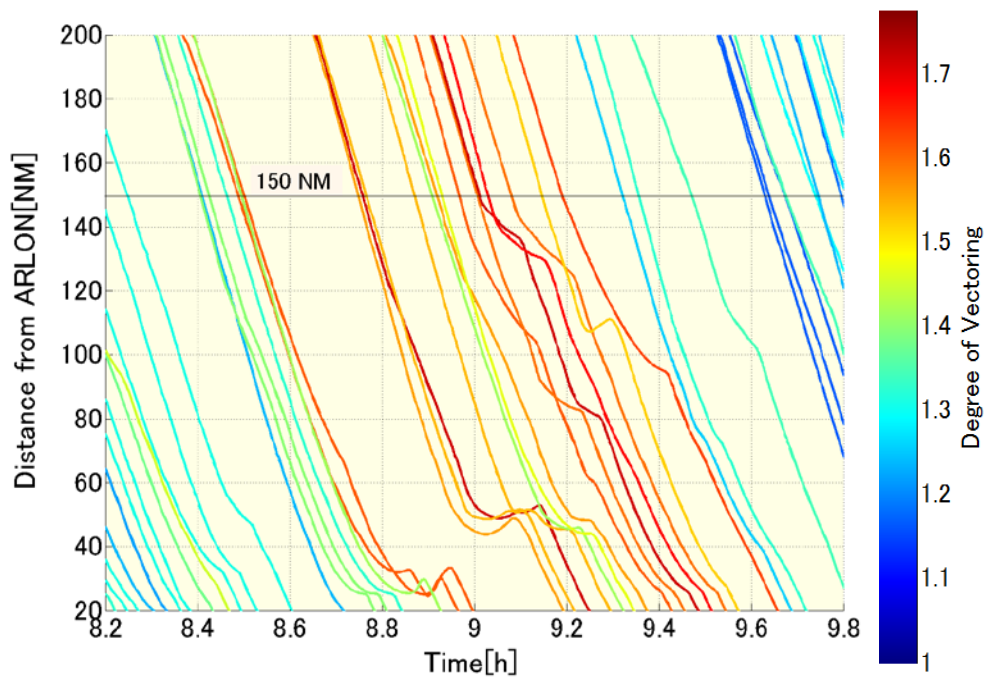


図 2-8 合流点からの距離と時刻の関係

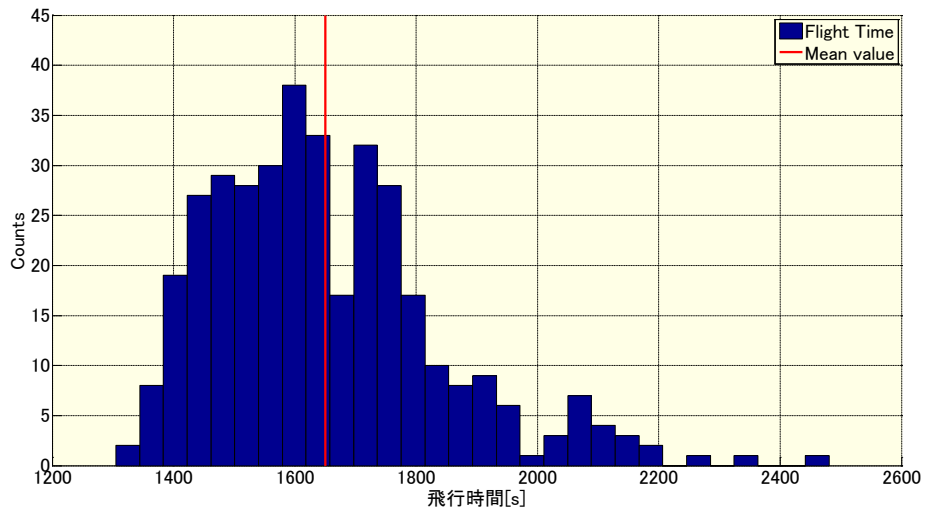


図 2-9 実際の飛行時間 (2012/5/9)

表 2-2 飛行時間の平均値及び標準偏差

	平均値(sec)	標準偏差	機体数
全フライト	1650.2	189.2	364
ヘビー機	1648.2	177.5	109
ミディアム機	1651.1	194.3	255

第4節 まとめ

この章では現状のレーダーによるベクタリングの状況を示す。

- レーダーベクターは日常的に行われていた。ARLONから20NMでは一部間隔の長いものを除きほぼ同一の間隔で通過しており、この時点において進入着陸のための間隔調整は終わっていた。
- ARLONから150NMを通過し15NMを通過するまでの飛行時間は多くの飛行機が24分から30分であり、平均値は27.5分であった。しかし、40分以上の長いものもあった。また入域する際の実機との間隔は指数分布を示していることからランダムに入域が行われていると考えられる。
- 合流点から遠ざかる方向にレーダーベクターされている機体も確認できた。
- 入域する航空機の150NM地点での通過時刻の平均値は154.4秒であり、出域時の間隔が後方乱気流間隔を適用し2分であると仮定すると余裕があった。しかし、入域はランダムに行われており、先行機との間隔が0～30秒の航空機が最も多く、管制官は飛行時間を調整することで間隔を設定していると推定された。

以上のことから出域時の航空機の間隔を設定する必要があることが分かった。現在は管制間隔設定にレーダーベクターが行われている。その他の方法として現在でも利用できるHoldingや将来の実施が計画されている4次元軌道運用があり、次章以降でその便益について検証する。

第3章 解析ツール

第1節 はじめに

個々の航空機は飛行状態について十分な情報を持ち、軌道最適化についても飛行計画、飛行管理装置により適切に実施することができる。しかし、現状の航空管制においては、それらの情報を共有することを前提としていないため、混雑空域における管制指示によって生成される飛行軌道の飛行効率について管制を行う地上側は十分な情報を持っていない。将来の航空交通管理においては、安全間隔を確保することを前提に全体の最適化を行うことが理想である。そのためには地上側においても監視レーダーの情報から飛行状態を推定する技術、性能モデルや気象情報を使って飛行時間や燃料消費量からなる飛行効率を最適化する技術が必要になる。これらの技術は、新しい航空交通管理によって得られる便益の評価においても同様に必要である。

この章では地上で得られる情報から飛行状態を推定するツールである飛行状態推定と条件を変更することで最適軌道を計算するツールである軌道最適化について説明する。図 3-1 は飛行状態推定と軌道最適化の概念図である。図の上が飛行状態推定、下が軌道最適化を表している。

第2節では飛行状態推定について説明する。運航効率の客観的分析を行うためには航空機の状態を推定する必要がある。ここでは地上で得られる位置情報すなわち緯度、経度、高度と時刻を取得することによって飛行状態推定を行う方法について説明する。位置情報が得られると対地速度ベクトル（GS, トラック角, 上昇率）を計算することが可能となる。この対地速度に公開されている気象庁の大気データを使用することで航空機のエアデータ、すなわち、真対気速度（TAS）、較正対気速度（CAS）ならびに Mach 数が計算できる。得られた TAS, CAS ならびに Mach 数に加え航空機の重量が分かると BADA モデルから揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、推力ならびに燃料流量を計算することができる。BADA モデルについては次章で説明する。

第3節では軌道最適化について説明する。九州大学では潜在便益の評価や4次元軌道予測のために動的計画法を使用した最適軌道生成ツールを開発した。本論文ではこの軌道最適ツールを使用して実際の状態と最適化した状態を比較し、現状の分析、潜在便益の有無について評価する。

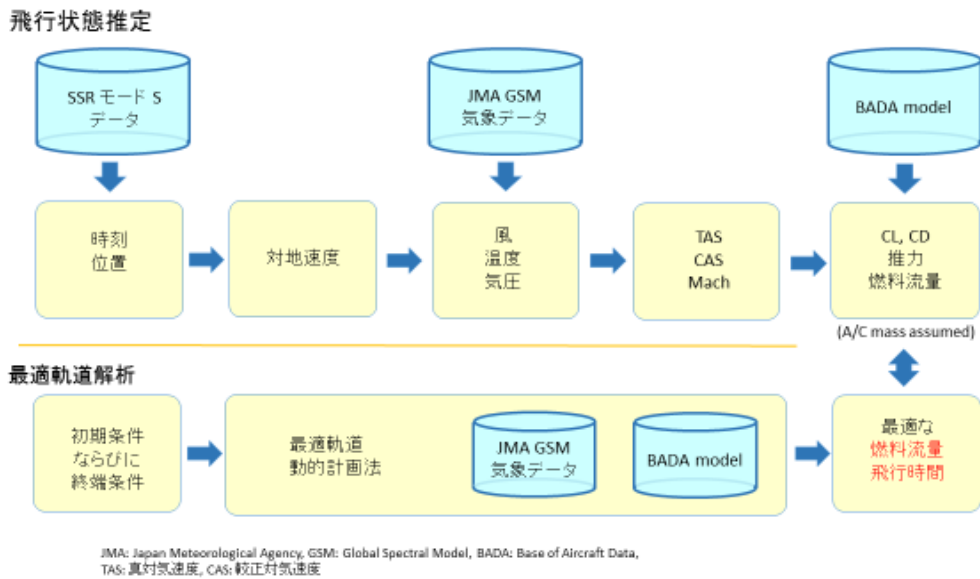


図 3-1 飛行状態推定と軌道最適化の概念図

第2節 飛行状態推定

第1項 位置情報

地上において位置情報は各種航空保安施設から入手することが可能である。位置および高度情報は航空路監視レーダー（Air Route Surveillance Radar : ARSR），洋上航空路監視レーダー（Oceanic Route Surveillance Radar : ORSR）および空港監視レーダー（Airport Surveillance Radar : ASR）に設置されている二次監視レーダー（Secondary Surveillance Radar : SSR）から得られる。二次監視レーダーは航空機に搭載している ATC トランスポンダーに対して質問波を発信する。質問波を受信した ATC トランスポンダーは機体の気圧高度を含むデータを応答波として発信する。この応答波を受信することで得ることができる。

また、近年では ADS(Automatic Dependent Surveillance : 自動位置情報伝送・監視機能)を装備する機体も増えてきている。ADS は航空機の航法システムから得られる航空機の位置情報を自動的に管制システムに伝送している。航空機が自らの情報を発信しているため、高い精度の位置情報を得ることができる。管制はこれらの情報を処理することでレーダーと同様の表示を行い、航空機を監視することが可能である。ADS には 2 種類有り、1090MHz で自動的に放送している ADS-B と主に洋上で使用され衛星を介して地上にデータを送信する ADS-C がある。また、ADS-B の機能には自機情報を発信する ADS-B OUT と他機が発信した情報を受信する ADS-B IN がある。航空交通管理の研究では主に航空機から位置情報を含むデータが得られる ADS-B OUT の情報を受信し使用される。

この節では時刻、位置情報ならびに気圧高度が得られる SSR, ADS-B といった監視データを使用して飛行状態推定の方法について説明する。

第2項 エアデータの推定

この項では監視データから得られた時刻、緯度、経度および気圧高度と、同時刻の気象データにより航空機の幾何学的高度ならびにエアデータを推定する方法を述べる。気象データの内挿補間は、時刻、緯度、経度についてはそれぞれの変数に対して線形となる補間を行い機体の時刻、位置における物理量を推算する。与えられた気圧における気象データの気圧面の内挿補間については、気圧面間の温度の変化を考慮した気圧と高度の内挿関数を使ってジオポテンシャル高度、幾何学的高度、気温、水平面の風を導く。これらの機体の位置における気象情報と慣性速度ベクトルから実際の航空機が算出している TAS, CAS および Mach 数のエアデータを推定する。

気象データの内挿

エアデータの推定に使用する気象予報データは気象庁が発表している客観解析データを用いる[20]。客観解析データは数値計算に用いる物理モデルや格子間隔等の違いにより数種類発表されている[21]。表 3-1は3種類の数値予報GPVデータ、GSM(Global Spectral Model)全球域、GSM日本域およびMSM(Meso-Scale Model)に格納されている物理量を示している。

表 3-1 数値予報GPVデータの概要

データ名	GSM (全球域)	GSM (日本域)	MSM
初期値 (実況値)	00, 06, 12, 18 (UTC)		00, 03, 06, 09, 12, 15, 18, 21 (UTC)
領域	全球	北緯:20~50 [度] 東経:120~150 [度]	北緯:22.4~47.6 [度] 東経:120~150 [度]
格子間隔 (気圧面 データ)	緯度方向:0.5 [度] 経度方向:0.5 [度]	緯度方向:0.2 [度] 経度方向:0.25 [度]	緯度方向:0.1 [度] 経度方向:0.125 [度]
気圧面	1000, 925, 850, 700,600, 500, 400, 300, 250, 200, 150, 100,75,50,30,20,10 [hPa]	1000, 975, 950, 925, 900, 850, 800, 700, 600, 500, 400, 300, 250, 200, 150, 100 [hPa]	
格納物理量 (気圧面 データ)	ジオポテンシャル高度, 気温, 上昇流, 相対湿度, 風速 (東西方向, 南北方向)		

ここで飛行状態推定を行う上で気象データの精度は重要である。気象データの精度については参考文献[22]で以下の結果が得られている。

1. **GSM** 全球域, **GSM** 日本域および **MSM** の実況値については, 航空機が飛行する上空の大気温度および風速を評価した場合においてはほとんど差異がない。大気温度の誤差はフライトの全時間の2乗平均平方根誤差で **2K** 以下, 風速の誤差は **5m/s** 以下である。
2. **MSM** は予報時間が長くなるにつれて予報の精度が悪化するが, **GSM** は予報時間の変化に対して精度のばらつきが小さく, **MSM** よりも精度がよい場合が多い。
3. 日本以外の気象データの精度は, 太平洋上において観測されたデータで評価した結果, 日本上空とほぼ同程度の精度を確認することができた。

数値気象予報データ **GPV** は時刻, 緯度, 経度, 気圧の格子点において与えられるので, 機体の位置におけるジオポテンシャル高度, 気温, 風からなる気象情報は格子点の物理量を内挿補間することにより導くことができる。以下に気象データを内挿する手順を述べる [23].

(i) 緯度, 経度の内挿

初めに線形補間を用いて緯度, 経度について内挿を行う。内挿後のデータは, 圧力を格子点とするジオポテンシャル高度, 気温, 東西方向および南北方向の風速となる。また, 時間方向にも線形補間を行う。

(ii) 高度方向の内挿

気温および風速はそれぞれ高度に対して線形補間を用いて内挿を行う。標準大気モデルを適用することでデータ取得点における気圧は得ることができる。気圧高度計は標準大気におけるジオポテンシャル高度を出力していることから気圧高度 H とジオポテンシャル高度 hp は等しいとする。

ジオポテンシャル高度 hp と気圧 p については, ρ を空気密度, g_0 を標準重力加速度とすると高度方向の大気の状態は式(3.1), 式(3.2)で与えられる。

$$p = \rho RT \tag{3.1}$$

$$\frac{dp}{dhp} = -\rho g_0 \tag{3.2}$$

静水圧平衡の式は式(3.2)のようにジオポテンシャル高度 hp を使用することにより, 重力加速度は定数として扱うことができる。

対流圏のジオポテンシャル高度 hp と静圧 p の関係式は式(3.3)のようになる。

$$p = p_0 \left(\frac{T_0 + bhp}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{bR}} \tag{3.3}$$

ただし11km以上においては標準大気モデルの成層圏の式(3.4)を用いる.

$$p = p_t \exp \left[-\frac{g_0}{RT_t} (hp - 11000) \right] \quad (3.4)$$

ここで, $p_0 = 1013.25[\text{hPa}]$, $T_0 = 288.15[\text{K}]$, $R = 287.05[\text{J}/\text{K}\cdot\text{kg}]$, $b = -6.5[\text{K}/\text{km}]$, $g_0 = 9.80665[\text{m}/\text{s}^2]$, p_t および T_t は標準大気状態での高度11 km における気圧および温度で $p_t = 226.32[\text{hPa}]$, $T_t = 216.65[\text{K}]$ である.

気圧については線形補間を用いることは適当ではないと考えられることから気圧の内挿関数を次のように導く.

いま, 2つの気圧面(p_1, p_2)におけるジオポテンシャル高度(hp_1, hp_2)が気象データより与えられている. 気温は高度方向に線形であると仮定できることから気温減率 b は

$$b = \frac{T_2 - T_1}{hp_2 - hp_1} \quad (3.5)$$

であり, 任意のジオポテンシャル高度 hp ($hp_1 < hp < hp_2$) における気温 T は

$$T = T_1 + b(hp - hp_1) = T_2 + b(hp - hp_2) \quad (3.6)$$

より計算できる. またその気温 T における圧力は式(3.7), 式(3.8)で求められる.

$$p_a = p_1 \left(\frac{T}{T_1} \right)^{-\frac{g_0}{bR}} \quad (3.7)$$

$$p_b = p_2 \left(\frac{T}{T_2} \right)^{-\frac{g_0}{bR}} \quad (3.8)$$

ただし, $|b| < 10^{-6}$ の場合は, 等温層であるとして式(3.9), 式(3.10)を用いる.

$$p_a = p_1 \exp \left[-\frac{g_0}{RT_1} (hp - hp_1) \right] \quad (3.9)$$

$$p_b = p_2 \exp \left[-\frac{g_0}{RT_2} (hp - hp_2) \right] \quad (3.10)$$

ここで, p_a は hp より下面の気象データ (p_1, T_1) より求められた気圧であり, 同様に p_b は hp より上面の気象データ (p_2, T_2) より求められた気圧 である.

実際の気象予報データを用いて計算した場合、厳密に一致しないことから、以下の式(3.11)を用いて重み付き平均をとりジオポテンシャル高度 hp を求める。

$$hp = h_a \frac{p_2 - p}{p_2 - p_1} + h_b \frac{p - p_1}{p_2 - p_1} \quad (3.11)$$

幾何学的高度 h は式(3.12)を用いてジオポテンシャル高度から求められる。

$$h = \left(\frac{r_0}{r_0 - hp} \right) hp \quad (3.12)$$

ここで、 r_0 はUS STANDARD ATMOSPHERE 1976[24]で定義されている地球半径(6356.766km)である。

気温、水平面の風データについては、ここで得られたジオポテンシャル高度を用いて線形の内挿補間を行う。

速度の推定

ここでは TAS, CAS, Mach 数を求める。

監視データから得られた緯度および経度の時間変化から求めた航空機のトラック角 ψ を用いると、対地速度ベクトル \vec{V}_{GS} は式(3.13)で求めることができる。

$$\vec{V}_{GS} = [V_{GS} \cos(\psi) \quad V_{GS} \sin(\psi)]^T \quad (3.13)$$

ただし V_{GS} は監視データの時刻と位置情報から推定した対地速度(スカラ)であり、トラック角 ψ は方眼北を基準として時計回りに定義している。

\vec{V}_{TAS_H} は真対気速度の水平方向のベクトルであり、式(3.14)で求めることができる。

$$\vec{V}_{TAS_H} + \vec{V}_{win} = \vec{V}_{GS} \quad (3.14)$$

ここで、 \vec{V}_{win} は気象GPVデータを線形補間することで得られた風速ベクトルである。数値気象予報の風データは鉛直方向速度成分をゼロと仮定して推定を行っているため、2次元のベクトルとなっている。

上昇率 \vec{V}_V から \vec{V}_{TAS} は式(3.15)より求められ、 V_{CAS} は式(3.16)、式(3.17)から求められる。

$$\vec{V}_{TAS} = \vec{V}_{TAS_H} + \vec{V}_V \quad (3.15)$$

$$V_{CAS} = \left[\frac{2p_0}{\kappa \rho_0} \left\{ \left(1 + \frac{p}{p_0} \left[\left(1 + \frac{\mu \rho}{2p} |\vec{V}_{TAS}|^2 \right)^{\frac{1}{\mu}} - 1 \right] \right)^{\mu} - 1 \right\} \right]^2 \quad (3.16)$$

$$\mu = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \quad (3.17)$$

ここで κ は空気の比熱比 1.4 である.

Mach 数 M は V_{TAS} ならびに音速を a とすると式(3.18)で求めることができる

$$M = \frac{V_{TAS}}{a} \quad (3.18)$$

ただし

$$a = \sqrt{\kappa RT} \quad (3.19)$$

であり, T は気象データより線形補間で内挿した気温である.

第3節 軌道最適化モデル

軌道最適化を行う上で風の影響は無視することはできず, 予想風データを用いて燃料消費量や飛行時間などの拘束に基づいた飛行経路を設計するためには飛行速度の変化も考慮した動的な最適化が必要となる. この節では動的な最適軌道を設計するために必要な数学的モデルの定式化と動的計画法について紹介し, 評価関数と計算条件についても述べる.

第1項 数学的モデルの定式化

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位置と速度の 3 自由度の 2 次系の 6 個の状態変数により表されるが, 速度ベクトルの法線方向の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. よってこの節では方位角, 経路角と推力の 3 個を制御変数として取り扱い, 残りの位置 (緯度, 経度, 高度) および速度について軌道の最適化を行う.

航空機の位置は緯度, 経度, 高度を使用する. 図 3-2 は機体および風の速度方向と角度の関係を表している. 南および西からの風を正とし西からの風を x , 南からの風を y とする. また, 垂直方向の風は無視できるものとする. 航空機の速度は真対気速度と慣性座標系で幾何学的な距離および高度を考慮した慣性速度ベクトルを用いた. 慣性速度ベクトルの方向についてはそれぞれ対気経路角と対気方位角または対地経路角と対地方位角によって与えられる. 経路方位の変化すなわち慣性速度ベクトルの方向の変化率は小さいとして無視し, 加速度ベクトルは慣性速度ベクトル方向に大きさ dV_{ES}/dt で表せると仮定して式(3.23)で近似して求める. すなわち, 系の加速度は V_{ES} 軸方向であり,

推力は対気ベクトル方向に力を与えることから左辺の対気ベクトルと対地ベクトルのなす角の余弦成分を乗じている。

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{(r_0 + hp)\cos\psi} (V_{TAS} \cos\gamma_a \sin\psi_a + W_x) \quad (3.20)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{1}{r_0 + hp} (V_{TAS} \cos\gamma_a \cos\psi_a + W_y) \quad (3.21)$$

$$\frac{dhp}{dt} = V_{TAS} \sin\gamma_a \quad (3.22)$$

$$m \frac{dV_{ES}}{dt} \cos(\gamma_a - \gamma) \cos(\psi_a - \psi) = F - D - mg \sin\gamma_a \quad (3.23)$$

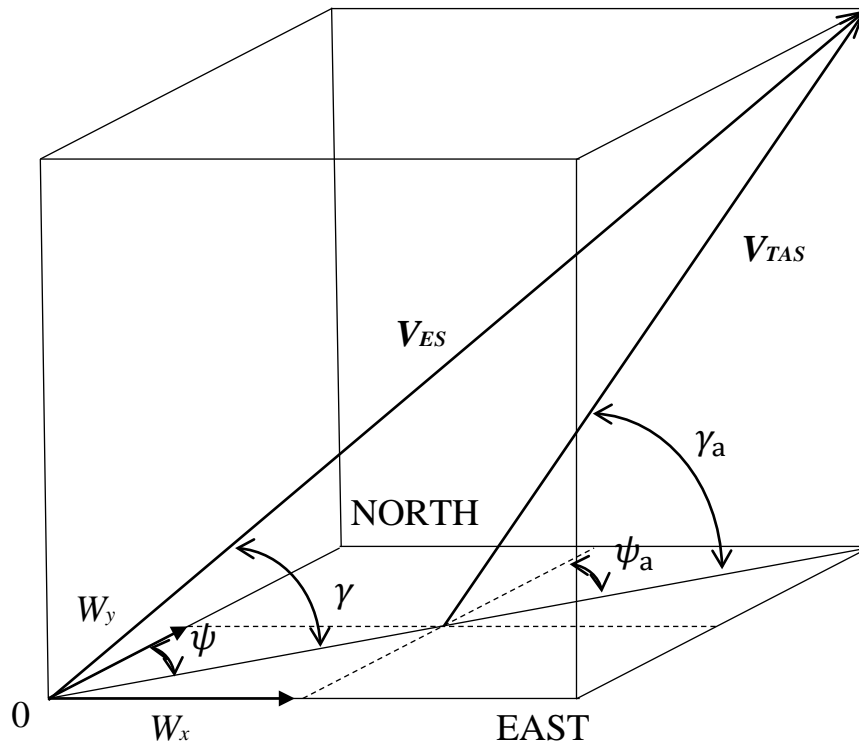


図 3-2 機体および風の速度方向と角度の関係

第2項 動的計画法

ここでは動的計画法について説明する。最初に評価関数および Cost Index について説明し、その次に動的計画法について説明する。

評価関数と Cost Index

航空会社は時間とコストを考慮し Cost Index を使用して運航を行う速度を決定する。ボーイングは Cost Index を Time Cost(C_{time})と Fuel Cost(C_{fuel})の関係で決定している指標としており式(3.24)で表すことができる。この Cost Index の値を FMS に入力することで飛行速度を決定することができる。

$$Cost\ Index = \frac{C_{time}[\$/hour]}{C_{fuel}[\$/lb]} \quad (3.24)$$

航空機の軌道において考慮すべきことは燃料消費量と飛行時間であるので、それぞれを貨幣価値に変換して総和を評価する。すなわち、以下の式(3.25)のように評価関数を定めることができる。積分の第1項は燃油費をドルの単位で表したものであり、第2項は時間のコストをドルで表したものである。ここで、 t は秒の単位で表し、 $f(t)$ は燃料流量[kg/s]を表している。

$$J_{dollars} = \int_{t_i}^{t_f} \left(\frac{1}{100} C_{fuel} \frac{1}{0.4536} f(t) + C_{time} \frac{1}{3600} \right) dt \quad (3.25)$$

燃料消費量に注目して飛行時間を係数で換算して足し合わせた評価関数とすると式(3.26)で表される。 $J_{dollars}$ と J は定数分のみ異なり、最適解は CI(Cost Index)あるいは重み係数 a の値で決定され、両者には式(3.27)の関係がある。

$$J = \int_{t_i}^{t_f} f(t) dt + a(t_f - t_i) \quad (3.26)$$

$$CI = \frac{C_{time}}{C_{fuel}} = \frac{3600}{100 \times 0.4536} a = 79.37a \quad (3.27)$$

ここで重み係数 a は kg/s の次元を持ち時間を燃料質量に換算する係数と考えることができる。重み係数 a を 0 とすると燃料流量が最小となる。 a の値を変化させることで燃料と時間のバランスを変更することができる。図 3-3 は Cost Index と飛行時間、燃料消費量の関係を表している。

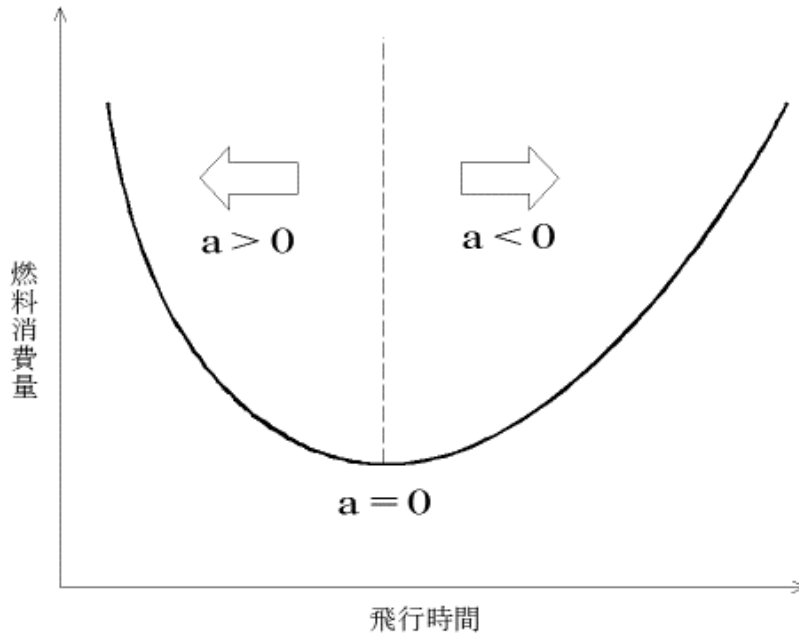


図 3-3 飛行時間と燃料消費量の関係

動的計画法

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間の遷移の組み合わせから最適な軌道を効率的に探索できる数値計算方法である。言い換えると独立変数方向に 2 点間の遷移を繋ぎ合わせた組み合わせ計算により評価関数を最適化する解を探索する方法である。ここで時間を独立変数とし位置を状態変数とすると速度が決定され、燃料消費量の算出が困難になるなどの問題がある。よって本論文では速度を状態変数とし、時間を従属変数とするために座標変換により状態変数の緯度 ϕ 、経度 θ をダウンレンジ角 ξ とクロスレンジ角 η に変換する。図 3-4 にダウンレンジ角とクロスレンジ角の定義を示す。 P_i の位置を示すために球面上で始点 P_o から終点 P_f に向かう経路上の点 Q と経路からの変位に変換する。ここで、点 Q は点 P_o と点 P_f を通る大円と直交し点 P_i を通る大円との交点である。ダウンレンジ角 ξ は $\overline{OP_o}$ と \overline{OQ} のなす角であり、クロスレンジ角 η は $\overline{OP_i}$ と \overline{OQ} のなす角を表している。このように変換することで独立変数として ξ を与え、 η と高度 h と速度 V からなる 3 つの状態変数において最適化を行うことができる。

状態空間に 4 次元パラメタ (ξ, η, h, V) を使用して直交する格子を仮定し離散化する。図 3-5 は動的計画法で使用する格子の概念図である。動的計画法による最適化は近接する格子間、ここでは $\Delta\xi$ で最適解を探索することで求められる。ここで最適軌道を生成する評価関数 $J_{opt}(\xi_i, \eta_{j_i}, h_{k_i}, V_{l_i})$ は独立変数と状態変数の関数であり、式(3.28)、式(3.29)で表すことができる。

$$\begin{aligned}
 & J_{opt}(\xi_i, \eta_{j_i}, h_{k_i}, V_{l_i}) \\
 & = \min_{\xi_{i+1} \rightarrow \xi_i} \{ \Delta J(\xi, \eta, h, V) + J_{opt}(\xi_{i+1}, \eta_{j_{i+1}}, h_{k_{i+1}}, V_{l_{i+1}}) \}
 \end{aligned}
 \tag{3.28}$$

$$\Delta J = \int_{\xi_i}^{\xi_{i+1}} J d\xi
 \tag{3.29}$$

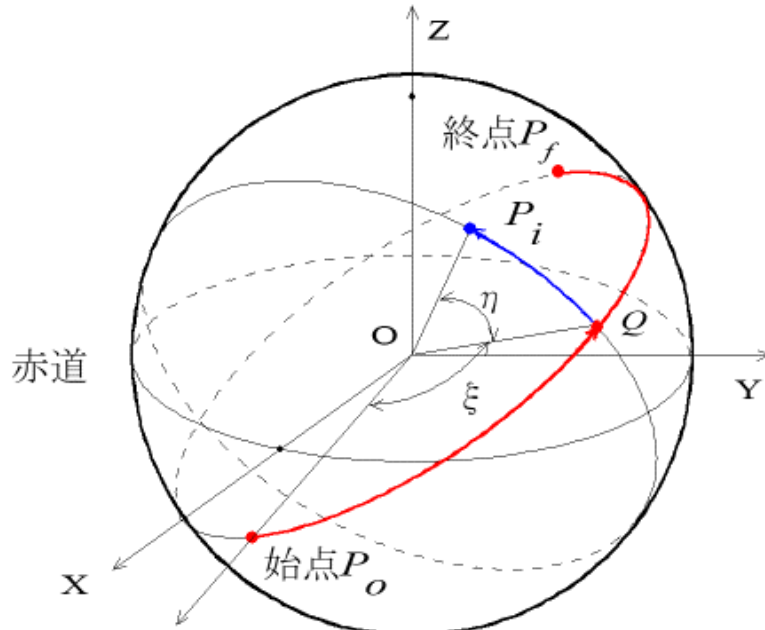


図 3-4 ダウンレンジ角とクロスレンジ角の定義

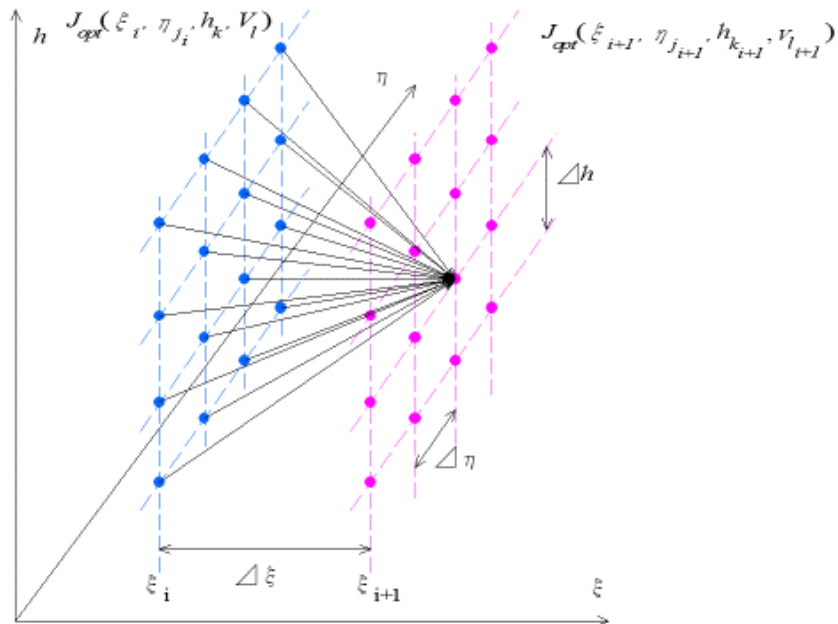


図 3-5 動的計画法の格子

最適軌道は評価関数 $J_{opt}(\xi_i, \eta_{j_i}, h_{k_i}, V_{l_i})$ を終端条件から初期条件に最適条件式(3.26)を使って探索していくことで求めることができる。動的計画法による最適化は、予め予測できる計算量により大域的最適解を導くことができる、不等式拘束条件を組み込むことが容易など実用化において優れた性質をもつ半面、計算量が比較的大きいばかりでなく状態変数の離散化による誤差の影響という短所もある。特に、縦の運動においては、速度と高度の組み合わせに離散誤差の影響が現れやすく最適解の評価関数の値としては工学的に問題なくとも参照軌道としては不必要に速度と経路角が変化するという不都合が生じる。実際の飛行データと比較すると、動的計画法の最適軌道の速度は格子毎に変化しており、実際の飛行データおよび FMS から得られる軌道と異なる。この最適軌道と実際の飛行データおよび FMS との差異については後述する。

第4節 まとめ

この章では本論文で使用する飛行状態推定ならびに動的計画法を使用した軌道最適化モデルについて説明した。

- 飛行状態推定では地上レーダーや GPS による位置の情報が得られることで航空機のエアデータ等の飛行状態を推定することが可能である事を示した。また気象データの取扱についても示した。
- 軌道最適化モデルでは始点条件と終端条件を決定することで最適軌道を計算することが可能となるツールについて示した。

これらの解析ツールを使用することで管制の現状ならびに便益の検証を実施することが可能となる。また、飛行状態を推定することが可能となれば地上において発出する管制指示を航空機が実現可能であるか判断でき、将来的には効率的な管制を実施することが可能となることが考えられる。

第4章 BADA モデルの精度

第1節 はじめに

今日の旅客機や貨物機の運航においてエアラインは気象予報データと性能モデルに基づいて飛行計画を作成し航空機を運航している。一方、地上の航空管制は、監視と干渉回避のための管制指示が基本であるため性能モデルを利用することはない。しかし、混雑空港の到着機のベクター制御に代表されるように大きな飛行計画の変更を指示する必要が発生しており、遅延や燃料消費量の増大などの運航性能への影響を最小限にするためにエアラインと同様に気象予報データと性能モデルに基づいた航空交通管理が必要になる。この軌道ベース運用においては気象予報データと性能モデルをエアラインと共通化することがあるべき姿である。しかし、現状は、気象予報データは公開されているので共通化が可能であるのに対し、機体メーカーは性能に関する情報を公開していないので、航空交通管理の研究を進めるためにはエアラインが使用する性能モデルに類似したモデルが必要となり、EUROCONTROL が開発した BADA モデルが多くの研究において利用されている。BADA モデルの精度とその影響について評価する必要があるが、BADA モデルは研究のための便宜的な利用に留まるという理解もあり公開されているデータは少ない。EUROCONTROL は BADA モデルを改良すると Revision を更新し、最新の Revision 4 は飛行領域全体での精度を追求したモデルで一部に公開している。しかし、九州大学をはじめ我が国の多くの研究において Revision 3 を使用しており、その精度の性質について評価する必要がある。また、BADA モデルを利用して実際と理想の飛行の燃料消費量の差から航空交通管理の改善による潜在便益を分析するためには、結果の信頼度を確認する観点からも BADA モデルの精度の評価が重要である。

過去には原田らがボーイング 777 型機の旅客便を使用して同様の評価を行っている [25]。この中では Landing Gear および Flaps を使用していない Clean Configuration と呼ばれる状態でのみ検証している。また、上昇中の燃料流量の誤差が他の Phase と比較して大きくなっている。燃料流量誤差の平均値は多くの便で $-0.3\% \sim -0.2\%$ であり、最大値は約 -0.5% であった。また標準偏差は多くの便で $0.15\text{kg/s} \sim 0.25\text{kg/s}$ であり、最大値は約 0.4kg/s であった。この原因として低減上昇推力の影響が考えられる。また、旅客便は旅客や旅客が預けた手荷物をある重量で仮定して重量計算を行っており、実重量からの誤差を生じている可能性も考えられる。したがって本論文では Landing Gear および Flaps を

使用している状態を含めた全ての Phase で検証を行い、上昇中の低減推力は使用せず、重量誤差の可能性については貨物便を選択することで極力排除した上で検証する。貨物便は貨物を実測して搭載するため旅客便と比較して重量データと実重量の誤差が小さく、BADA モデルの評価を行う上で最適である。また、この研究では深夜便を対象とする。深夜は他機との干渉が少なくベクターなどが発生しにくいいため、最適軌道との比較を容易に行うことができる。

この章ではBADA Revision 3の結果と実際に運航された航空機の飛行データを比較しその精度について検証する[26][27][28]。飛行データは航空機に搭載された飛行記録装置 (Quick Access Recorder ,QAR) に記録されたデータを用いる。第2節から第4節ではBADAモデル、飛行データおよび燃料流量の計算について記載する。第5節でQARに記録された飛行状態量および機体で計測、推定された風などの気象情報を利用してBADAモデルから燃料流量を推定し、実際の燃料流量との比較を行い、他の誤差の影響が最も少ない状態によるBADAモデルの直接評価を行う[25]。まず、時歴、フェーズ毎の燃料消費量について評価を行う。次に性能モデルを利用することによって解析が可能となる2つの方法において実際の飛行データと比較することによって性能モデル以外の誤差の影響も評価して解析方法の有効性を議論する。第6節は地上監視データからの燃料流量推定解析においてどれほどの影響があるかを確認するために、地上側の解析を模して、飛行データの時刻、緯度、経度、気圧高度の情報と数値予報気象データから燃料流量を推定して実際の燃料流量との比較を行う。BADAモデルの誤差以外に気象予報データの誤差の影響も含むが、地上側が監視データを用いて燃料流量推定を行う時の誤差を評価することができる[29]。第7節でBADAモデルと気象予報データ、運航において使用した Cost Indexを用いて軌道最適化を行い、実際の飛行軌道との相違を評価する[30]。実際の運航において計画される飛行軌道と同様の前提に立って最適軌道を求めた場合、地上側がどこまで実際の飛行計画を再現することができるかを検討するものである。軌道最適化はBADAモデルと気象予報データの誤差以外に動的計画法を用いて最適軌道を求めているので実際の飛行計画ならびにFMSの最適化との相違による影響を受ける。

第2節 BADA モデル

BADA とは Base of Aircraft DAta の略であり、EUROCONTROL がメーカーおよび航空会社とともに開発した航空機性能モデルである。EUROCONTROL は、効率的な航空交通は現実的な航空機の軌道予測を行える ATM システムの能力に依存すると考え、航空交通管理の研究および開発に必要な可能な限り航空機の性能を模擬できるモデルとして BADA モデルを開発し維持している。BADA モデルは2つのパートで構成されており、Model specifications は航空機の性能パラメータを計算するための理論的な基礎であり、Datasets は性能計算に必要な航空機特有の係数を含んでいる[31]。

この解析では一般的に広く使用されている Revision 3 のうち Revision 3.11 を使用する。

第3節 飛行データ

この章で使用する飛行データは表 4-1 に示す 2015 年 8～10 月に東京国際空港と佐賀空港を運航したワイドボディ双発機による貨物便の飛行である。各便に便番号を割り当て本文，図および表中で該当する便を表している。

表 4-1 解析に使用した飛行データ

便番号	年月	出発空港／到着空港	Cost Index	
①	2015/8	東京国際／佐賀	20	
②	2015/8	佐賀／東京国際	20	*
③	2015/9	東京国際／佐賀	40	
④	2015/9	佐賀／東京国際	40	*
⑤	2015/10	東京国際／佐賀	80	
⑥	2015/10	佐賀／東京国際	80	
⑦	2015/10	東京国際／佐賀	80	

*：上昇のデータが欠損している

飛行記録装置に記録された飛行データのうち使用した主要なデータは時刻，重量，緯度，経度，風向，風速，対地速度，真対気速度，較正対気速度，昇降率，Mach 数，気圧高度，機首方位角，トラック角，外気温度，燃料流量である。データの記録間隔 Δt は 1 秒である。一部の便においては上昇中のデータが欠損しており，その他のフェーズのデータのみを使用する。

離陸推力は一定程度低減しているが上昇推力は低減推力を使用していない。使用した Flaps について，対象となる航空機の Flaps Position は 1,5,15,20,25,30 と 6 つある。離陸時は 5,15,20，着陸時は通常運航では 25, 30 から選択する。本論文では使用した Flaps の Position を Flaps という言葉と共に示す。羽田離陸時は Flaps5 を，佐賀離陸時は Flaps15 を使用した。羽田着陸時は Flaps25，佐賀着陸時は Flaps30 を使用した。飛行速度について，全ての飛行において上昇時は指示対気速度一定，Mach 領域では Mach 数一定とした。降下の方法について，佐賀到着便では Cost Index に対応する指示対気速度一定で降下を行った。羽田到着便では FMS が計算する降下経路に基づき降下した。言い換えると佐賀到着便では速度一定で風が変化すると降下経路が変化し，羽田到着便では降下経路一定で風の変化は速度の変化として現れる。

第4節 燃料流量の計算

第1項 推力

飛行記録装置から比較的正確な慣性速度などの情報を使用できることからこの章では慣性座標系で導いた加速度を使用して推力 F を以下のように導く。

$$\begin{aligned} & m \left\{ \frac{dV_{GS}}{dt} \cos(\psi - \psi_a) - \frac{d\psi}{dt} V_{GS} \sin(\psi - \psi_a) \right\} \cos \gamma_a \\ & + m \frac{dV_V}{dt} \sin \gamma_a \\ & = F - D - mg \sin \gamma_a \end{aligned} \quad (4.1)$$

V_{GS} は地上速度，すなわち慣性速度ベクトルの局所水平成分の絶対値であり，トラック角 ψ はその方位角である．昇降率 V_V は慣性ベクトルの鉛直成分である．式(4.1)は，右辺の機体に働く力と左辺の加速度のつり合いの関係について対気速度ベクトル方向の成分により導かれたものである． ψ_a と γ_a はそれぞれ対気速度ベクトルの方位角および経路角である．

V_{GS} ， ψ ， V_V および ψ_a は慣性データであり，飛行データに記録されている． γ_a は飛行データに記録されている V_V ，および V_{TAS} から計算できる．微分項は以下の式(4.3)，式(4.4)のように中心差分を用いて導き，フィルタによるノイズの処理は特に行っていない．また，本解析では式(4.1)の左辺の最後の項は小さいため省略している．

$$\gamma_a = \sin^{-1} \frac{V_V}{V_{TAS}} \quad (4.2)$$

$$\frac{dV_{GS}}{dt}(t_i) = \frac{V_{GS}(t_{i+1}) - V_{GS}(t_{i-1})}{2\Delta t} \quad (4.3)$$

$$\frac{d\psi}{dt}(t_i) = \frac{\psi(t_{i+1}) - \psi(t_{i-1})}{2\Delta t} \quad (4.4)$$

第2項 大気モデル

飛行データに記録された QNE 気圧高度から静圧 p を容易に計算することができる．また，飛行データは静温 (Static Air Temperature, SAT) を記録しているので式(4.5)より空気密度 ρ を導くことができる．

$$\rho = \frac{p}{RT_S} \quad (4.5)$$

第3項 BADA 空力モデル

揚力と抗力は以下の式で表される.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (4.6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.7)$$

定常飛行を仮定して揚力係数は以下の式で求められる.

$$C_L = \frac{2mg \cos \gamma_a}{\rho V^2 S} \quad (4.8)$$

BADA モデルにおいて C_L と C_D の関係は以下の式で定義されている.

$$C_D = C_{D0} + C_{D2} \times C_L^2 \quad (4.9)$$

C_{D0} は有害抗力係数, C_{D2} は誘導抗力係数であり, Flaps, Landing Gear を使用しているフェーズに合わせて係数が与えられる. 推力は抗力を式(4.1)に代入することで得られる.

第4項 BADA 燃料流量モデル

BADA モデルではノミナル燃料流量, 巡航燃料流量, 最小燃料流量のモデルが定義されている. なお, C_{f1} , C_{f2} , C_{f3} , C_{f4} , C_{fcr} は BADA モデルのパラメタである.

ノミナル燃料流量

ノミナル燃料流量 f_{nom} は推力 F と推力比燃料流量係数 η_f から以下の式で導かれる.

$$f_{nom} = \eta_f \times F \quad (4.10)$$

η は真対気速度 V_{TAS} を用いて以下の式で表される.

$$\eta_f = C_{f1} \times \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}} \right) \quad (4.11)$$

巡航燃料流量

巡航燃料流量 f_{cr} はノミナル燃料流量 f_{nom} に巡航時の修正係数 C_{fcr} を乗じたものとして定義される.

$$f_{cr} = \eta_f \times F \times C_{fcr} \quad (4.12)$$

最小燃料流量

降下時のアイドル推力に対応する最小燃料流量 f_{min} は高度 H を用いて以下の式で表される。

$$f_{min} = C_{f3} \left(1 - \frac{H}{C_{f4}} \right) \quad (4.13)$$

上昇、巡航時の燃料流量はそれぞれ式(4.10) , 式(4.12)から求められる。また降下時の燃料流量は式(4.10)と式(4.13)のいずれか大きい方を選択する。

第5節 BADA モデルの精度の直接評価

第1項 燃料流量の比較

図 4-1 から図 4-7 は BADA モデルと飛行データの燃料流量を比較したものである。横軸は時刻 (UTC) であり離陸から着陸までをプロットしている。飛行フェーズは飛行データより Air mode になった時から巡航高度までを上昇フェーズ、巡航高度を飛行しているときは巡航フェーズ、巡航高度から離脱し Ground mode になった時までを降下フェーズとする。Landing Gear, Flaps を使用しているフェーズでは Configuration を考慮して推定値を算出したが誤差が見られた。しかし、その他の全ての飛行フェーズでは概ね一致していることが確認できた。なお、図 4-5 において上昇中一時的に燃料流量が減少しているがこれは管制の指示により巡航高度に到達する前に一時的な水平飛行を実施したためである。

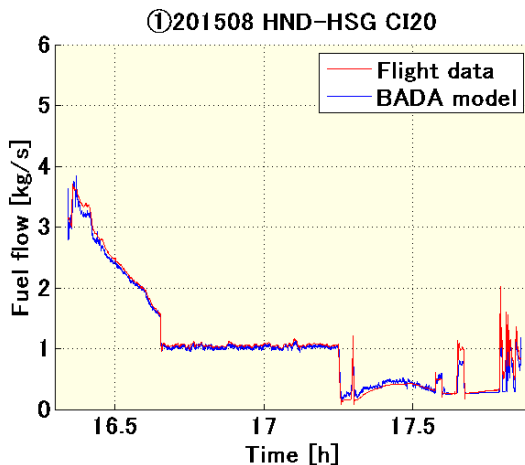


図 4-1 燃料流量 ①

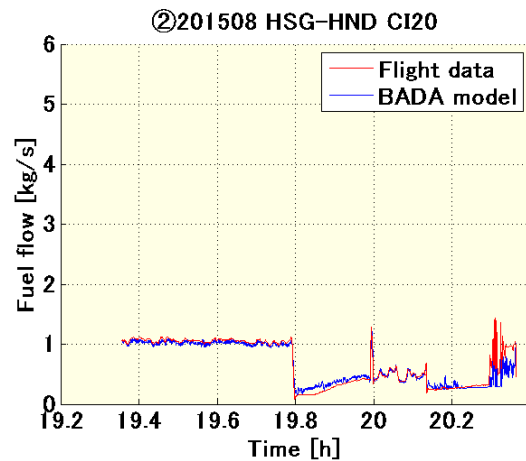


図 4-2 燃料流量 ②

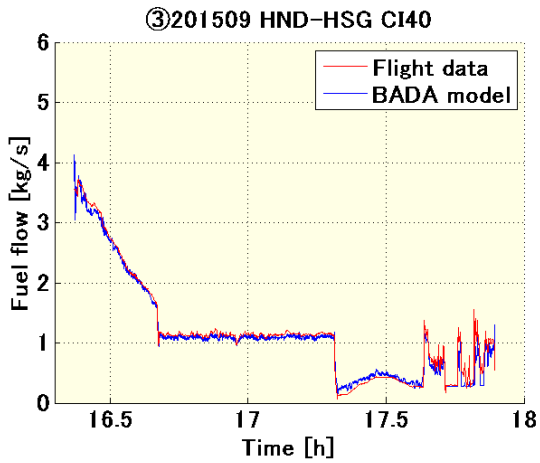


图 4-3 燃料流量 ③

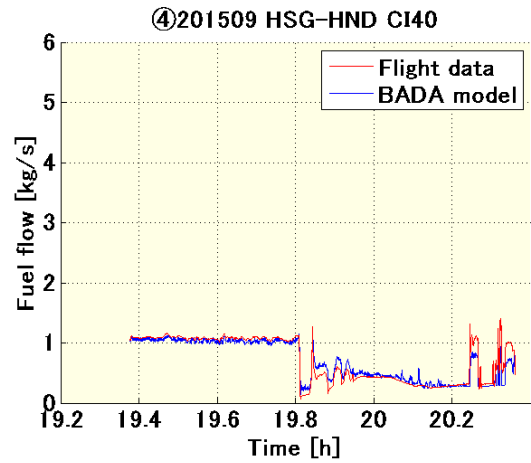


图 4-4 燃料流量 ④

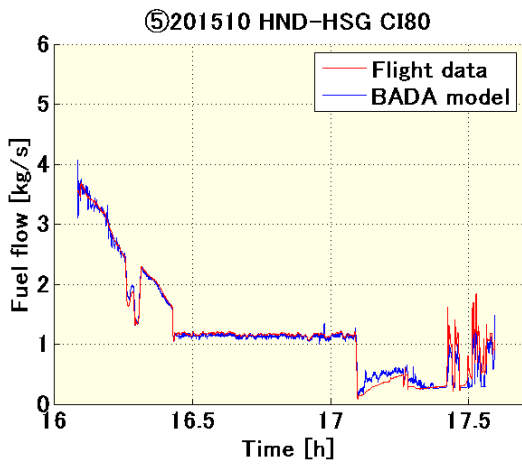


图 4-5 燃料流量 ⑤

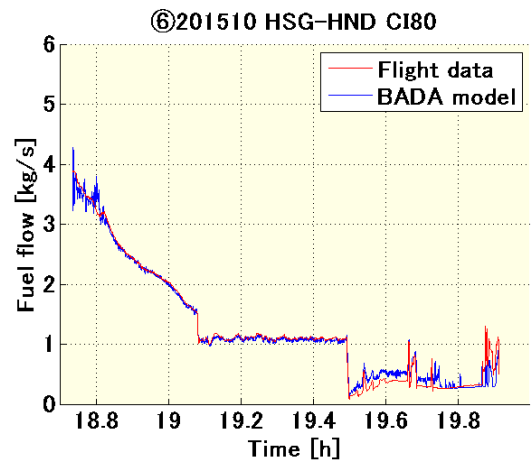


图 4-6 燃料流量 ⑥

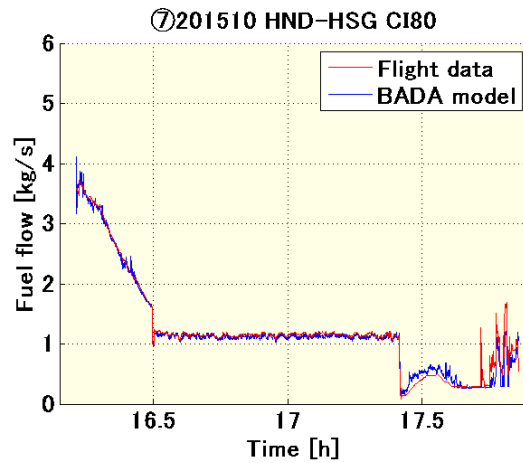


图 4-7 燃料流量 ⑦

第2項 燃料消費量および燃料流量誤差の解析

BADA モデルで計算した燃料流量の飛行データの値から燃料消費量の比較と燃料流量の誤差を平均値および標準偏差を用いて解析する。燃料消費量は式(4.14)、平均値並びに標準偏差は式(4.16)、式(4.17)から得られる。全ての飛行フェーズにおいて 1 秒ごとに計算を行う。

$$FC = \sum_{t=1}^{t_f} f(t) \quad (4.14)$$

$$\Delta f(t) = f_{BADA}(t) - f(t) \quad (4.15)$$

$$\Delta \bar{f} = \frac{1}{n} \sum_{t=1}^{t_f} \Delta f(t) \quad (4.16)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum \{\Delta f(t) - \Delta \bar{f}\}^2} \quad (4.17)$$

図 4-8 から図 4-14 は、フライトごとに全体と 3 つのフェーズの燃料消費量を示したものである。表 4-2、表 4-3 は、燃料消費量の差 (BADA モデルー飛行データ) および実際の燃料消費量に対する割合である。燃料消費量の差は全体で 4%以下に収まっており概ね一致していると判断できる。この燃料消費量の差については、④、⑥の降下フェーズを除き全て実際より小さい値となった。このことから BADA モデルでは全体的に少ない燃料流量を示していることが分かる。

図 4-15 から図 4-18 は全体とフェーズごとの燃料流量誤差の平均値および標準偏差を示している。これらの結果より平均値は $\pm 0.1\text{kg/s}$ 以下となっており高い精度で一致していることが確認できる。また、図 4-17 から Clean Configuration である巡航フェーズにおいては標準偏差も 0.05kg/s 以下となっており特に高い精度で一致していることが確認できる。

降下フェーズの燃料消費量について詳しく見ていく。図 4-19 から図 4-25 は降下フェーズの Flaps と Landing Gear の状態と積算燃料消費量を表したものである。降下フェーズの傾向として Clean Configuration では BADA モデルより飛行データの積算燃料消費量の方が多かった。しかし、Flaps, Landing Gear を使用すると BADA モデルの積算燃料消費量の増加率が大きくなり、使用時間が長くなると逆転する現象が見られた。これは Clean Configuration では通常 Idle Thrust を使用するが、BADA モデルで計算された最小燃料流量の値が実際の値より大きいことが推測される。また、Flaps と Landing Gear を使用しているフェーズでは BADA モデルは飛行データより積算燃料消費量は小さかった。BADA モデルでは抗力係数を通常の Clean Configuration に加え、Initial climb, Take-off, Approach, Landing の 4 つと Landing Gear が Down 時の係数を設定している。

前述の通り検証した航空機の Flaps Position は 6 つ選択可能である。これらから BADA が定義する Flaps および Landing Gear 使用時の抗力係数が実際ほど細かく設定されておらず、係数自体も小さいことを意味している。上昇フェーズでは Flaps, Gear の使用はほぼ同様の運用を行いつ使用時間は短時間であるため影響が少ないと考えられる。しかし、降下フェーズでは運航便により使用時間は異なりまた水平飛行する時間も異なるため、便によって影響が異なる。以上の事から Flaps, Landing Gear 使用時は使用時間の長さによって影響が異なってくるので注意が必要であることが分かる。

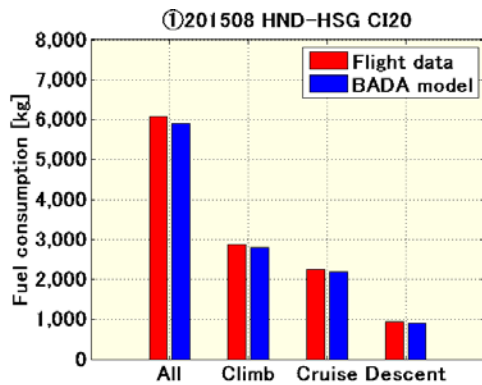


図 4-8 燃料消費量 ①

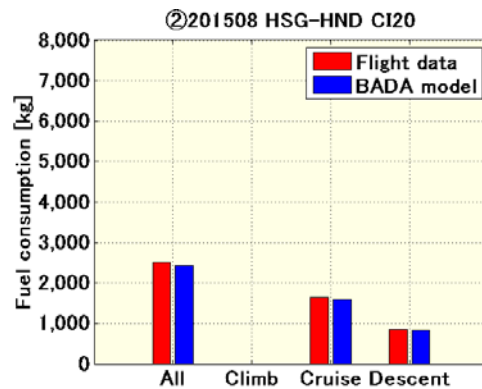


図 4-9 燃料消費量 ②

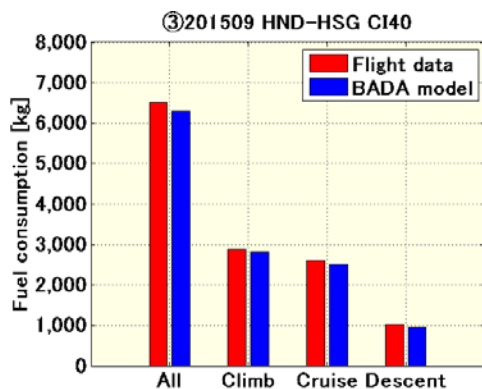


図 4-10 燃料消費量 ③

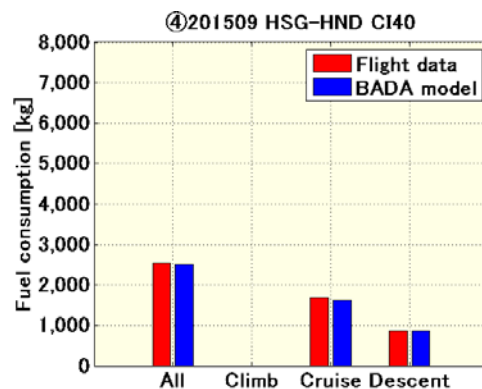


図 4-11 燃料消費量 ④

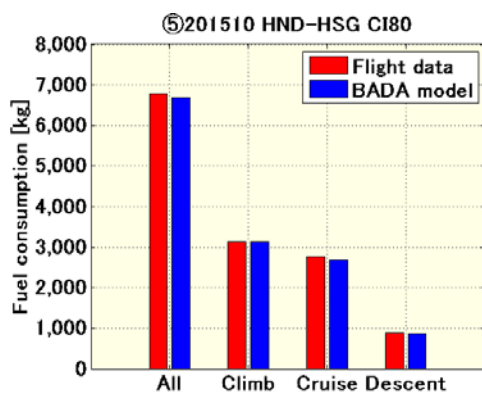


図 4-12 燃料消費量 ⑤

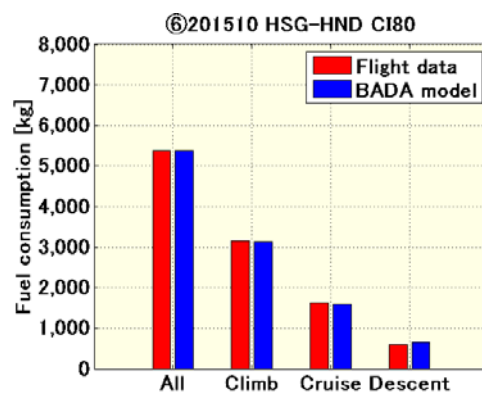


図 4-13 燃料消費量 ⑥

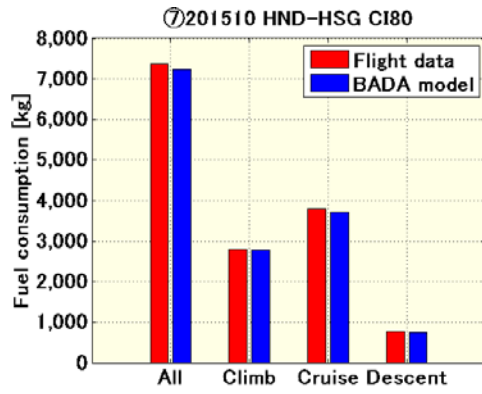


図 4-14 燃料消費量 ⑦

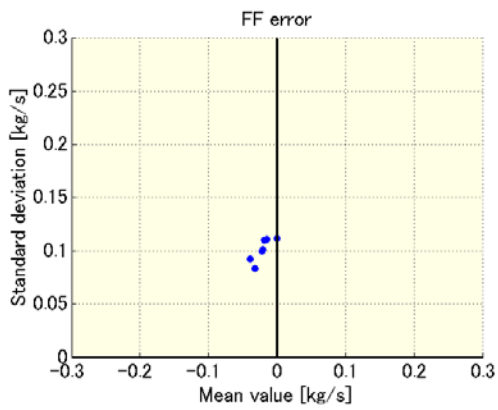


図 4-15 燃料流量誤差 (全飛行フェーズ)

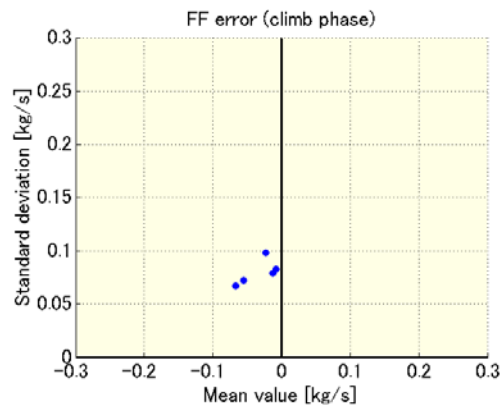


図 4-16 燃料流量誤差 (上昇)

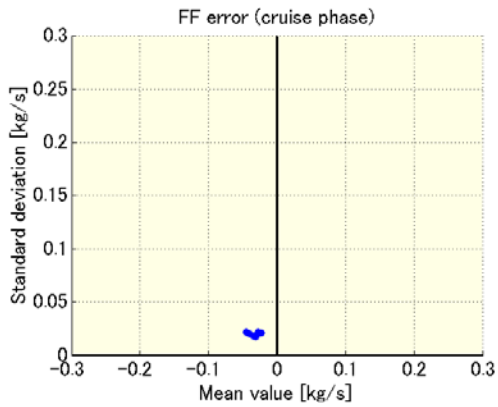


図 4-17 燃料流量誤差 (巡航)

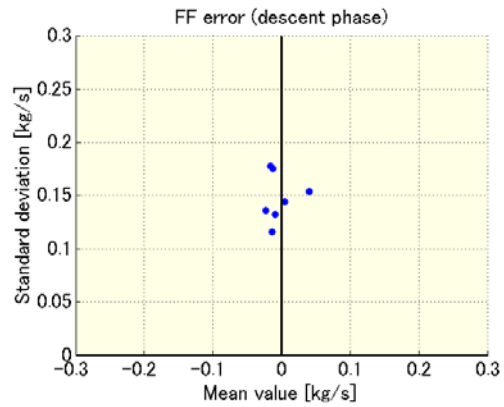


図 4-18 燃料流量誤差 (降下)

表 4-2 推定燃料消費量の飛行データからの差(CI20,40)

CI	20				40			
	①2015/8 羽田－佐賀		②2015/8 佐賀－羽田		③2015/9 羽田－佐賀		④2015/9 佐賀－羽田	
経路	差 [kg]	割合 [%]	差 [kg]	割合 [%]	差 [kg]	割合 [%]	差 [kg]	割合 [%]
上昇	-76.0	-2.6	-	-	-60.6	-2.1	-	-
巡航	-67.1	-3.0	-54.8	-3.3	-104.2	-4.0	-62.2	-3.7
降下	-31.0	-3.3	-19.3	-2.3	-48.8	-4.8	10.0	1.2
全体	-174.1	-2.9	-74.1	-3.0	-213.7	-3.3	-52.2	-2.0

表 4-3 推定燃料消費量の飛行データからの差(CI80)

CI	80					
	⑤2015/10 羽田－佐賀		⑥2015/10 佐賀－羽田		⑦2015/10 羽田－佐賀	
経路	差 [kg]	割合 [%]	差 [kg]	割合 [%]	差 [kg]	割合 [%]
上昇	-9.5	-0.3	-28.3	-0.9	-12.8	-0.5
巡航	-68.0	-2.5	-33.8	-2.1	-92.0	-2.4
降下	-23.5	-2.6	61.3	10.4	-26.4	-3.4
全体	-101.0	-1.5	-0.7	0.0	-131.2	-1.8

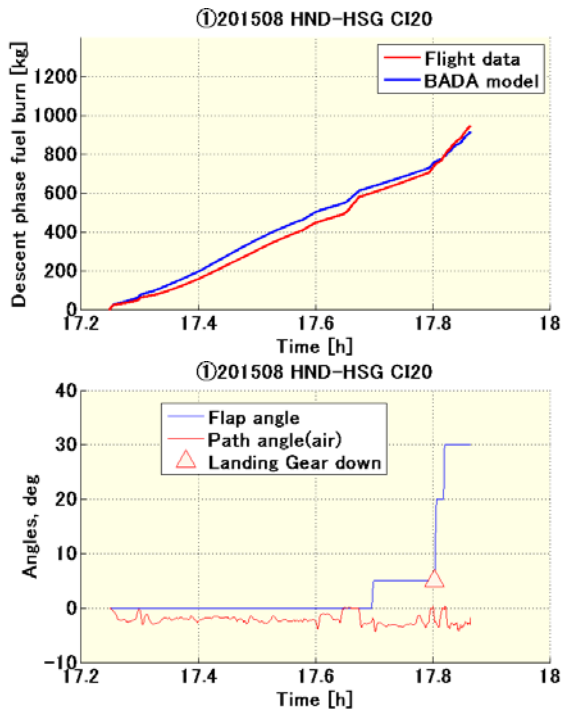


図 4-19 積算燃料消費量と Configuration(CI20)①

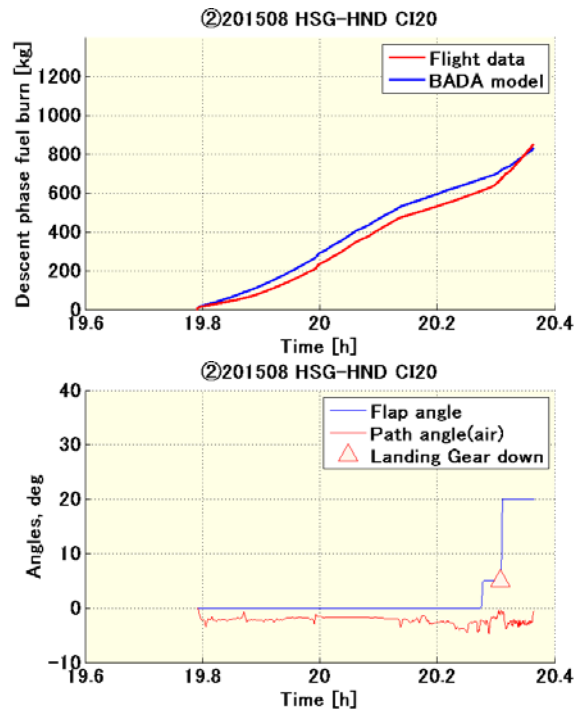


図 4-20 積算燃料消費量と Configuration(CI20)②

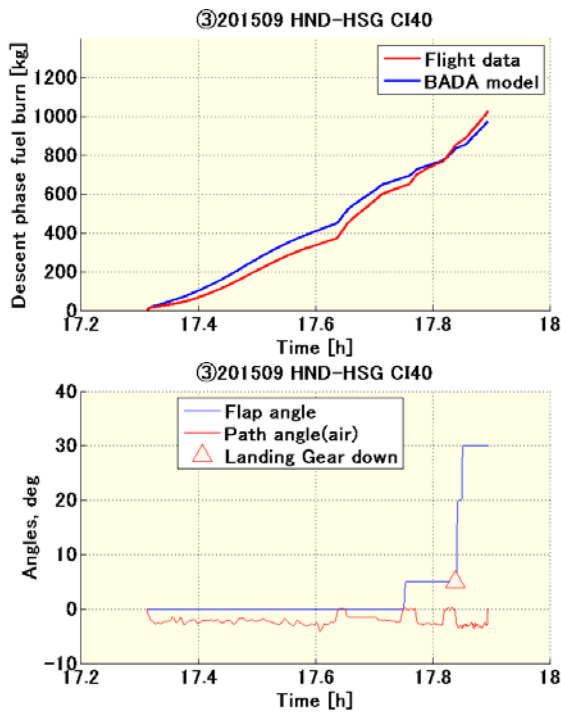


図 4-21 積算燃料消費量と Configuration(CI40)③

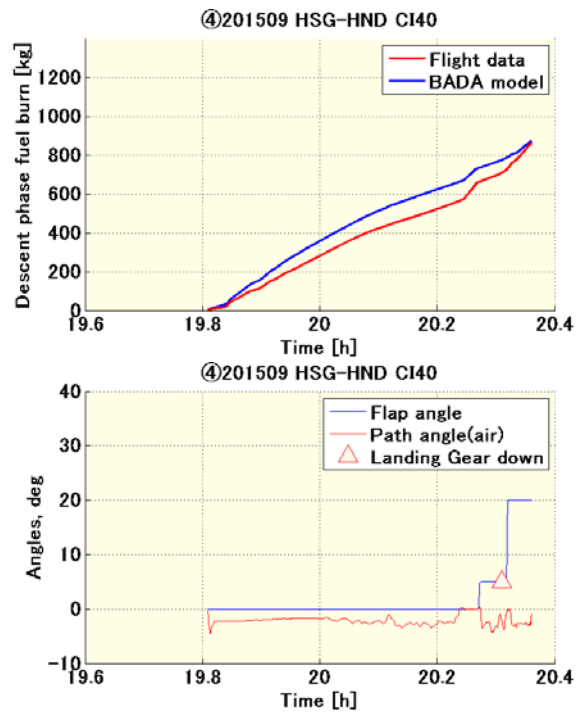


図 4-22 積算燃料消費量と Configuration(CI40)④

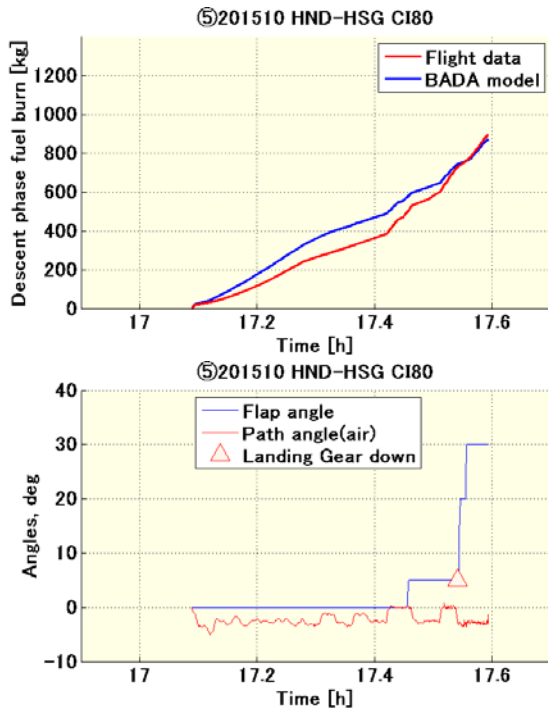


図 4-23 積算燃料消費量と Configuration(CI80)⑤

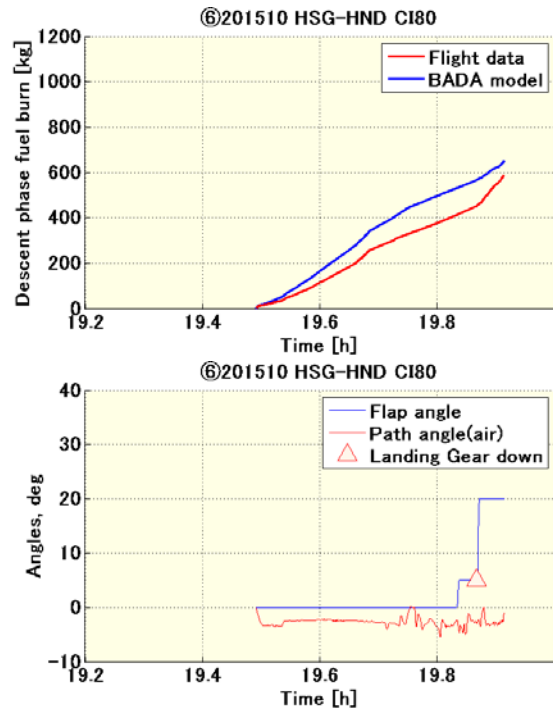


図 4-24 積算燃料消費量と Configuration(CI80)⑥

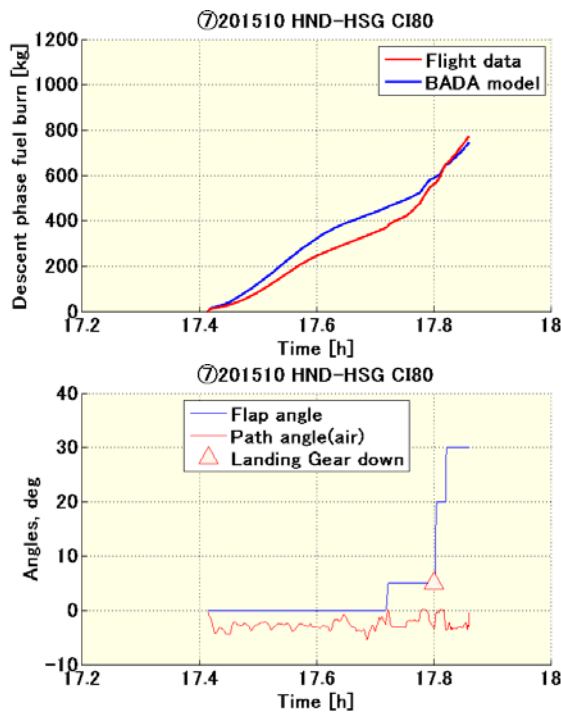


図 4-25 積算燃料消費量と Configuration(CI80)⑦

第6節 飛行状態推定と飛行データの比較

この節では飛行データの位置情報を用いて飛行状態推定を行い、実際の飛行の燃料流量と比較する。これらの解析においては BADA モデルばかりでなく気象データなどの誤差が影響を及ぼすが、飛行データと結果を比較することにより地上側の解析の精度を総合的に評価することができる。

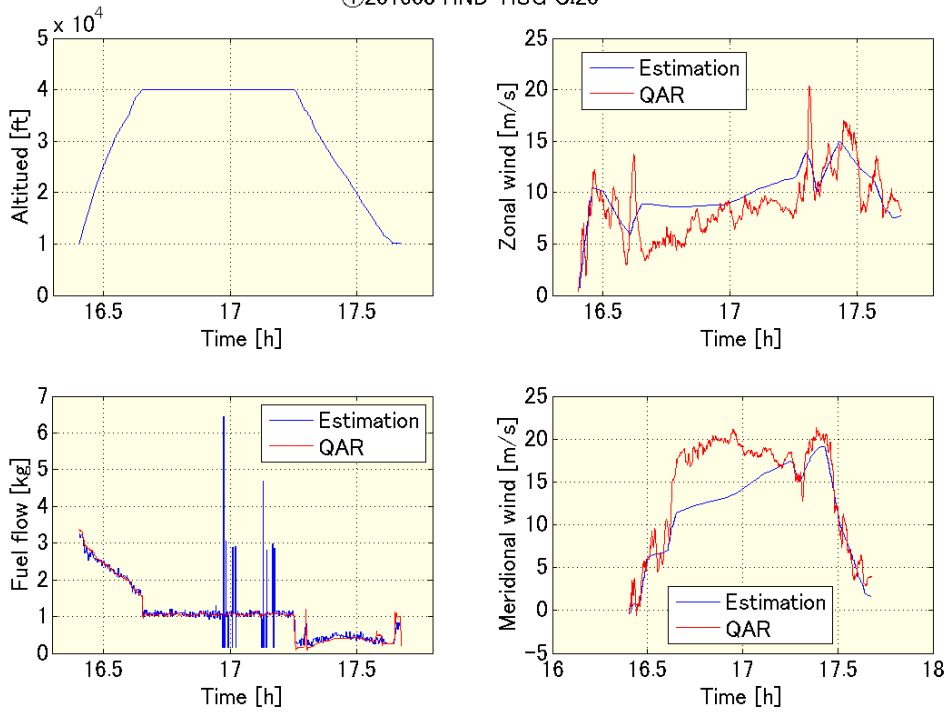
飛行データから位置情報の誤差を極力排除するため、機体の位置情報すなわち時刻、緯度、経度、気圧高度を使用する。気象データは数値予報気象データを空間および時間方向に内挿したものを使用する。これらと第3章で説明した解析モデルを使用してエアデータを計算し、BADA モデルにより燃料流量を推定する。ここで、上昇および巡航中の燃料流量は機体重量にほぼ比例しその影響は大きい地上側で得られるデータからは得ることができない。この章では BADA モデルの精度を検証する事が目的であることから初期重量は飛行データの値を用いる。評価対象は Clean Configuration で飛行している高度 10,000ft 以上とする。

図 4-26 から図 4-32 に飛行状態推定の結果と飛行データを示す。青の Estimation が飛行状態推定、赤の QAR は飛行データを示す。気圧高度、東西方向の風、南北方向の風、燃料流量、対地速度、対気速度 (TAS, CAS, Mach 数), Heading を示している。

結果は燃料流量においては振動が発生しているがよく一致していると言え、また他のパラメータもよく一致していると言える。全ての便において燃料流量が振動しているのは飛行データの緯度、経度の分解能が小数点以下4桁と不足していることに起因する。レーダーデータの周期に準拠して1秒間隔データを間引いて10秒間とし、更に燃料流量も10秒間隔で推定したが、対地速度の推定において加速度にはノイズが残るため振動が発生した。また、①ならびに⑥では飛行データの位置情報に一部緯度、経度が変化しないデータの乱れがあり、対地速度に振動が発生した。その関係上他のエアデータも同様に振動した。

表 4-4 は飛行状態推定から得られた燃料消費量と実際の飛行データとを比較したものである。上昇中のデータが欠落しているものおよび巡航中の位置情報が一部欠落している①と⑥は参考値として取り扱う。その結果、飛行状態推定と飛行データの誤差は3.5%以下であり比較的良く一致していると考えられる。傾向は BADA モデルの直接比較とは異なり推定値の方が飛行データより大きくなった。

①201508 HND-HSG CI20



①201508 HND-HSG CI20

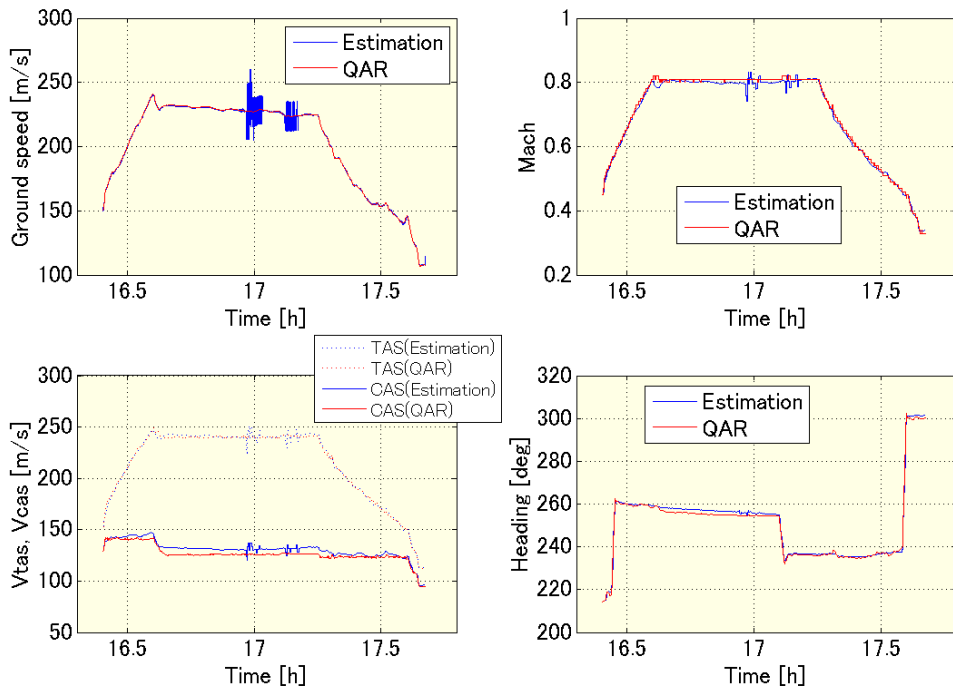


图 4-26 飛行状態推定結果(CI20)①

②201508 HSG-HND CI20

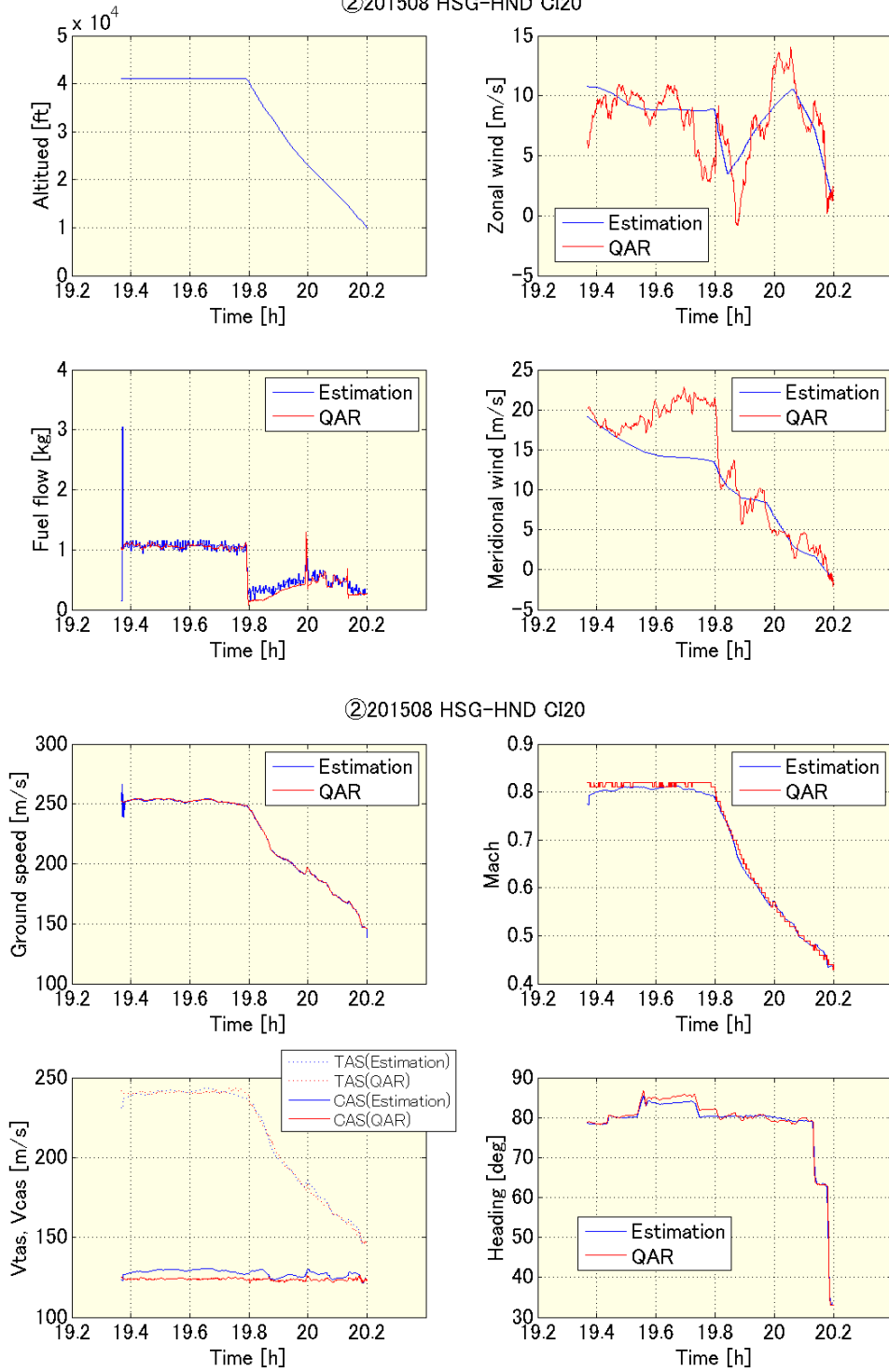


図 4-27 飛行状態推定結果(CI20)②

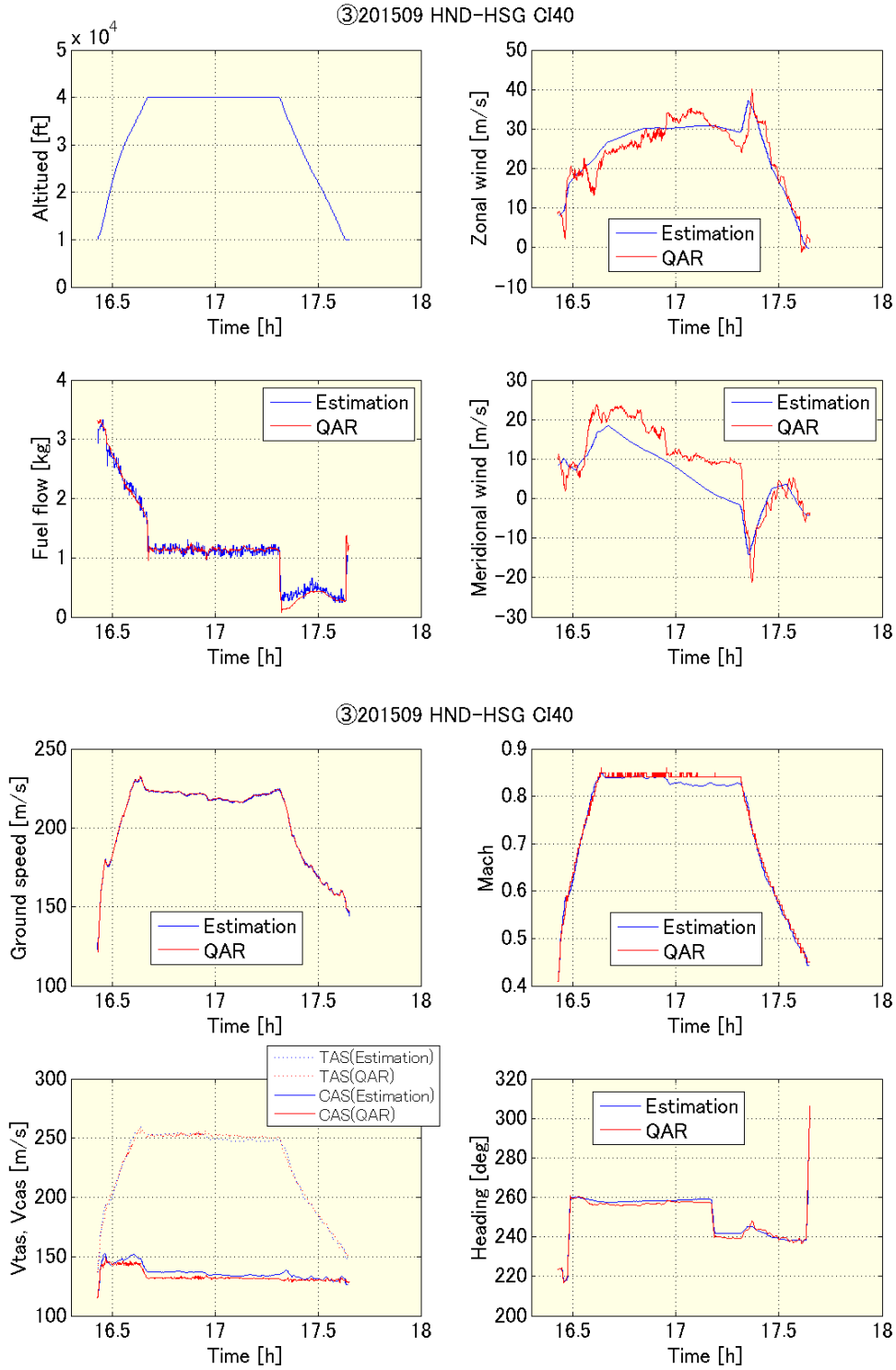


图 4-28 飛行状態推定結果(CI40)③

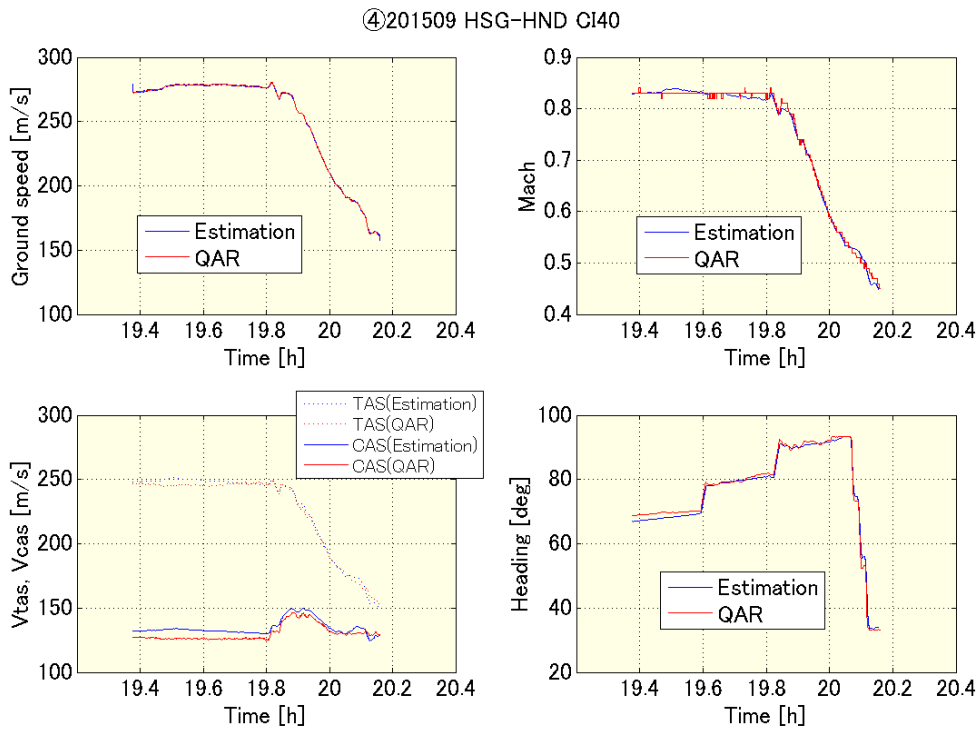
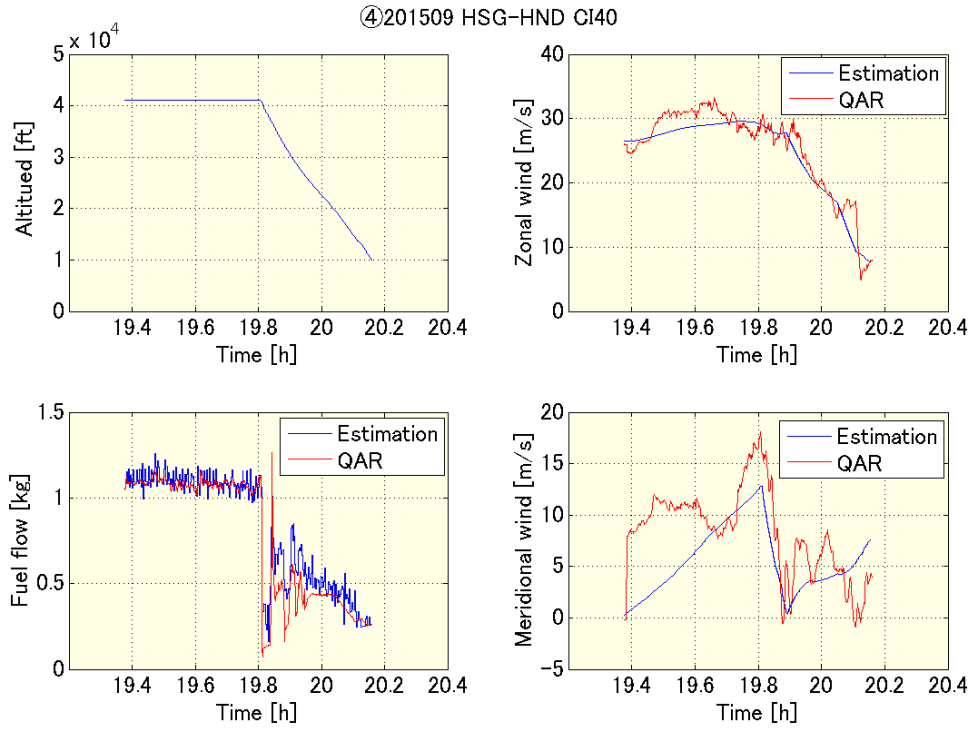


图 4-29 飛行状態推定結果(CI40)④

⑤201510 HND-HSG CI80

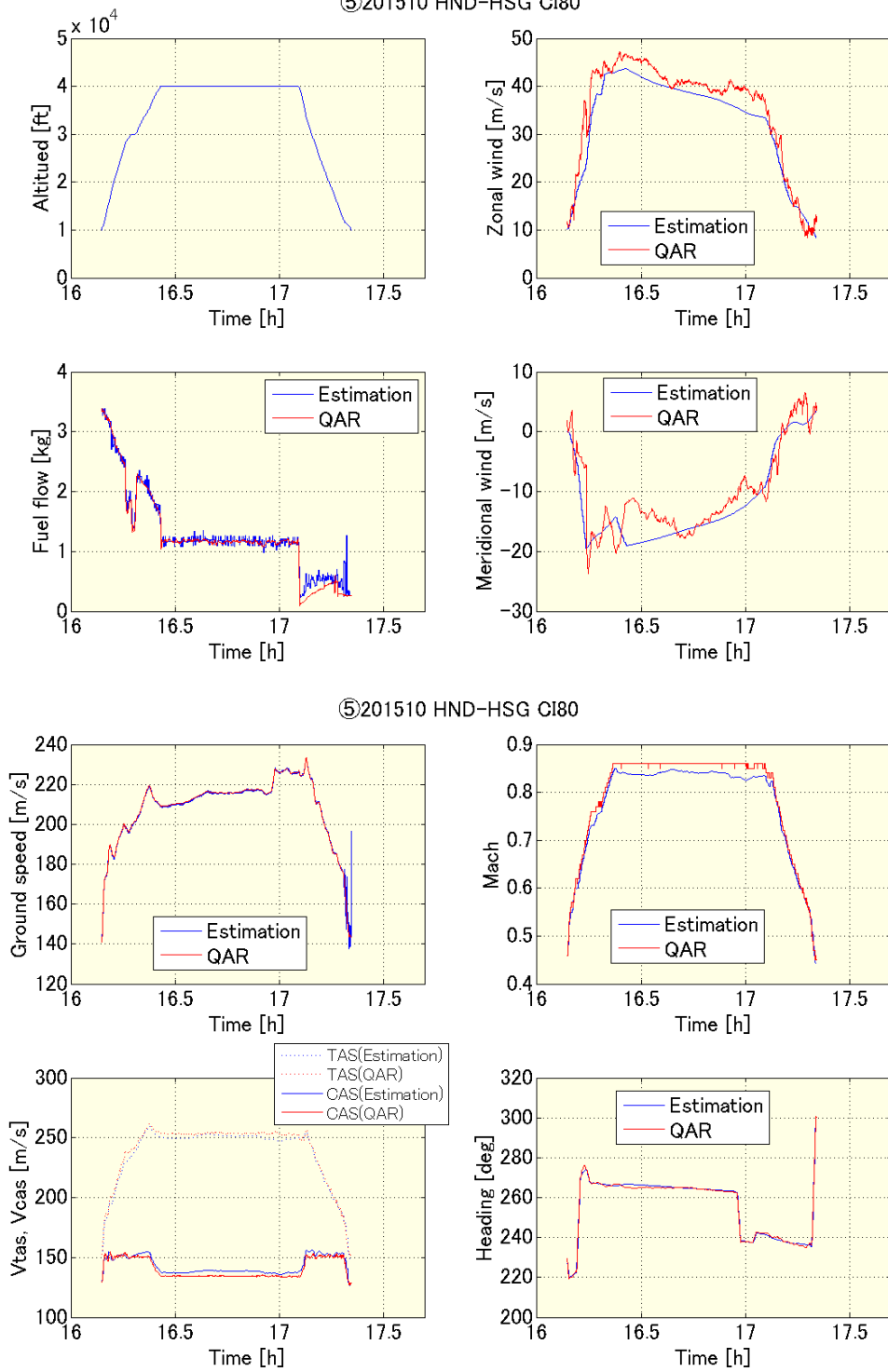


图 4-30 飛行状態推定結果(CI80)⑤

⑥201510 HSG-HND CI80

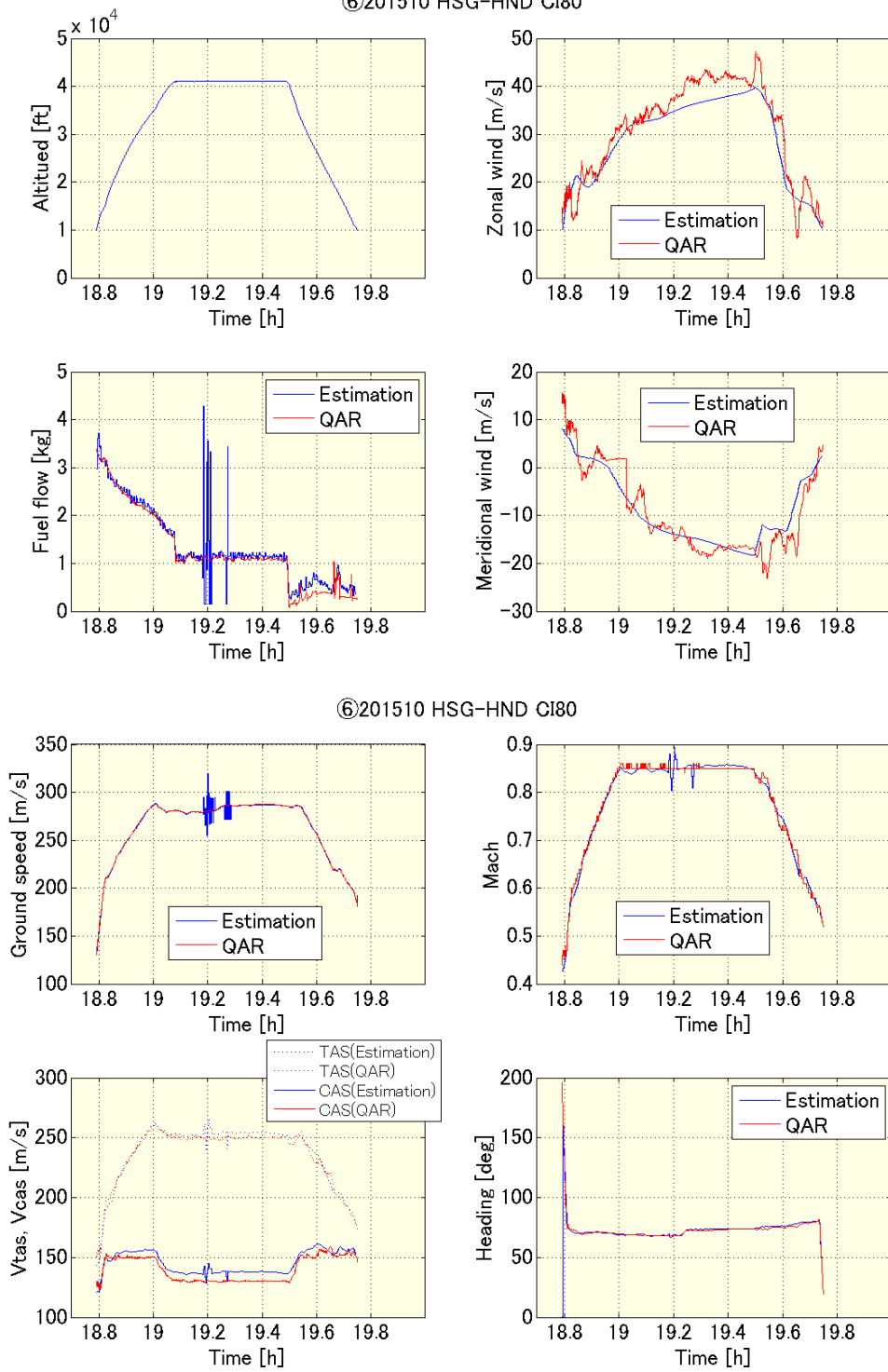


图 4-31 飛行状態推定結果(CI80)⑥

⑦201510 HND-HSG CI80

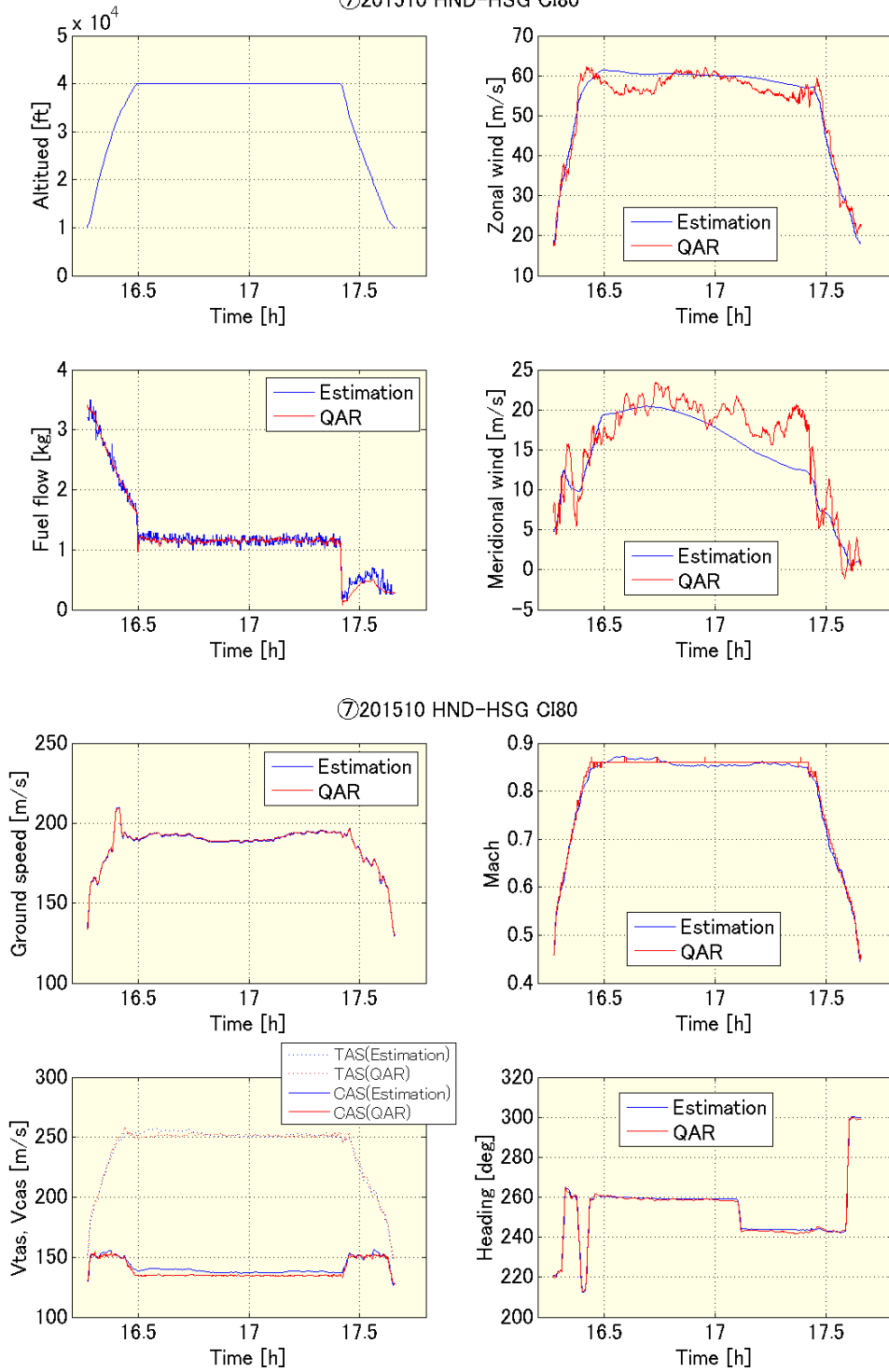


图 4-32 飛行状態推定結果(CI80)⑦

表 4-4 燃料消費量の比較

便番号	飛行データ [kg]	飛行状態推定 [kg]	差 [kg]	割合 [%]	
①	4947	5033	86	+1.74	参考値
②	2137	2238	101	+4.73	参考値
③	5176	5238	62	+1.20	
④	2159	2315	156	+7.23	参考値
⑤	5407	5596	189	+3.50	
⑥	4381	4693	312	+7.12	参考値
⑦	6133	6252	119	+1.94	

第7節 最適軌道と飛行データの比較

この節ではBADAモデルを使用した軌道最適化の計算結果と実際の飛行データを比較して、潜在便益の評価や4次元軌道予測のために第3章で説明した最適軌道生成のツールの評価を行う[32][33][34]. 図 4-33はBADAモデルの標準重量による巡航飛行における単位燃料質量あたりの飛行距離を表すSR(Specific Range)線図である. BADA Revision 3の特徴として高Mach数の空力モデルおよび高高度のエンジン推力モデルについて詳細なモデル化を避けており、多くの機種^{のSR線図において最大速度、最大高度のポイントで燃料、飛行時間のどちらを評価しても最適であるという結果になる傾向がある.}本論文で対象とする航空機においても最大Mach数 M_{Mo} 0.9, 最大高度 43,100 ftで燃料、飛行時間のどちらで評価しても最適となる. この事態を避けるために、モデルの適用範囲が飛行可能領域の内側にあると考え、巡航高度の最大値、速度の最大値は実運航を参考にして予め運用限界として与えるという便宜的な方法を採用している[35]. 本解析では飛行計画で予め定めた巡航高度を最大高度、BADAモデルによる標準Mach数0.84, 標準速度CAS310ktを最大速度と仮定して解析を行う. また、動的計画法による軌道最適化は離散化された状態変数の遷移の中から最適なものを導くため速度が振動するなど実際のFMSの軌道とは異なる. これらについては後述する.

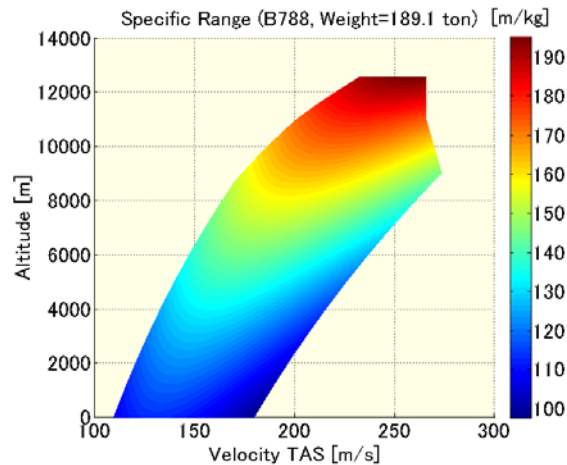


図 4-33 巡航性能 (ISA, 無風条件)

図 4-34 から図 4-47 は全ての飛行に対する CAS, Mach 数, 高度および降下経路角の比較図である。降下時の運航が羽田発佐賀着と佐賀発羽田着で異なるため, 便番号が奇数のものを掲載した後に偶数のものを掲載する。10,000 ft 以上を解析対象としているので CAS, Mach 数および高度の横軸は時間を表し, 離陸後高度 10,000ft を通過した時間を 0 とする。また, ②, ④はデータが使用可能となる巡航部分から計算する。降下経路角の横軸は降下フェーズにおける巡航高度以下の高度, すなわち佐賀着では 40,000ft を羽田着では 41,000ft を示している。青の OPT が最適軌道, 赤の QAR は飛行データを示す。

図 4-34 から図 4-37 より, ①CI20 および③CI40 における最適巡航速度は CAS, Mach 数とも飛行データとよく一致していることが分かる。図 4-38 から図 4-41 の⑤から⑦の CI80 では差が見られた。CI80 で見られた差は BADA モデルが仮定する標準速度が飛行データの値より遅いためである。②CI20 および④CI40 においても最適巡航速度と飛行データとに差が見られた。速度が標準速度より遅いことから CI80 を使用する際に起こる差とは異なる原因が考えられる。最適軌道の計算では気象データを内挿して使用する。ここでは 200hPa と 150hPa の気象データを内挿したが, 気圧を高度に換算すると 200hPa は約 39,000ft, 150hPa は約 45,000ft である。便番号が奇数のものの巡航高度は 40,000ft であり, 便番号が偶数のものは 41,000ft であることから②, ④に発生している差は気象データの内挿による誤差の影響が異なることが考えられる。すなわち, 記録されているデータ 39,000ft からより高い高度を飛行している便番号が偶数のものは内挿による誤差の影響を大きく受けていると推測される。この内挿誤差の影響についての検証は今後の課題である。

降下速度について, 羽田発佐賀着では FMS が指示した速度を維持するように, また佐賀発羽田着では FMS が生成した降下経路角に沿った降下を行うように運航が行われた。図 4-34 から図 4-40 より CI20, 40 では降下開始時に最適軌道の方が低い値を示し, 最大揚抗比となる速度により近い値を使用する。CI80 では概ね一致していると考えられる。また, 佐賀発羽田着 FMS の計算した降下角に従って運航が行われたため, 図 4-38 から図 4-40 より速度が一定でないことが分かる。降下角について, 図 4-45 から図 4-47 により FMS の指定したほぼ一定の降下角で降下していることが分かる。図 4-41 から図 4-47 より BADA モデルは Cost Index の違いにより異なる降下経路角を再現していることが分かる。

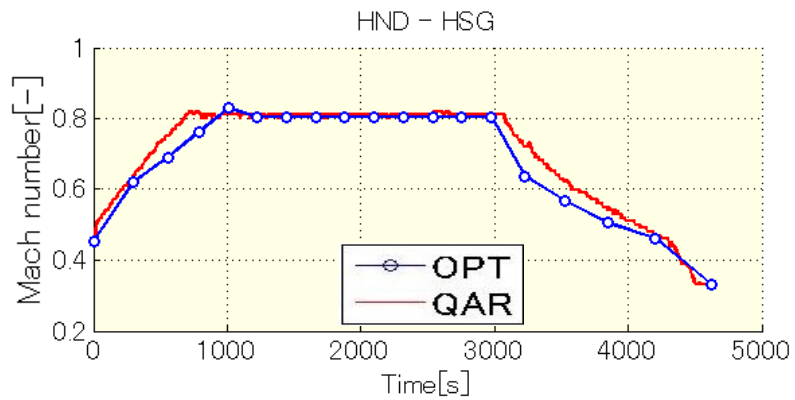
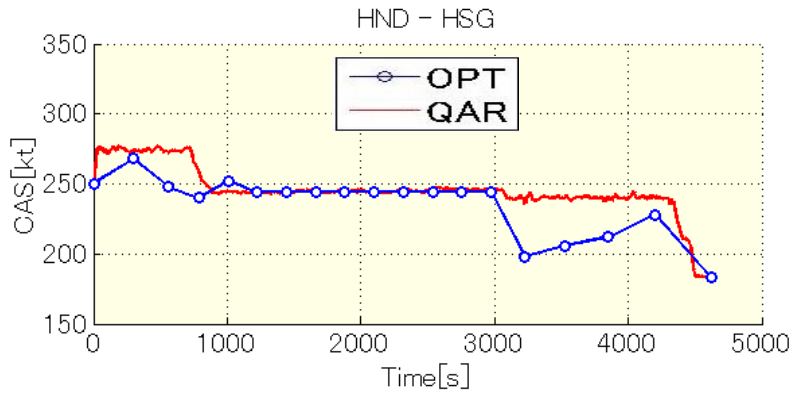


図 4-34 CAS および Mach 数の比較 CI20 ①

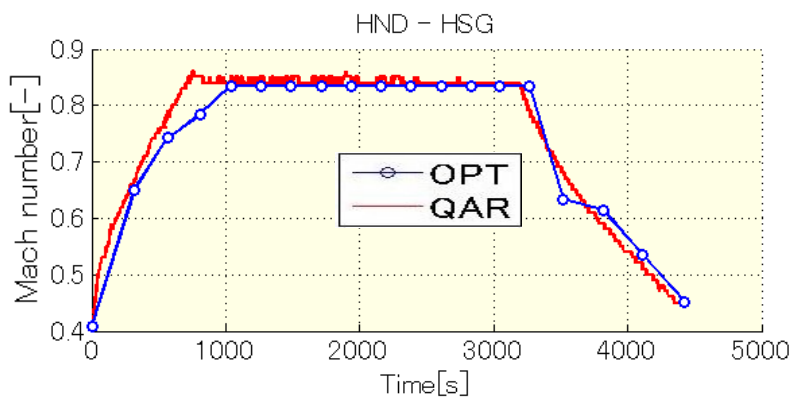
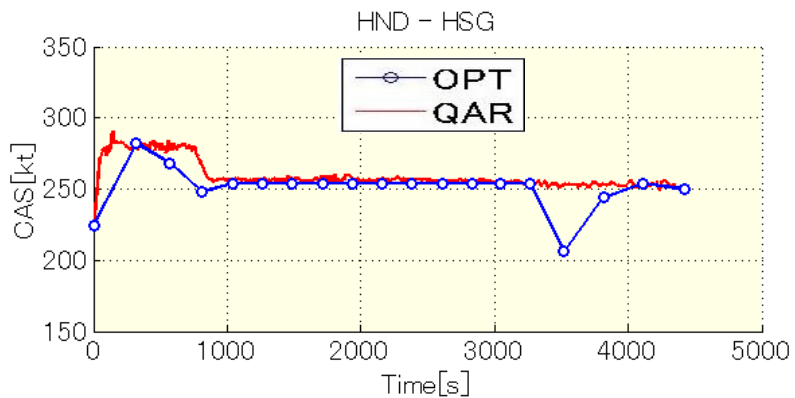


図 4-35 CAS および Mach 数の比較 CI40 ③

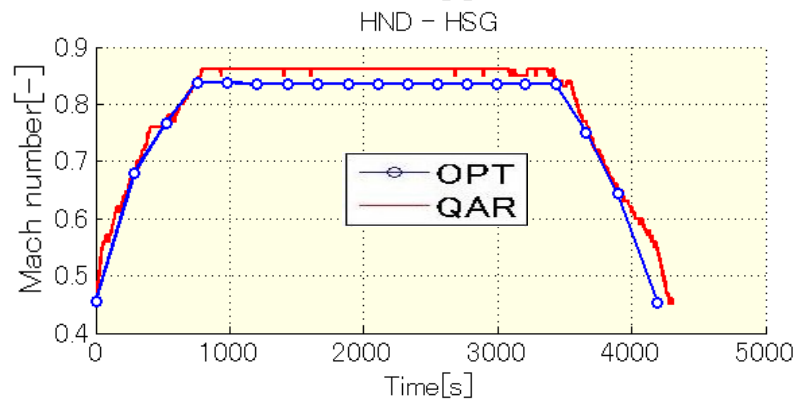
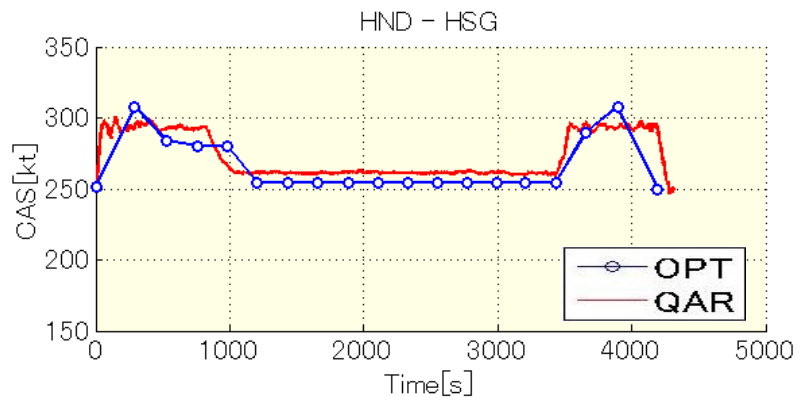


図 4-36 CAS および Mach 数の比較 CI80 ⑤

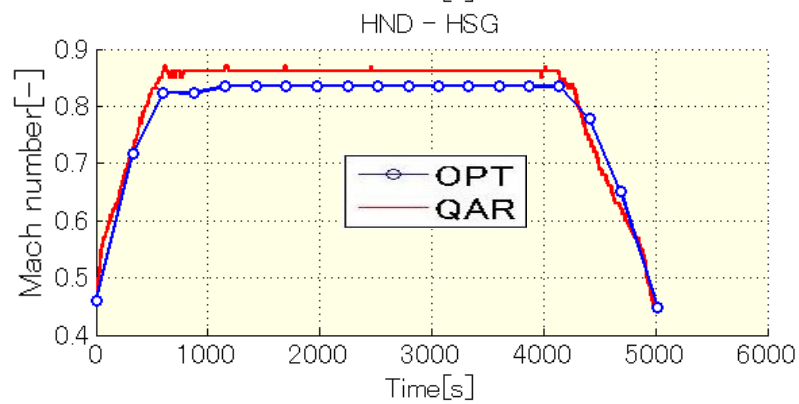
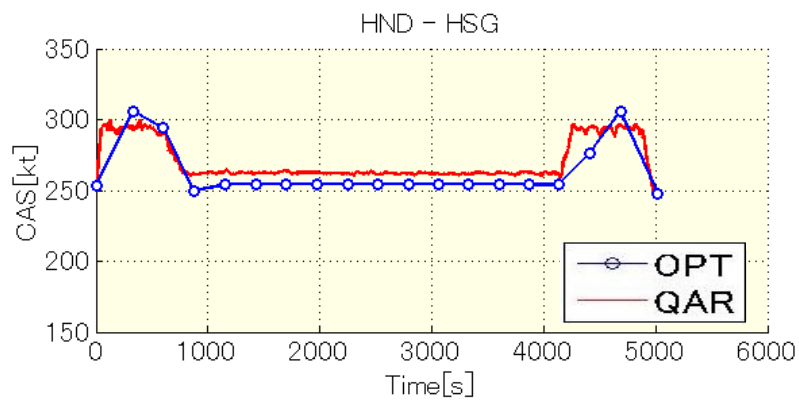


図 4-37 CAS および Mach 数の比較 CI80 ⑦

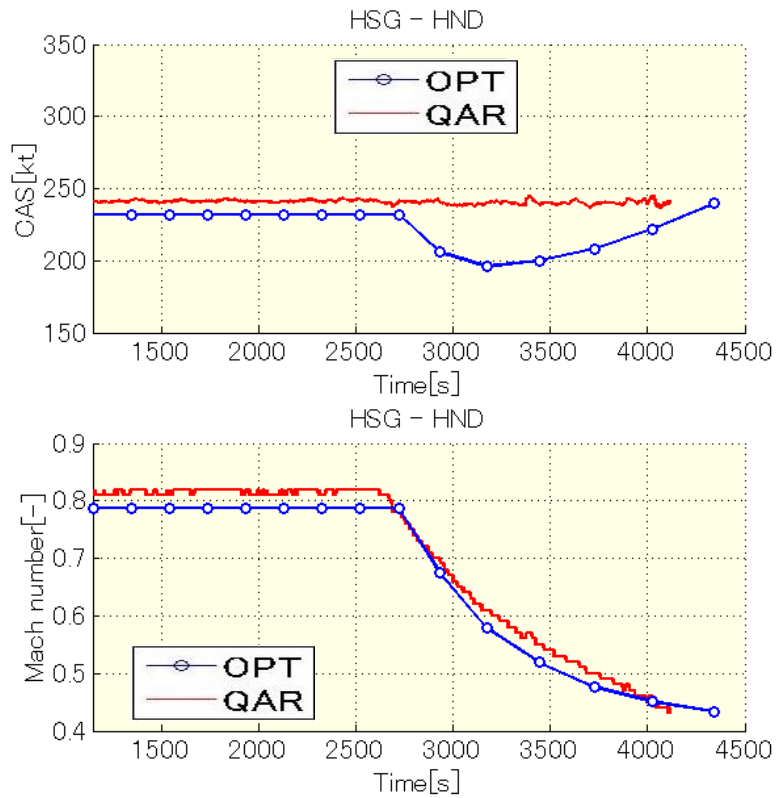


図 4-38 CAS および Mach 数の比較 CI20 ②

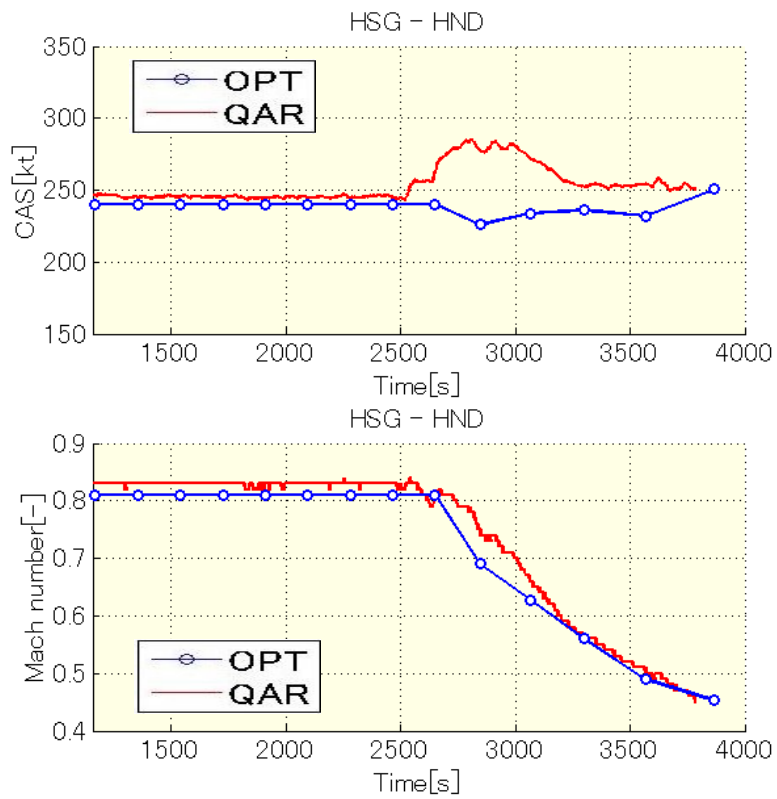


図 4-39 CAS および Mach 数の比較 CI40 ④

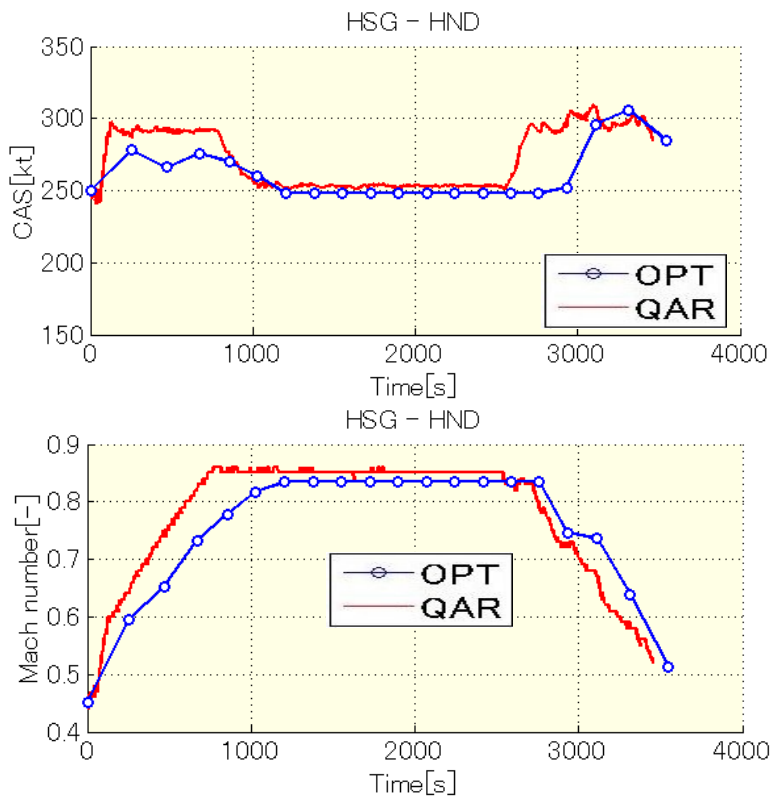


図 4-40 CAS および Mach 数の比較 CI80 ⑥

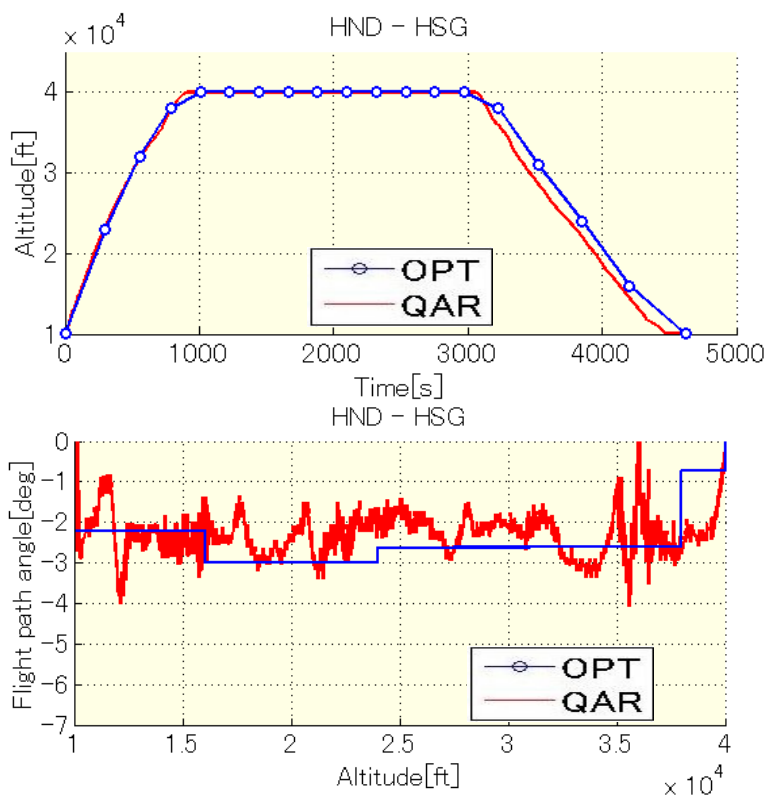


図 4-41 高度の比較と降下経路角 CI20 ①

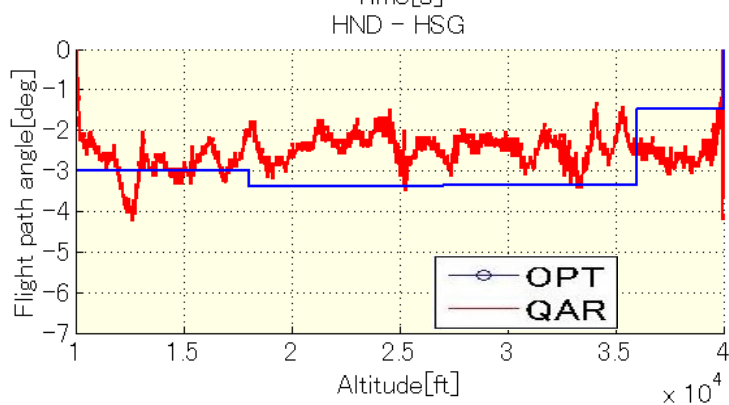
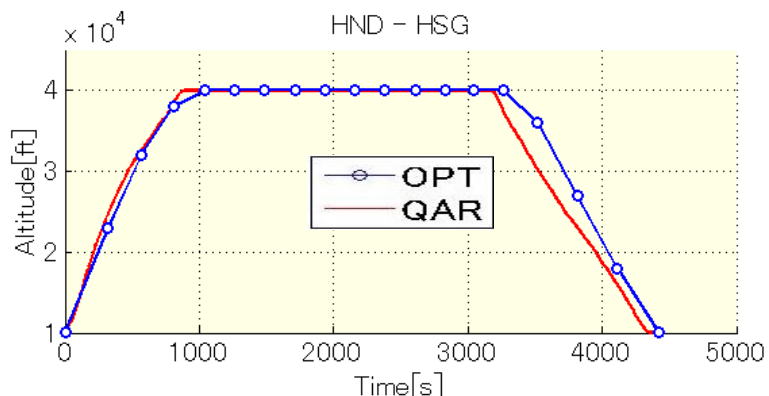


図 4-42 高度の比較と降下経路角 CI40 ③

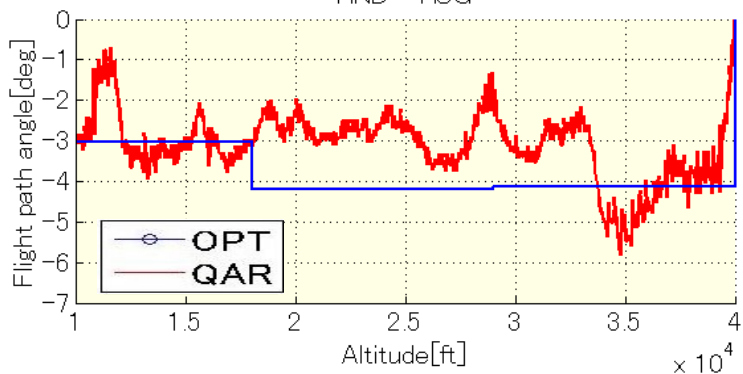
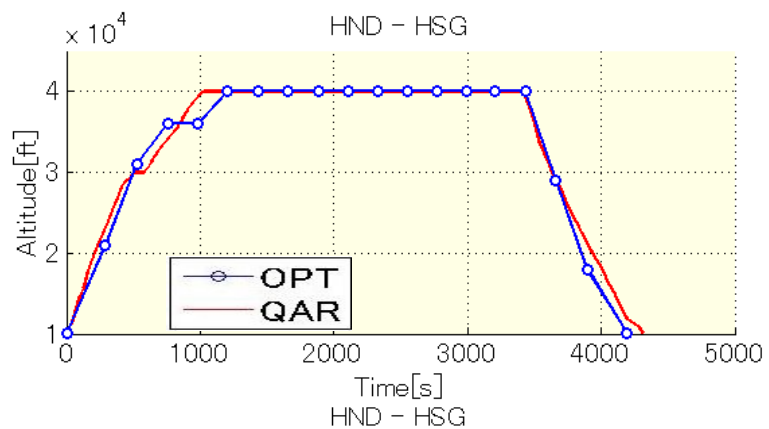


図 4-43 高度の比較と降下経路角 CI80 ⑤

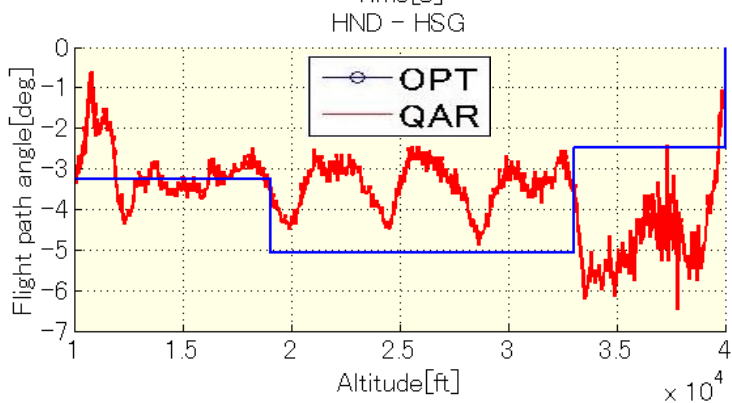
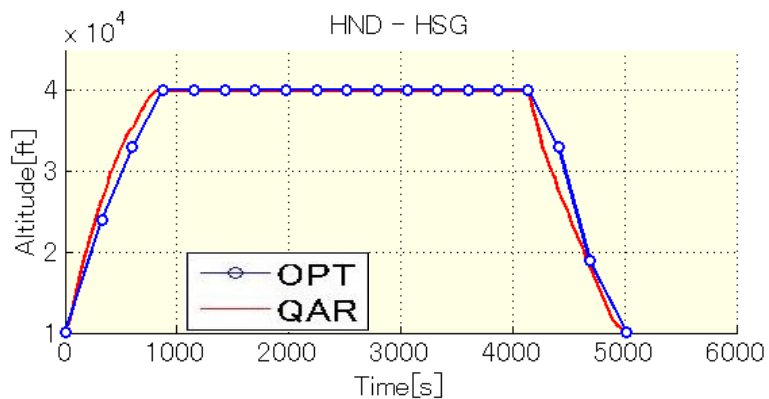


図 4-44 高度の比較と降下経路角 CI80 ⑦

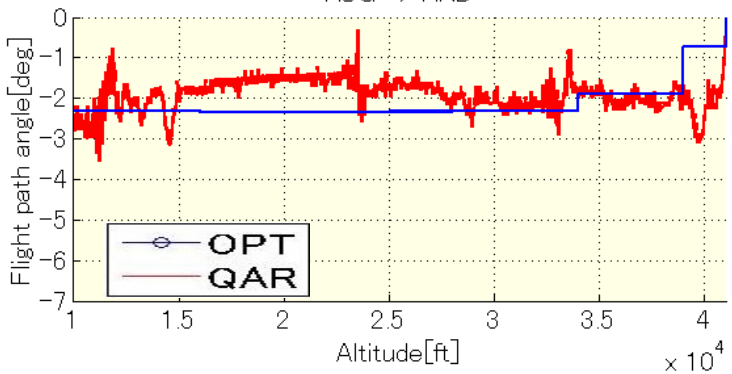
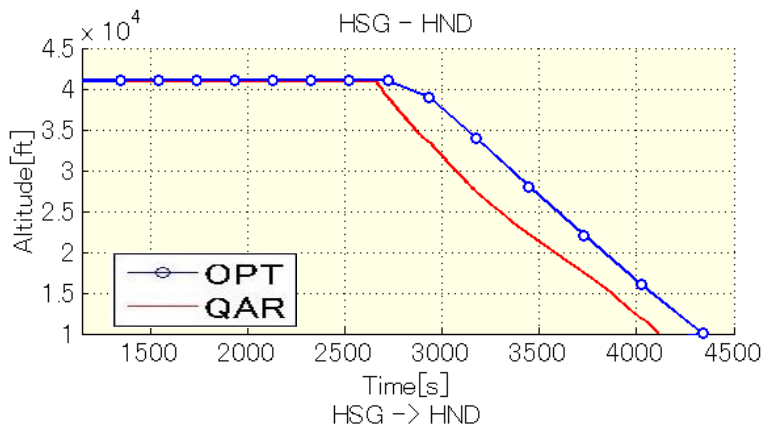


図 4-45 高度の比較と降下経路角 CI20 ②

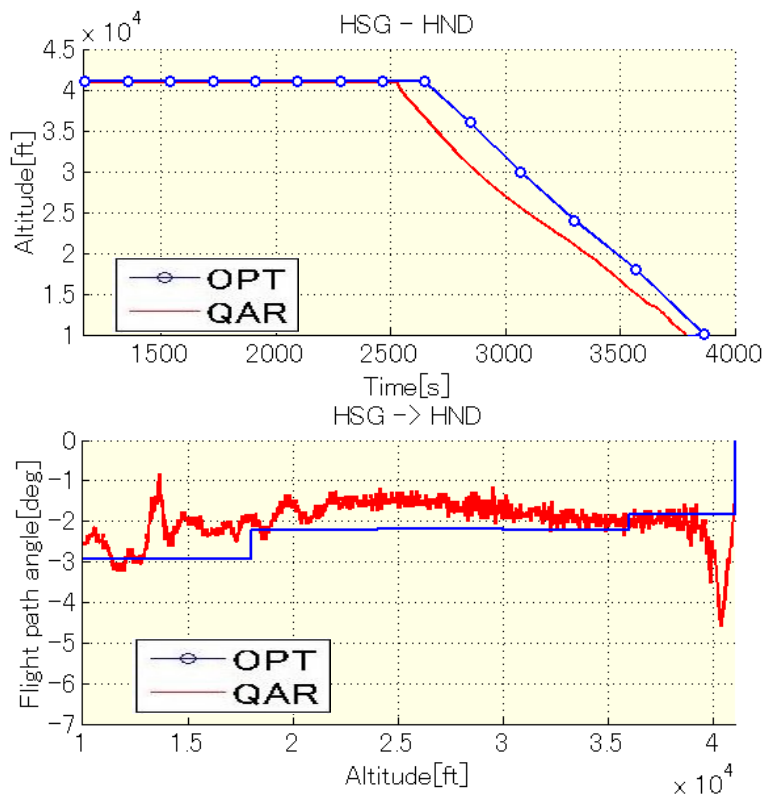


図 4-46 高度の比較と降下経路角 CI40 ④

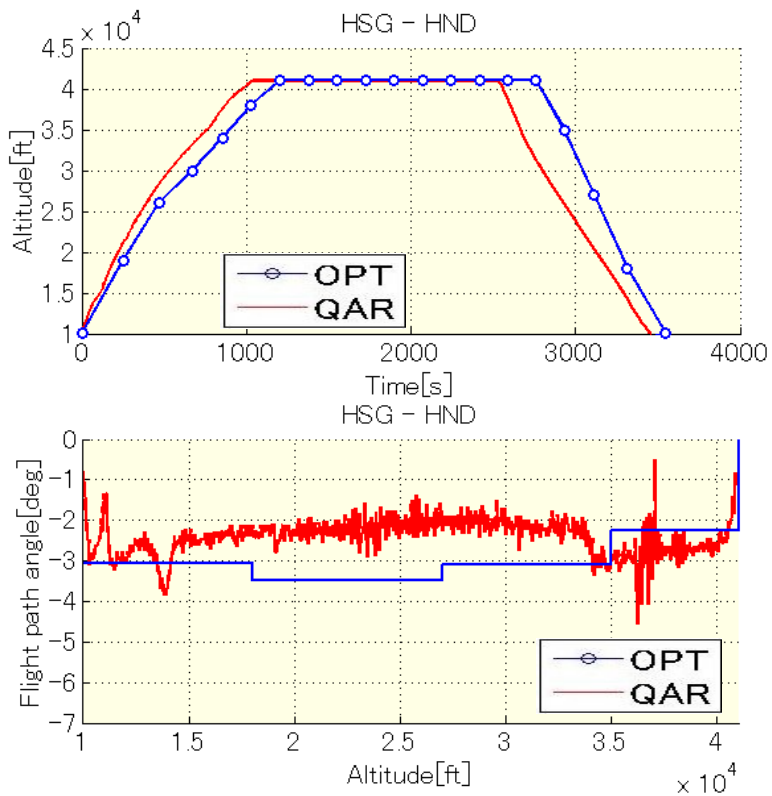


図 4-47 高度の比較と降下経路角 CI80 ⑥

次に飛行性能について検証する。図 4-48 から図 4-54 は最適軌道経路を示したものである。また、表 4-5 から表 4-7 は最適軌道の飛行距離、飛行時間、燃料消費量と飛行データの値を比較したものである。なお、②と④については上昇のデータが欠落していることから参考値として記載とする。羽田発佐賀着は全ての便において経路が異なっているが、佐賀発羽田着においては最適経路と飛行データはほぼ一致している事が分かる。表 4-5 から深夜時間帯で交通量が少ないにもかかわらず、飛行距離は最適軌道から 18~40km (2.0~4.3%) 長い。表 4-6 から飛行時間は約 120 秒短縮されるものがある一方 18~37 秒増加しているものがあった。しかしながら表 4-7 から燃料消費量を比較すると全ての便で 150~354kg (2.4~7.1%) 減少した。飛行距離を考慮すると、BADA モデルによる最適軌道は飛行時間が長くなるものの燃料消費量は少なくなる傾向がある。燃料消費量と飛行時間の関係において Cost Index の変化に対する傾向は一致するものの、速度の選択において差異があることもあり、最適軌道により飛行時間の予測を正確に行うことは困難と思われる。また、BADA モデルの使用において巡航状態を実際のフライトに合わせるなどの工夫が必要であり、飛行領域全体で精度を保証することを避けた BADA Revision 3 の限界と思われる。EUROCONTROL は、この課題に対応するために、飛行領域全体で精度を追求した BADA Revision 4 を開発し、一部に公開している。BADA Revision 4 の利用は今後の課題である。

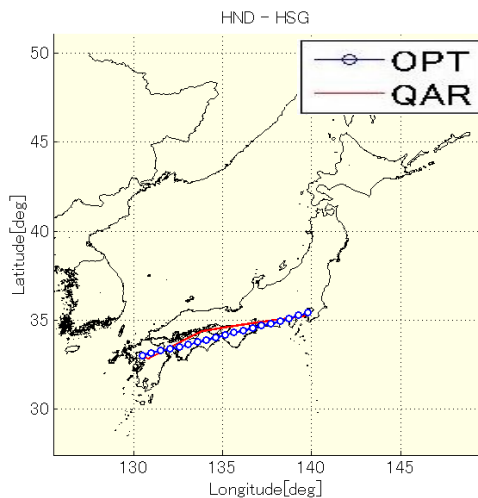


図 4-48 最適軌道 CI20 ①

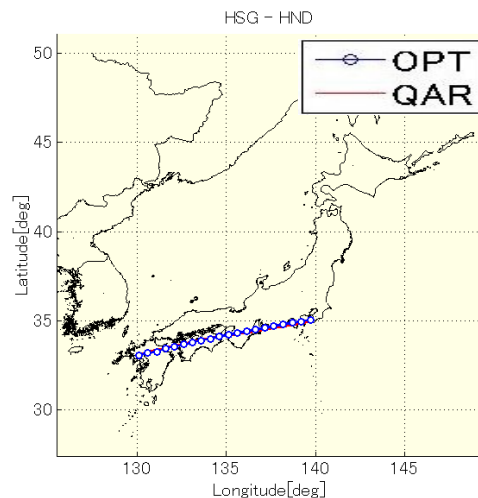


図 4-49 最適軌道 CI20 ②

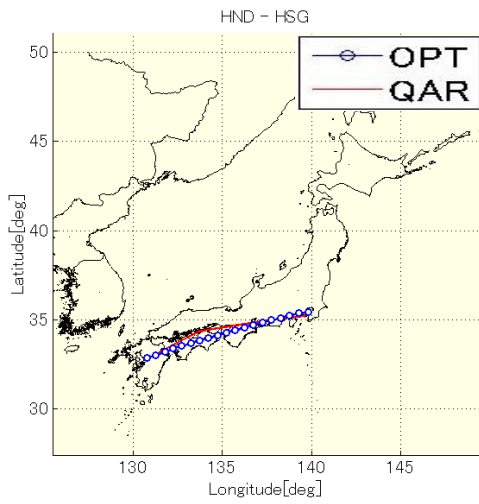


图 4-50 最適軌道 CI40 ③

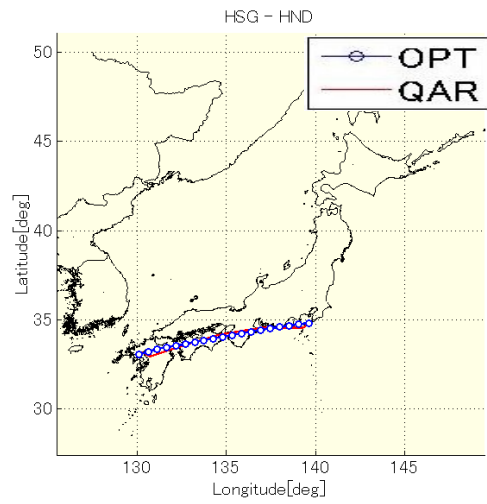


图 4-51 最適軌道 CI40 ④

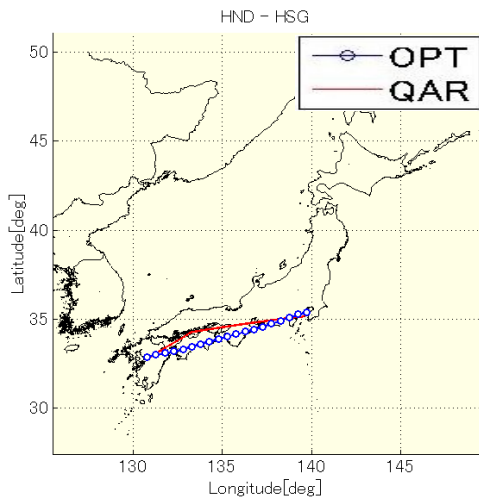


图 4-52 最適軌道 CI80 ⑤

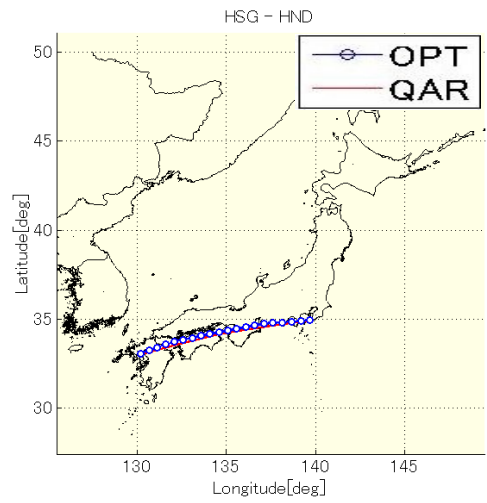


图 4-53 最適軌道 CI80 ⑥

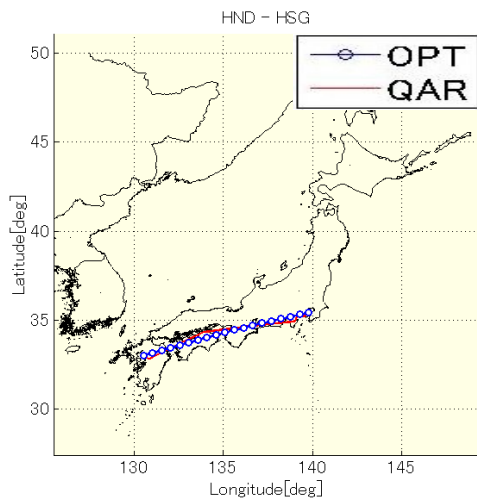


图 4-54 最適軌道 CI80 ⑦

表 4-5 飛行距離の比較

便番号	飛行データ [km]	軌道最適化 [km]	差 [km]	割合 [%]	
①	926.0	895.8	-30.2	-3.26	
②	663.0	673.6	10.7	1.61	参考値
③	899.4	881.4	-18.0	-2.00	
④	656.5	650.4	-6.0	-0.92	参考値
⑤	898.5	876.0	-22.5	-2.50	
⑥	940.7	901.1	-39.7	-4.22	
⑦	935.0	894.4	-40.6	-4.34	

表 4-6 飛行時間の比較

便番号	飛行データ [s]	軌道最適化 [s]	差 [s]	割合 [%]	
①	4582	4619	37	0.81	
②	2968	3194	225	7.61	参考値
③	4397	4420	23	0.52	
④	2618	2699	81	3.10	参考値
⑤	4315	4191	-124	-2.87	
⑥	3786	3866	80	2.12	
⑦	4998	5016	18	0.36	

表 4-7 燃料消費量の比較

便番号	飛行データ [kg]	軌道最適化 [kg]	差 [kg]	割合 [%]	
①	4947	4593	-354	-7.15	
②	2110	1968	-142	-6.75	参考値
③	5176	4929	-247	-4.77	
④	1947	1755	-191	-9.84	参考値
⑤	5407	5154	-253	-4.68	
⑥	4450	4115	-334	-7.53	
⑦	6133	5983	-150	-2.45	

第8節 まとめ

この章では、航空交通管理の研究において世界中で広く利用されている BADA モデルの精度を評価するため、燃料消費量の再現計算による直接比較を行い、さらに飛行状態推定および軌道最適化計算により得られた諸量を貨物便の飛行データと比較した。BADA モデルの精度を検証する目的を達成するため、直接評価では以下の結果を得られた。

- 燃料流量の直接評価において、燃料流量は上昇・降下時に Landing Gear, Flaps を使用している場合を除きよく一致した。
- 燃料流量誤差は全てのフェーズにおいて 0.1kg/s 以下となっており、また、燃料消費量の誤差の平均値は全体で 4% 以下であった。また、Cost Index ごとによる違いは見られなかった。
- 降下フェーズにおいて燃料流量は Clean Configuration では BADA の方が多く、Flaps, Landing Gear を使用時は飛行データの方が多いため使用時間によって誤差が生じた。

次に BADA モデルの直接評価に加え、気象データの誤差を含む飛行状態推定では以下の結果が得られた。

- 飛行状態推定において、位置情報および気象情報からおおよそ正確な対気速度を算出することが可能である。
- 正確な重量が分かれば、位置情報だけから燃料消費量を精度よく推定することができる。BADA モデルは効率的な管制を実施するために航空機の軌道を予測することを目的として開発されており、その目的は果たされていると考えられる。ただし、正確な重量を得る方法は課題である。

BADA モデルを使用した軌道最適化の計算モデルについて以下の結果が得られた。

- 軌道最適化において、飛行データの降下経路角と BADA モデルを用いた最適軌道の降下経路角が概ね一致した。
- Cost Index が小さい方が降下経路角は浅くなり、BADA モデルはこの点についても再現していた。しかし、Cost Index の変化に対する燃料消費量と飛行時間の変化の傾向は実際とおおむね一致するものの FMS のコマンド速度の選択においては差があり、飛行時間の絶対値については、Cost Index から必ずしも予測できるとは言えず、FMS の軌道生成ロジックを模擬する精度の向上等の工夫が必要である。

第5章 飛行管理装置を用いた到着時刻制御

第1節 はじめに

現在運航を行っているほとんどの航空機には飛行管理装置（Flight Management System : FMS）が搭載されており，この装置なしでは運航することが出来ないとっても過言ではない[36]．現在の航空管制では管制官がレーダーベクターを実施することにより管制間隔を距離ベースで設定する事により行われている．しかし，航空機の到着管理システムの研究においては効率的な到着管理の方法として航空機に到着時刻を割り当てるといわれる時刻ベースでの管制間隔の設定することで効率が向上する見込みが示されている[37]．本論文の第6章および第7章で議論する到着機制御あるいは到着時刻管理においても，全体を調整して定められた到着時刻を実現する必要がある．到着時刻管理を実現するために FMS の RTA(Required Time of Arrival)機能の使用が不可欠である．RTA 機能とは Waypoint の通過時刻を入力すると指定時刻を達成するように速度を調整する機能のことである．FMS を到着管理の System に組み込む運用では RTA 機能が実現可能な時間を把握し，風による誤差など RTA 機能の誤差を認識し，誤差を考慮に入れて制御する必要がある．このように FMS の機能を理解し地上で機能を再現できるモデルの構築が不可欠である．しかし，FMS の最適化アルゴリズムやデータは開示されていない．また，RTA 機能における到着時刻制御の精度も重要である．

この章では FMS の生成する最適軌道と RTA 機能の精度について検証する[38]．第2節で飛行管理装置の機能を紹介する．第3節で FMS の機能の一つである RTA 機能の能力について電子航法研究所の FMS シミュレータを使用して検証を行う．次に予想風と実際の風の誤差を入力しその耐性について検証する．第4節では FMS が生成する飛行コマンドのモデル化を行う．

第2節 飛行管理装置 (FMS)

FMS は FMC(Flight Management Computer)と CDU(Control Display Units)で構成されている。パイロットは CDU を操作することで FMC に様々な情報を入力する。FMS には「航法」, 「性能」, 「燃料モニター」, 「コックピット計器へ表示」の 4 つの機能が装備されている。これらの機能を実現するために FMS は空港, Waypoint, 航空無線施設, 航空路, 出発方式, 進入方式等の航法に関するデータと航空機固有の抵抗値やエンジンの劣化を示す値, 最大上昇高度を決定するファクター等の性能に関するデータを収納したデータベースを所有している。ここで, Waypoint とは航法で使用する公示された地点であり, 緯度経度, 航法無線施設, 航法無線施設からの方位および距離, 複数の航法無線施設からの距離もしくは方位で定義されるものを言う。

通常の運航では航法のデータベースを使用して飛行計画経路を入力する。上空の航空路のみならず出発時に使用する滑走路, 標準計器出発方式 (Standard Instrument Departure : SID)⁵, 標準到着経路, 計器進入方式, 着陸滑走路および進入復行方式を入力することが可能であり, これら入力された経路を Navigation Display に表示する。また, 管制から指示があった場合には飛行計画経路を変更することが可能である。上空の予想風が入力されていれば Waypoint の予想通過時刻が表示される。

FMS はそれぞれの経路に応じて必要な航空無線施設を自動で選択, 受信を行いそのデータをコックピットの適切な画面に表示する。また所定の航法精度が要求される航路を飛行する場合には必要な航法精度を監視し, 航法精度が要件を満たさないと判断した場合は警報を発する機能を有している。また, 水平方向のみならず垂直方向も監視している。標準出発方式に設定された高度の制限や管制から指示された高度を FMS に入力した際に当該制限高度を満足できない場合にはパイロットに注意を促す機能が備えられている。

性能に関する機能は全ての飛行フェーズで使用できる。出発時には航空機の零燃料重量, 重心位置, 離陸 Flaps 角, 地上風, 滑走路状態および傾斜を入力すると計測された外気温, 気圧を元に離陸速度, 離陸推力, 水平安定板の角度を計算しコックピットの適切な画面にその数値を表示する。また上空では現在の重量から導かれた燃料消費量が最適となる高度と各地点の風が入力されていれば飛行計画経路全体を通して燃料消費量が最適となる高度を表示する。また, 着陸前には使用する Flaps 角と重量を使用し着陸速度を計算する。巡航速度は Cost Index を入力することで飛行時間と燃料とのバランスを考慮し計算される。表 5-1 はボーイング機の入力可能な Cost Index を表しており, 負の値は入力できない[39]。

⁵ SID とは Standard Instrument Departure の略であり, 計器飛行方式で飛行する航空機が使用する出発滑走路から航空路までを繋ぐ経路のことである。

表 5-1 ボーイング機の Cost Index 入力可能値

Airplane Model	737-300 737-400 737-500	737-600 737-700 737-800 737-900	747-400	757	767	777
Cost Index Range	0-200	0-500	0-9999	0-999 or 0-9999	0-999 or 0-9999	0-9999

燃料モニター機能は計測燃料量と搭載燃料量からエンジンの燃料流量を時間で積分したものを引いた値との比較を行っている。また、到着地や経路上の地点における予想残燃料量を CDU に表示する。以上が FMS の主な機能の紹介である。この章では時刻ベースでの到着管理のキーとなる RTA 機能について検証する。

RTA 機能とは FMS にある Waypoint の通過時刻を入力すると FMS は速度を変更することで指定した到着時刻を満足するように飛行機を制御する機能である。通過時刻の入力はある一点の時刻だけでなく、指定時刻以前、またはそれ以降と言った入力も可能である。前述の通り速度は CI で決定されるが RTA 機能は CI の値に関係なく条件を満たすよう速度を決定する。また使用する速度の範囲も入力することが可能である。通常の運航では最大速度は最大運用速度から余裕分を減じた速度であり、最小速度は失速速度を 1.3 倍したものに余裕分を加えたものである。従来の FMS は巡航フェーズでの速度変更で RTA を満足するように制御していたがボーイング 737 NG や 787 等の一部機種種の FMS では上昇、巡航、降下の全ての飛行フェーズにおいて速度を制御することが可能となり、実現できる到着予定時刻の幅が従来のものから広がっている。予想到着時刻は Update されておりそれに合わせて速度も変化する。また、指定した時刻に到着できない場合はパイロットにその旨の表示を行う。

第3節 RTA 機能の検証

第1項 RTA 機能

RTA 機能はその基本的な構造は共通していると考えられるが、FMS のメーカーによって RTA 機能を使用できる範囲や風の乱れ等による到着時刻の精度の違いなど一部異なっている[40]。また具体的な制御ロジックはメーカーから開示されていない。

RTA 機能のコンセプトについて文献[41]にその一部が紹介されている。これによれば、RTA 機能は指定した到着時刻を達成するために速度の修正を行うが、それは ETA(Estimation Time of Arrival)と RTA の差によって実施され、Control Dead Band と呼ばれる不感帯を設けて間欠的に行われる。図 5-1 は Legacy Control Dead Band を表している。すなわち、ETA と RTA の差が定められた範囲を超えると約 5kt の修正が行われる。この Control Dead Band は許容誤差である RTA tolerance によって変動する。ただし、ここで紹介されているロジックは従来型の B737 型機に搭載されているものであり、最新

のものは必ずしもこの Control Dead Band には従わないと記述されているが，RTA 機能を分析する上で参考とすることができる[42]。FMS の RTA 機能を解析することで，到着時刻の精度はもとより全ての飛行フェーズで RTA 機能を使用できない機体の到着時刻の制御を地上と協調して行う上で参考となる。

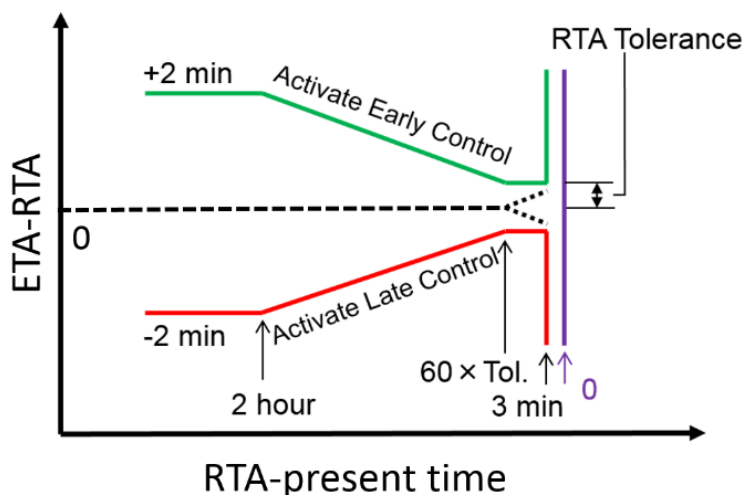


図 5-1 Legacy Control Dead Band

第2項 FMS シミュレータ試験の概要

この節では図 5-2 に示す電子航法研究所が所有する B738 FMW(Flight Management Workstation)を使用したシミュレーションを実施し，FMS の RTA 機能の性能について調査・分析を行う。この機材は実際のボーイング 737-700 に搭載されている GE Aviation 社製の FMS のソフトウェアを内蔵するシミュレータである。このシミュレータでは FMS が使用する予想風を FMS に入力することが可能であると同時に機外大気設定を行うことが可能である。すなわち FMS の予想風と大気の状態に誤差があるときの状況を再現することが可能である。

シミュレーションは国内線の飛行を想定し，図 5-3 に示す福岡空港から東京国際空港への標準的な経路を設定する。始点は SID の終点であり，SID から航空路へつながる遷移経路の始点である YOKAT Point とし，終点は STAR の始点である ADDUM とする。



図 5-2 B737 FMW の概観 (電子航法研究所所有)

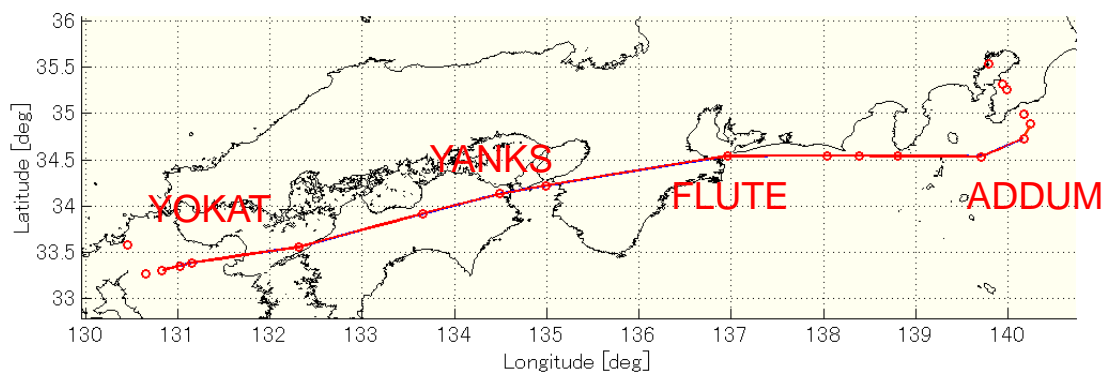


図 5-3 福岡空港から東京国際空港への経路

RTA 機能の設定可能範囲

この実験で使用する B737-700 型機の FMS では 1 秒単位で RTA を入力することが可能である。ここでは RTA の設定可能な範囲を調査するための記録を行う。RTA を指定する Waypoint は ADDUM とする。

図 5-4はCI25に設定したときのCDUのRTAページに表示されるRTA FIRSTとLASTの値を記録しプロットしたものである。ここでRTA-earlyが設定可能な最も早い到着時刻であり、RTA-lateが設定可能な最も遅い到着時刻である。またCI=0,50,100,250,500に設定したときの到着時刻を一致させた場合のETAとの差もプロットした。

この図から設定可能なRTAの範囲はほぼ線形に減少し、降下フェーズにおいては更に小さくなる。また、RTAを遅く設定する方はCI0を入力したときよりも到着時刻を遅らせることができる。これはFMSが負のCost Indexをコマンドしていることを意味している。CI0は燃料消費量が最少となる飛行であるが、RTA機能は燃料消費量が増加しても到着予定時刻を満足するように制御することが分かる。また、CI0を入力して運航して

いる航空機に対しても到着予定時刻より遅い時刻を指定することが可能であることが分かる。

また、この図より Initial Point においては約-200秒から約+600秒まで調整することが可能であることが分かる。またフィックス離脱時刻の指定による航空交通流管理方式 (SCAS) において離脱フィックスに指定されている FLUTE では約-120秒から約+330秒であり、フィックス離脱時刻の制御を行った後も約400秒以上も制御可能である事が分かる。また、FLUTE は ADDUM より約150NMの地点であるが約250NMの地点である YANKS においては約-170秒から約+470秒まで幅を広げることが可能である。

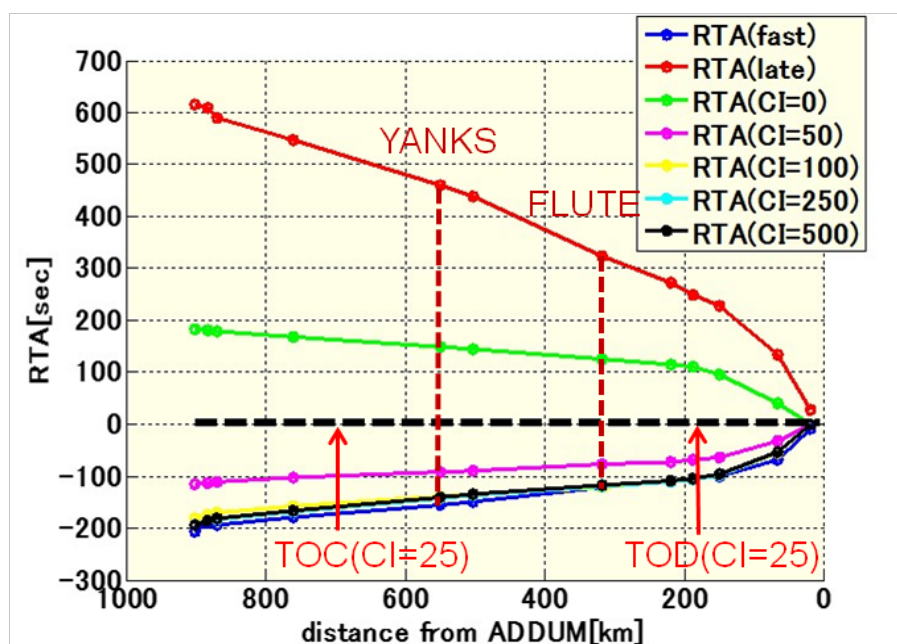


図 5-4 CI25 の飛行に対する ETA の差

風の誤差に対する耐性

到着時刻の精度に最も影響を及ぼす要因として風の乱れが挙げられる。予想風と実際の風は異なり、この風誤差に対する耐性が RTA 機能において重要である。ここでは RTA の制御精度について調査する。RTA をある時刻に設定し、模擬した偏西風と FMS に入力した予想風の間で誤差を含んだ状況でデータ取得を実施する。最初に風の誤差を一定の割合で与え、RTA 機能が RTA に到着するようどのように制御するかを検証する。次にある高度帯で風の値を変化させた場合にどのような制御を行うかを検証する。

風の誤差を一定の割合で与えた場合

図 5-5 は偏西風を模擬したデータを示しており、これを機外大気として設定する。FMS は巡航、降下フェーズに風向風速を入力することが可能であり、降下フェーズでは選択した 3 つの高度で風情報を入力することが可能であることから表 5-2 に示す予想風を FMS に入力する。ここでは風向は全て 270°で統一し、風速を風データの基準値

に基づいて入力する。また RTA 機能の最大限の性能を見るため、RTA tolerance は最小値である 5sec を入力する。

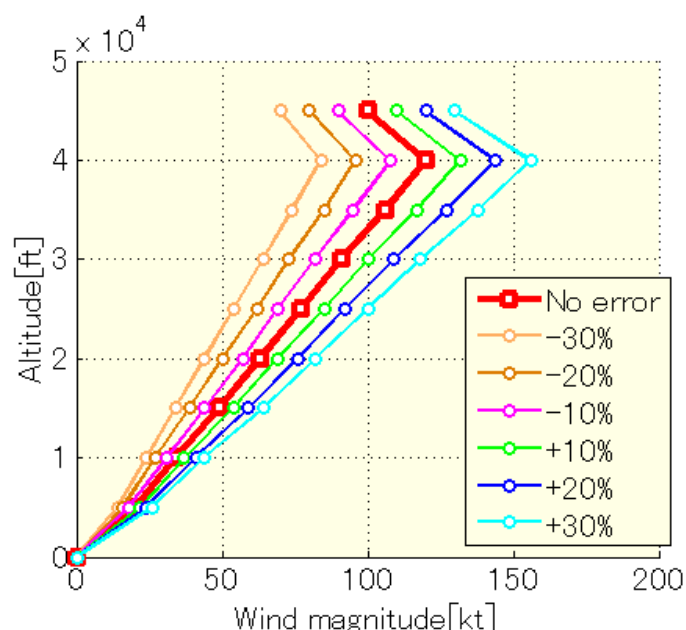


図 5-5 機外大気設定における偏西風の入力値

表 5-2 FMS に入力した風

高度	風向[deg]	風速[kt]	飛行フェーズ
41000	270	116	Cruise
40000		120	Descent
30000		91	
10000		34	

表 5-3 から RTA は風の誤差に関わらず実際の到着時刻 (Actual time of Arrival : ATA) との差は最大 12 秒以内で制御されていることが分かる。しかし、数件の結果は RTA-ATA が RTA tolerance である 5sec を超えているにも関わらず CDU の表示は「ON TIME」のみであり、唯一 12 秒の誤差が発生したケースのみ「LATE 00:12」の表示となった。なお、「ON TIME」となる閾値は解明できなかった。

図 5-6 は RTA を実現するために FMS が制御を行った結果を示している。誤差が大きいほど制御する速度の幅が大きくなっていることが分かる。また巡航フェーズよりも降下フェーズにおいて速度の幅が大きいことが分かる。これは上空においては最大速度と最小速度の幅が小さく、制御できる速度の幅が小さいことによる。すなわち、降下フェーズの速度の調整をいかに行うかで調整幅が大きく変わると言える。

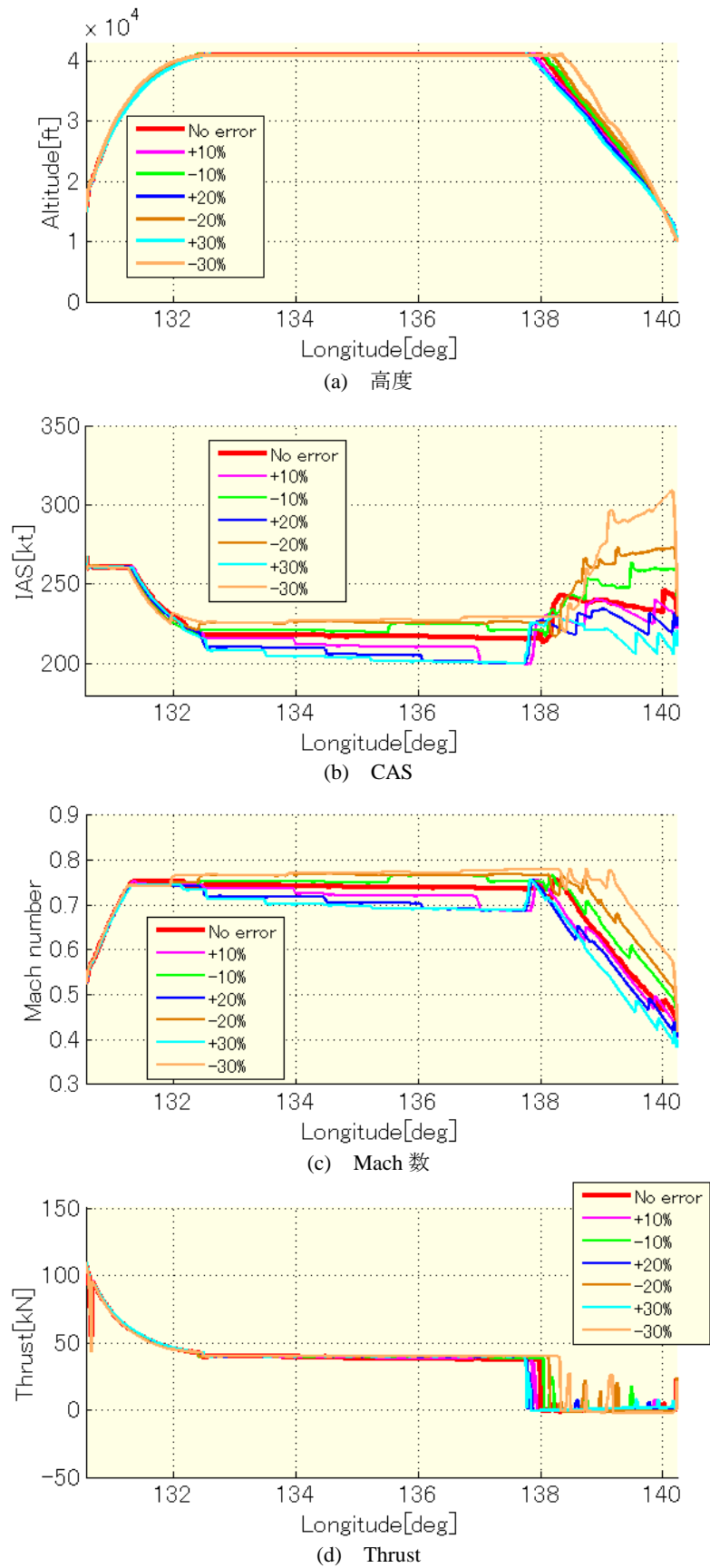


図 5-6 風誤差を含んだ時の RTA 機能が制御した飛行データ

表 5-3 RTA の制御結果

RTA	風誤差	ATA-RTA[sec]	Time ERROR
ETA+100sec	誤差なし	9	ON TIME
	+10%	12	LATE 00:12
	-10%	10	ON TIME
	+20%	1	ON TIME
	-20%	0	ON TIME
	+30%	4	ON TIME
	-30%	3	ON TIME

高度帯で風の値を変化させた場合

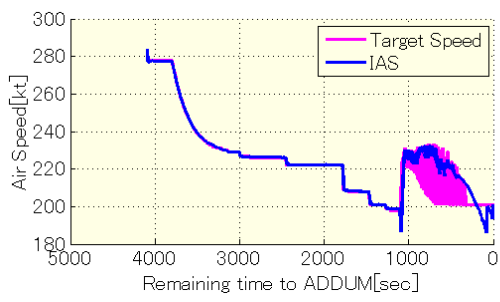
次に高度帯で風の値を変化させた場合について検証する。ここでは RTA 機能における到着時刻制御のみならずロジックの分析についても行う。FMS の予想風の入力を見無風状態とし、実際の風としてシミュレーション上の機外大気設定に入力していくつかのパターンを設定する事で、FMS の風情報に大きな誤差情報が含まれている状況を作り出す。また RTA tolerance は前述と同様に 5sec とする。

表 5-4 よりほとんどのケースで RTA の誤差が 10 秒以内となっており、高い水準で所望の到着時刻を実現できた。図 5-7 から図 5-10 より ETA の推移をみると、おおよそ Control Dead Band のロジックに従って速度修正が行われていることが分かる。しかし Case1-2 のように ETA を早める修正、すなわち速度を大きくする修正においてはバンドから外れていなくとも速度修正が開始されており、改良されたロジックが組み込まれていると考えられる。また Case1-2 は RTA の誤差が大きくなっているが、これは速度が降下開始手前で速度の上限に達してしまっただけのためこれ以上速度の修正ができない状況となっているためである。

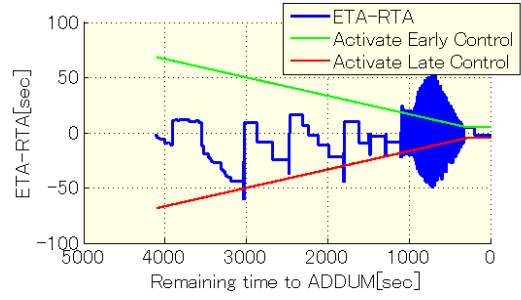
以上のことから全フェーズの RTA 機能を装備した機体は、到着時刻を指定した場合に高い精度で実現することが確認できた。

表 5-4 風の設定と RTA の誤差

Case	機外大気設定の風速[kt] (風向[deg])				ATA-RTA[s]
	45000-30000ft	30000-20000ft	20000-10000ft	10000-0ft	
1-1	40 (270)				0
1-2	40 (90)				58
2-1	0	40 (270)	0	0	9
2-2	0	40 (90)	0	0	-6
2-3	0	0	40 (270)	0	-6
2-4	0	0	40 (90)	0	4

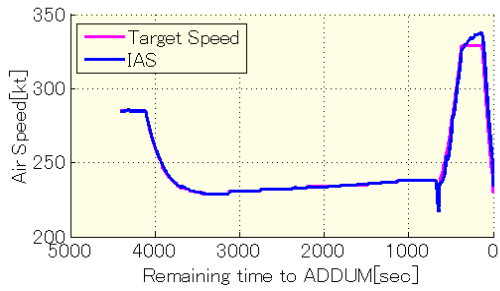


(a) IAS

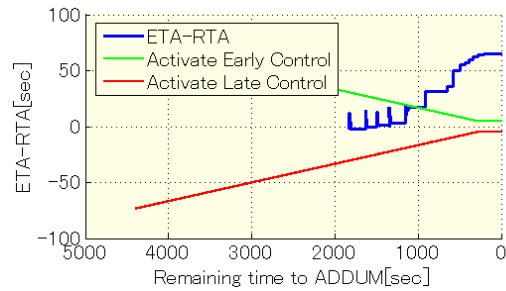


(b) ETA-RTA

図 5-7 速度と ETA の時間履歴(Case1-1)

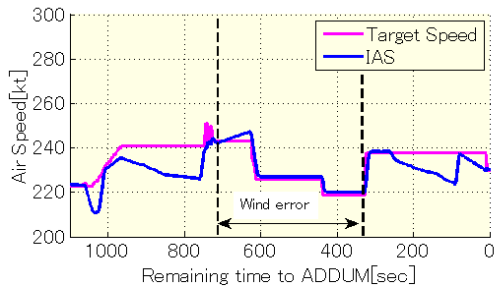


(a) 速度

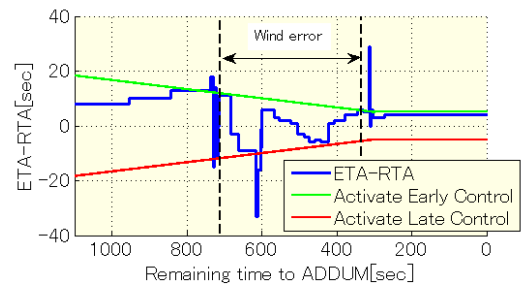


(b) ETA-RTA

図 5-8 速度と ETA の時間履歴(Case1-2)

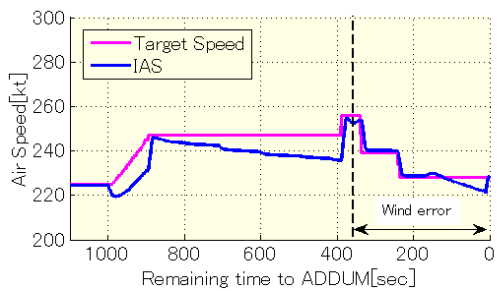


(a) 速度

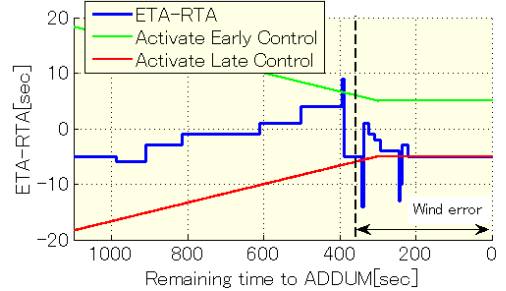


(b) ETA-RTA

図 5-9 速度と ETA の時間履歴(Case2-1, 降下区間のみ)



(a) 速度



(b) ETA-RTA

図 5-10 速度と ETA の時間履歴(Case2-3, 降下区間のみ)

第4節 FMS が生成する飛行軌道のモデル化

第1項 概要

全フェーズの RTA 機能を装備した機体は、到着時刻を指定した場合に高い精度で実現することが確認できた。しかし、この機能を装備していない機体については地上と機上で協調して到着時刻を制御する必要がある。FMS のコマンドに相当する指示を地上から行うことが考えられるが、運航効率の最適化すなわち燃料消費量を最少にしながら指示を行うためにここでは FMS の RTA 機能の再現について検討する。

到着時刻を地上側が指示する場合、各機体の時間調整幅や性能を考慮して適切に到着時刻を調整することが必要である。そのためには FMS の飛行計画および飛行軌道生成の機能を地上側が再現できることが重要となる。FMS は CI をパラメタとして飛行軌道を最適化するので、地上も FMS と同様の条件を与えて最適化することによって同様の軌道を生成することが考えられる。

軌道最適化の方法は様々あるが、本論文で紹介した動的計画法を用いた軌道最適化では離散化された状態変数の遷移の組み合わせの中から最適なものを探索するため、速度が頻繁に変化するなど実際の飛行軌道として使用するには難しい側面がある。そこで、この節では FMS の飛行計画に類似した最適軌道を得るために、FMS が生成する飛行コマンドを参考にし、CAS あるいは Mach 数をなるべく一定とするモデルを定義する。本論文ではこれを Three Parameter Model(TPM)と呼ぶこととする。FMS による飛行コマンドは国内線のような重量及び気象に大きな変化がない場合、基本的にフェーズごとに一定の速度を維持する。これらのことから3つの速度パラメタで単純化する。すなわち①上昇 CAS、②巡航 Mach 数、③降下 CAS でモデル化する。なお、推力は上昇では BADA の Max Thrust、降下は BADA の Descent Thrust を前提とする。

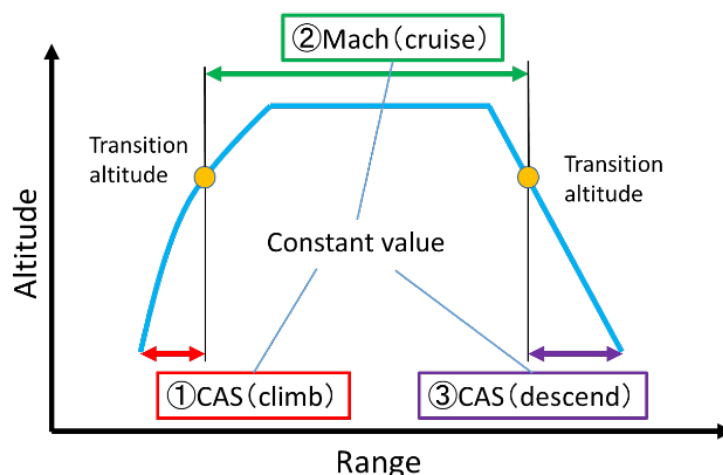


図 5-11 Three Parameter Model の軌道モデル

第2項 Three Parameter Model (TPM)

Three Parameter Model について説明する. ここでは質点近似の運動モデルを使用する. 横方向の運動は考慮せず垂直方向の運動のみを扱う. 航空機の性能モデルには BADA Revision3.11 を使用する.

運動方程式は以下の式で表される. ここでは, 風の変化によって見掛けの力が働く機体周囲の大气に固定した動座標系により運動を表す. W_s は水平成分のみと仮定した風の機首方位成分であり, x は対地速度の機首方位成分である.

$$L = mg \cos \gamma_a \quad (5.1)$$

$$F = D + mg \sin \gamma_a + m \frac{dV_{TAS}}{dt} + m \frac{dW_s}{dt} \cos \gamma_a \quad (5.2)$$

$$\frac{dx}{dt} = V_{TAS} \cos \gamma_a + W_s \quad (5.3)$$

$$\frac{dh}{dt} = V_{TAS} \sin \gamma_a \quad (5.4)$$

推力は上昇では BADA の Max Thrust, 降下は BADA の Descent Thrust を使用すると以下の式で表される.

$$F_{max} = C_{Tc,1} \left(1 - \frac{h_p}{C_{Tc,2}} + C_{Tc,3} h_p^2 \right) \quad (5.5)$$

$$F_{des} = C_{Tdes} F_{max} \quad (5.6)$$

ここで $C_{Tc,1}$, $C_{Tc,2}$, $C_{Tc,3}$, C_{Tdes} は BADA のパラメタである.

本モデルにおける軌道最適化は扱うパラメタが 3 つの組み合わせ最適化問題となる. この節では勾配法を用いて最適なパラメタを選択する. 評価関数は前述の式(3.26), (3.27)である.

第3項 シミュレータデータとの比較

Three Parameter Model とシミュレータで得た軌道を比較し, その妥当性を確認する. また, 動的計画法で得られた軌道も合わせて比較評価する. 表 5-5 に計算条件を示す. ここで, 動的計画法では独立変数・状態変数の離散化による積分誤差の影響を抑制するために表 5-6 に示すように細かい格子で計算する. 図 5-12 に軌道の比較例として CI=0,

CI=25, 50 のフライトデータを, 図 5-13 に燃料消費量と飛行時間の比較結果を示す. FMW は FMW のシミュレーション結果, DP は動的計画法で最適化した結果, 3-Param. は Three Parameter Model の結果を示している.

高度と速度プロファイルはよく似た傾向にある事が分かる. FMS の軌道を地上において再現するために考案された TPM はその目的をある程度は達成しているが, 機体重量や CI をパラメタとして飛行時間や速度計画を地上が予測するという点において誤差がある. その要因は空力モデル・推力モデルの相違によるものと思われる. 前章で議論したように性能モデルの高精度化は将来の航空交通システムにおいて重要な技術項目である.

動的計画法の最適軌道では上昇, 降下フェーズにおいて速度が細かく変動しているが, これは離散化された状態変数から評価関数が最もよい組み合わせを選ぶために起こる現象である. この変動を抑制するための工夫がなされているものの, 上昇, 降下ではそれが残る傾向にあり, 参照軌道として適さない. 一方 Three Parameter Model では予め速度一定の拘束を設けてその速度パラメタの組み合わせを最適化しているため, 速度の振動はない. 非常に自由度が少ないにもかかわらず燃料消費量は動的計画法の最適解に近い結果が得られた.

以上の事からこれまでの動的計画法による軌道最適化を用いた運航効率評価が妥当なものであったことも示唆している. すなわち, 実際の飛行軌道に即した場合でも, 到着時刻を調整して各機体の飛行を最適化すれば現状より効率を向上できることを示している.

表 5-5 計算条件

機種	B737-700	
初期高度	15,000	ft
初期速度	280	kt
終端高度	10,000	ft
終端速度	230	kt
飛行距離	936	km
気象条件	ISA, 無風	

表 5-6 動的計画法における変数

変数	分解能		
独立変数	経路	5	km
状態変数	高度	20	m
	速度	0.5	m/s

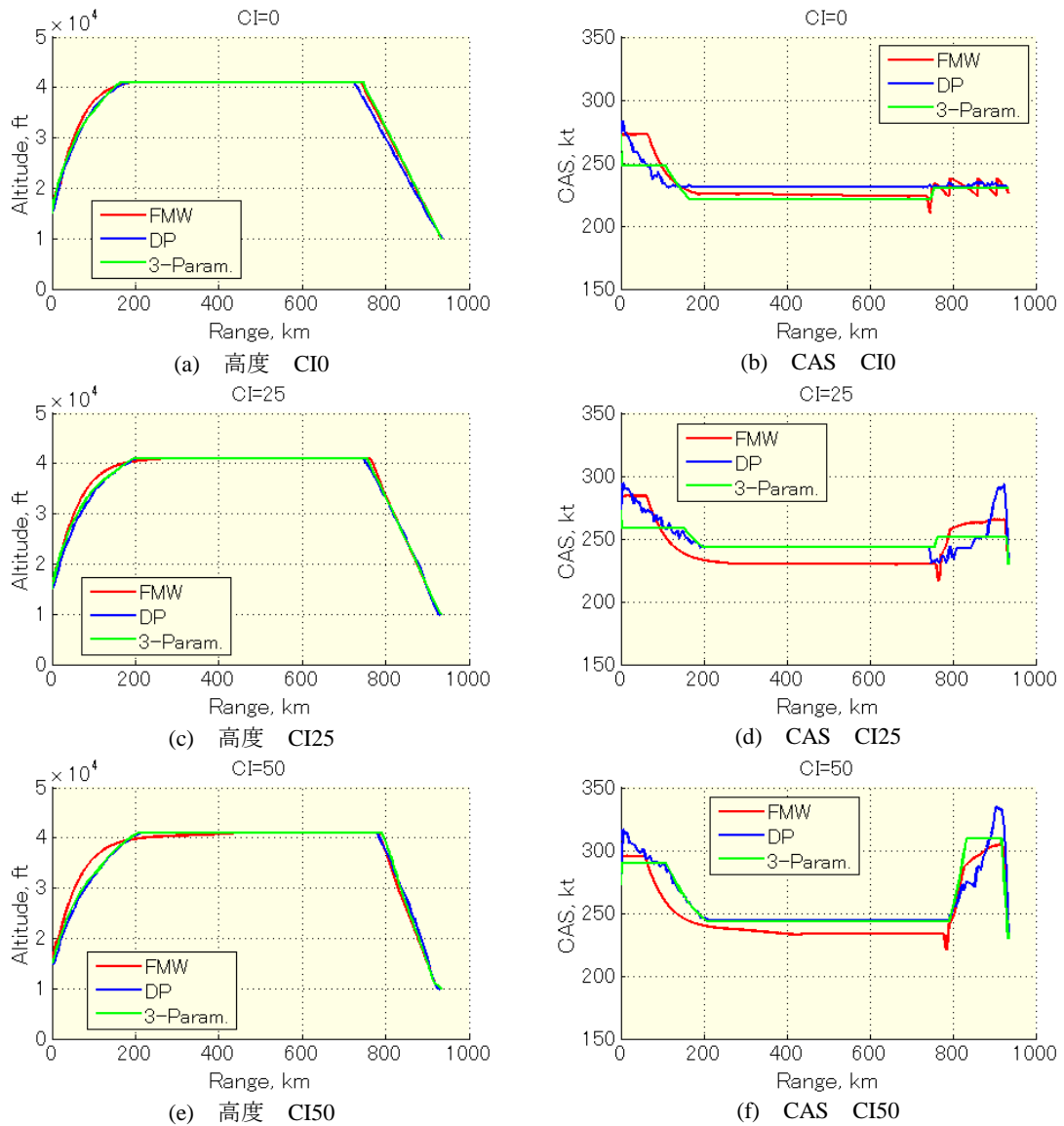


図 5-12 FMW と DP, 3-Param.の最適結果の比較

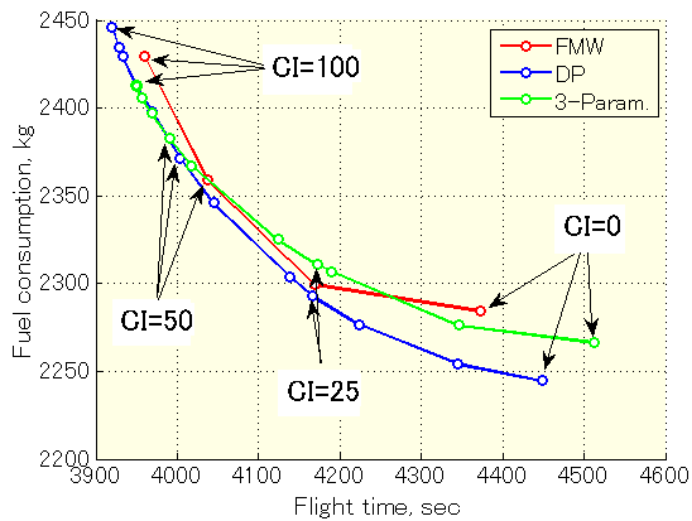


図 5-13 燃料消費量と飛行時間の関係

第5節 まとめ

この章では FMS を利用した到着時刻制御を実現するための検討として、RTA 機能の分析および FMS の飛行コマンドのモデル化について検証した。分かったことを以下にまとめる。

- RTA を実現するために Cost Index を調節して飛行計画を再計算することを確認した。また、燃料最小飛行の到着時刻よりも更に遅い時刻に RTA を設定することが可能であった。これは、負の値の Cost Index を与えることにより、燃料の増加を抑えて飛行時間を延長する飛行計画が計算されていると思われる。
- 風の誤差を一定割合で与えた場合、RTA と ATA の差は最大で 12sec であった。RTA tolerance が 5sec であったが実現不可と Error が表示されたのは 12sec の時のみで残りのケースでは最大 10sec の誤差があったが ON TIME で表示されていた。
- 風の誤差を高度帯で変化させた場合、風向が反方位のものを除いて差は 10sec 以内であった。風向が反方位で時間を早める必要がある Case では速度が上限に達し、差は 58sec でこれ以上の調整はできなかった。
- 速度が振動する動的計画法の欠点を補うべく開発した Three Parameter Model ではシミュレータの結果と概ね一致し、また、燃料消費量も動的計画法の最適解に近い結果が得られた。

第6章 現在の到着機制御における 潜在便益

第1節 はじめに

この章では現在の航空管制による到着便の制御の潜在便益の存在，すなわち，航空機の間隔設定と燃料消費量の削減の可否についてについて解析する。

現在のようにレーダーが整備されていない時代では管制官は航空機から通報される到着予定時刻を元に管制間隔を設定し，離着陸においては1機のみ当該空域に入ることを許可した。管制間隔が設定できない場合や空港に離着陸する航空機があるとその他の航空機には Holding Pattern の飛行を指示していた。その後，レーダーは徐々に設置されたが，1971年岩手県雫石町上空で発生した空中衝突事故により日本国内ではレーダーが急速に設置された[43]。レーダーを使用しての到着管理は効率を飛躍的に向上させ，Holding を実施する航空機は減少した。

第2章で論じたように到着機が輻輳するとき，管制官はレーダーを使用して航空機に磁針路，速度等の指示を発出し航空機の飛行経路を延長または短縮を行うことで他航空機との距離を確保し間隔を設定している。

一方，4次元軌道運用ではある地点での通過時刻の指示を発出し，時間で間隔を設定する。この管制指示を実現するためには航空機は FMS の RTA 機能を装備する必要がある。前述の通りボーイング 737NG 型機，787 型機等一部の機体が装備する FMS の RTA 機能は上昇，巡航，降下，全てのフェーズにおいて予想風を考慮して速度を変更し，到着時刻を満足するよう飛行することができる。しかし，その他の航空機に装備されている FMS の RTA 機能では巡航フェーズのみ予想風を考慮して速度を変更することで到着時刻を満足するよう飛行するため，パイロットが上昇，降下の速度を考慮し指定時刻が実現可能であるか判断する。

将来導入されるであろう4次元軌道運用では全飛行フェーズの RTA 機能を有している航空機と有していない航空機が混在する期間が存在することが考えられる。降下中の RTA 機能を有していない航空機に対して地上から航空機の色を指定して達成する方法も考えられる[44][45]。しかしこの方法が実施できない場合，現在行われているレーダーベクターによる距離による間隔設定が考えられる。また，全飛行フェーズの RTA

機能を有している航空機が設定された最低速度で飛行しても指定された時間より早着する場合はレーダーベクターによる経路延長が考えられる。パイロットは混雑により遅延が発生すると判断すると状況に応じて単位距離当たりの燃料が最小となる速度と単位時間当たりの燃料が最小となる速度の間で最適な速度での飛行を考慮する。しかし、レーダーベクターを実施する際には管制官は速度の指示も同時に発出する事が多くパイロットは意図する最適な速度で飛行することができない。また、管制官が指示できる下限速度は管制方式基準[46]で規定されており、これはパイロットが考える最適な速度より速い。すなわち燃料消費量の観点からこの速度は速いと考えられる。

現状において管制官が Holding の指示を行うのはレーダー覆域外もしくは滑走路閉鎖など大規模な遅延が予想される場合等レーダーベクターで管制間隔が設定できない場合である。管制官が Holding の指示をする際には Holding 地点、Pattern および進入予定時刻等を発出する。進入予定時刻等を指示されるとパイロットはその時刻を達成しつつかつ燃料消費量が少なくなる速度に調整する。また、全飛行フェーズで RTA 機能が実施可能な機体はその時刻を FMS に入力することで FMS はその時刻を達成しながら最適な速度を選択する。以上のことから通常レーダーベクターで実施されている管制間隔の設定において Holding を実施することで燃料消費量の観点から潜在便益が存在すると考える。

時間で間隔を設定するという考え方は 4 次元軌道運用と同じである。また、別の観点からのメリットとして大気が不安定な高度を短時間で通過する等、降下を実施する際にパイロットの自由度が増加する。

この章ではエンルートから到着便の順序付けと間隔制御を行う関東 A および湘南セクターにおけるレーダーベクター制御を対象に特に到着機が輻輳する時間帯のデータを用い、レーダーベクター制御によって実現された間隔を前提にして、燃料消費量最小の軌道を導き潜在便益の有無について検証する[47]。合流点での到着時刻は実際の時刻と同じとし、経路は最短距離経路として速度と高度の最適化を行う。早着する場合には Holding を行うとする。図 6-1 はある機体に対し実際に行われたレーダーベクターの軌跡であり、図 6-2 は本論文で提案する合流点に向かう最短距離経路と Holding Pattern を示している。また、航空機の間隔設定の観点では同一地点に向かうことにより干渉が発生することが予想されるため、この軌道による便益と干渉を解析して有効性を検討する。干渉が発生した場合は終端条件である Holding Pattern の高度を変更することで干渉を解消し、再度検証する。到着時刻を自由とする解析においては潜在便益の評価に飛行時間と燃料消費量のトレードオフが生じるが、本解析では飛行時間が与えられるので燃料消費量だけで潜在便益を評価することができる。解析ツールは第 3 章で示した飛行状態推定および動的計画法による軌道最適化モデルを使用する。

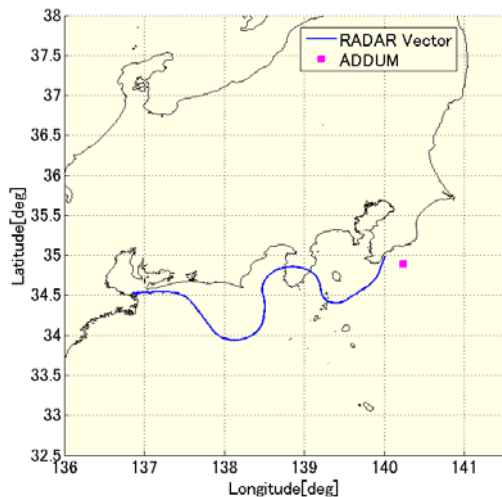


図 6-1 レーダーベクターの軌跡(実際)

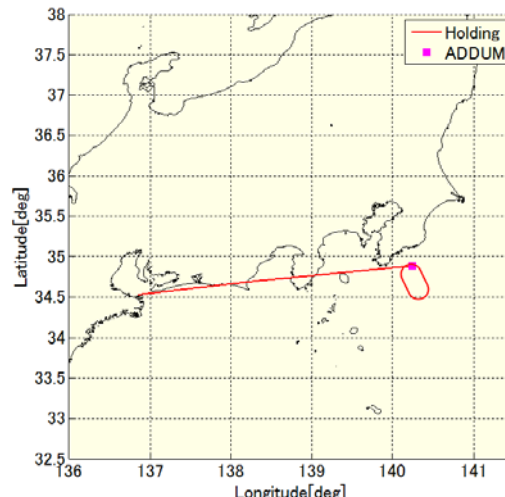


図 6-2 最短距離経路と Holding の軌跡(提案)

第2節 航空機データと管制方式

第1項 航空機データ

この章では電子航法研究所が敷地内で試験運用している航空路監視レーダーから得られた SSR モード S データを使用する. 図 6-3 は SSR モード S のアンテナの写真, 表 6-1 は概要である.

混雑時間帯の 2 時間分のデータには 339 機分が記録されていた. そのうち西または東から東京国際空港 Runway22 に着陸したものが 55 機である. 記録された時間の始まりと終わりのデータ数が少ない 10 機を除いた 45 機をこの研究では使用する. このなかで航空機の型式が記録されていないものが 9 機あった. これら航空機の型式が判別できないものは燃料消費量を過大に評価しないためにボーイング 738 と仮定する. また, 対象機は全てレーダーベクターを受けており, Holding を指示されたものはなかった.

なお, 航空機の重量はデータに含まれていないため, 国内運航であることを考慮し BADA モデルの標準重量を 90% に減じて使用する.



図 6-3 電子航法研究所 SSR モード S アンテナ

表 6-1 SSR モード S データの概要

期間	2014 年 11 月 2 日 20 時～22 時
対象	航空機は北方面以外から ADDUM を経由して東京国際空港 Runway22 に向かうもの
便数	45 機
項目	航空機の種類，緯度，経度，気圧高度，対地速度，真対気速度，指示対気速度，Mach 数，機首方位角，トラック角
データ周期	約 10sec
受信範囲	250 マイル

第2項 レーダーベクター

管制官はレーダーを使用し，距離で管制間隔を設定することで管制間隔を短く設定できる．航空機の集中によって所定の管制間隔が設定できない場合，管制官は航空機に磁針路，速度，高度を指示するレーダーベクターを実施する．しかしレーダーベクター下ではパイロットはどのような経路を飛行するか予想できないため滑走路までの飛行距離が分からず，最適な降下を実施できない．また管制官はレーダーベクターを実施する際に原則として表 6-2 に示す管制方式基準に定められている速度以上で間隔設定を実施する．

またこれらの指示は VHF 無線機を使用して実施される．VHF 無線機は同一周波数では一台のみが発信可能である事から管制官が担当する航空機数が増加すると交信量が増加し適切な時期に適切な指示の発出が困難となり全体として効率が低下することも考えられる．

表 6-2 最低調整速度

機種	区分	高度	最低調整速度
全機種	全ての航空機	10,000 フィート以上	250 ノット又は 250 ノットに相当する Mach 数

第3項 Holding（待機）

Holding を実施する際には管制官は Holding 地点，Holding Pattern (Inbound Leg の方位および長さ，旋回方向)，高度，進入予定時刻 (Expected Approach Time : EAT) もしくは追加管制承認予定時刻 (Expect Further Clearance time : EFC) を指示する．EAT は進入許可が発出される予想時刻であり，EFC は進入許可もしくはさらなる Holding の指示など新たな管制承認が発出される予想時刻である．パイロットは EAT もしくは EFC に合わせ効率的な速度を選択することができる．また，飛行距離が分かることから効率的な降下を実施することができる．図 6-4 は航空路誌に記載されている ADDUM (N34.8883 E140.2368) での Holding pattern を示している．Holding pattern は ADDUM に向かう 337° のコース，左回り，旋回開始点は羽田 VOR から 46.6 マイルと 55.0 マイルと設定されている．なお，MHA は最低待機高度 (Minimum Holding Altitude) でありこ

ここでは 5,000ft である。また、MAX250KIAS は最大指示対気速度が 250 ノットであることを表している。

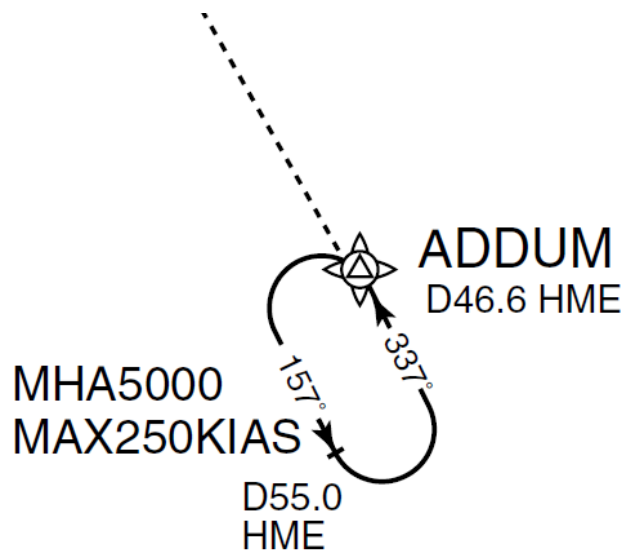


図 6-4 ADDUM に設定されている Holding pattern

第3節 干渉評価方法

航空機間で管制間隔が規定値を下回る場合、干渉発生と判定し、その評価方法について示す。管制間隔は管制方式基準および航空路誌により定められている短縮垂直間隔 (Reduced Vertical Separation Minimum : RVSM) 適合機相互間の最低間隔 1,000ft およびターミナルレーダー管制業務が実施されているレーダーサイトから 40NM 以遠ではレーダー管制を実施している際に適用される縦間隔が最低 5NM であることから、図 6-5 に $d_0=5\text{NM}$, $h_0=1,000\text{ft}$ として保護領域を示す。

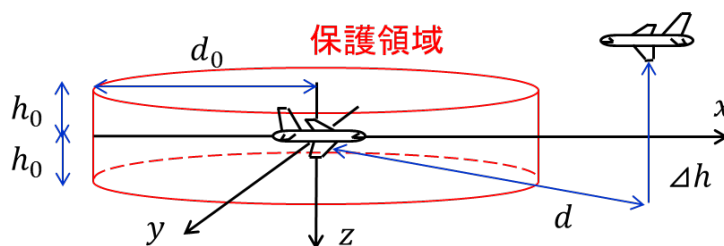


図 6-5 保護領域

動的計画法で計算した軌跡を時刻、緯度、経度および高度を 1 秒ごとに線形補間する。次に、各時刻において任意の 2 機の航空機の全組合せを作成する。その後、2 機の緯度・経度から式(6.1)を用いて水平面相対距離 $d\text{ NM}$ および高度差 $\Delta h\text{ ft}$ を求めた。

$$d = r_0 \psi_{spr} = 2r_0 \sin^{-1} \frac{1}{2} \left| \begin{pmatrix} \cos \phi_2 \cos \theta_2 \\ \cos \phi_2 \sin \theta_2 \\ \sin \phi_2 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \cos \phi_1 \cos \theta_1 \\ \cos \phi_1 \sin \theta_1 \\ \sin \phi_1 \end{pmatrix} \right| \quad (6.1)$$

$$\Delta h = h_2 - h_1 \quad (6.2)$$

ここで、 r_0 を地球半径、 ψ_{spr} を2点間のなす角、添え字1,2は相対距離を求める2機の航空機を表す。他機が保護領域に入った時を2機の航空機が干渉していると判断する。先に作成した2機の航空機の組合せにおける相対距離を用いて干渉の度合いを定量的に示すため、2機の水平距離と高度差を保護領域の大きさで正規化し、以下に示す指標を用いる。

$$I_{spr} = \max \left\{ \frac{|\Delta h|}{h_0}, \frac{d}{d_0} \right\} - 1 \quad (6.3)$$

ここで、 I_{spr} を間隔指標（Separation index）と呼び、機体同士の近さの度合いを表す。2機の航空機の相対的な位置関係が保護領域の境界面上にあるとき、間隔指標の値は0となり、2機が重なりあった状態のとき、間隔指標が-1となる。本論文では、 $I_{spr} \geq 0$ のときに管制間隔が確保されており、 $-1 \leq I_{spr} < 0$ のときは管制間隔が確保されていないと判断する。

第4節 燃料消費量の比較

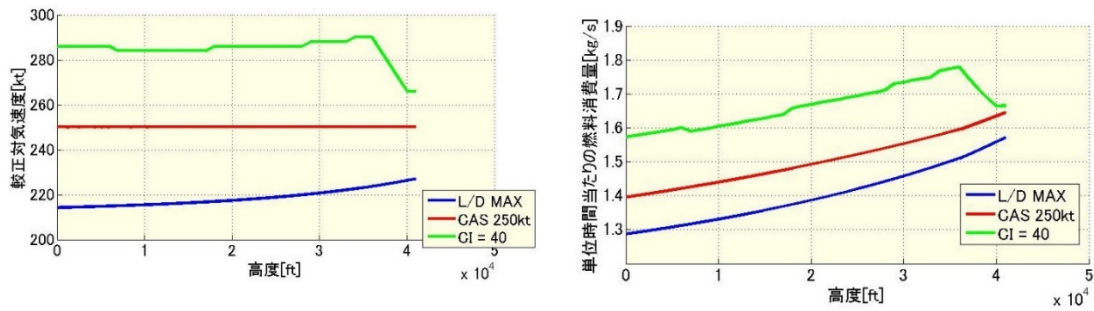
第1項 各速度での燃料消費量の比較

図 6-6 は 3 つの飛行条件で水平飛行する航空機の気圧高度に対する CAS、単位時間当たりの燃料消費量、単位距離当たりの燃料消費量を示している。横軸は気圧高度を表している。青の L/D MAX は揚抗比最大の速度での飛行、赤の CAS250kt は管制官がレーダーベクターで指示できる最低速度 250kt での飛行、緑の CI40 は標準的な Cost Index = 40 による巡航飛行を表している。Cost Index を元に計算される速度は風の影響を受けるがここでは無風として取り扱う。また、機体はボーイング 777 として BADA モデルを使用し、重量は標準重量を使用する。

図 6-6(a)は各高度での較正対気速度（CAS）を表している。CI40 は 250kt より速く、揚抗比最大の速度は 250kt より遅いことが分かる。CI40 の CAS が高高度で低下しているのはこの領域では Mach 数で飛行するためである。

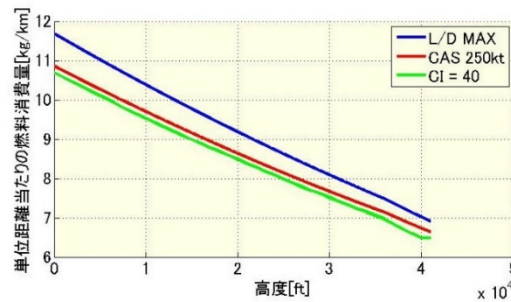
図 6-6(b), (c)はそれぞれの速度における単位時間当たりの燃料消費量と単位距離当たりの燃料消費量を表している。揚抗比最大となる速度は単位時間当たりの燃料量が少ないが単位距離当たりの燃料消費量は多くなる。速度が速くなるにつれて単位距離当たりの燃料消費量が少なくなることが分かる。これらのことから迂回経路がない場合は速度が速い方が燃料消費量は少なくなり、管制間隔設定のため到着時刻を遅くする必要が

ある場合は揚抗比最大の速度で飛行することにより燃料消費量は少なくなることが分かる。



(a)各速度の CAS

(b)単位時間当たりの燃料消費量



(c)単位距離当たりの燃料消費量

図 6-6 各速度での燃料消費量

第2項 全機の燃料消費量の比較

ここでは SSR モード S データに記録されている始点から ADDUM まで直行する飛行を仮定し、実際のデータとの比較を行う。終点は ADDUM における STAR の制限高度 10,000ft, 制限速度 230kt とする。ADDUM までの速度は SSR モード S データに記録された飛行時間と同じになるものの中から最適なものを選択する。本解析においては実際と等しい飛行時間となるように CI を調節して燃料消費量が最小となる軌道を求める。また、 a の上下限界は最適解が得られる範囲とする。早着する場合は ADDUM において最適速度、高度 10,000ft で Holding を実施すると仮定する。これは通常の Holding 実施手順である。次に干渉を評価し、Holding 実施時に干渉が発生する場合は一方の Holding 高度を 1,000ft 加えた値とし高度を変更することで間隔を確保する。この手法は実運航でも行われているものである。

ここでは有効な航空機データを用いて計算を行い、レーダーベクターと Holding 指示を行ったときの燃料消費量の比較を行う。図 6-7 は SSR モード S データから当日の航空機の軌跡を表したものである。青は SSR モード S データの軌跡、緑は ADDUM から航空路と直交する方位 117°と 297°を引いた線であり、Abeam ADDUM と言われている。到着時刻は ADDUM 通過時刻とする。レーダーベクターにより ADDUM 上空を通過しないものは Abeam ADDUM の線を横切った時を ADDUM 通過として判断す

る。また、東から到着する便に関しては西から東にこの線を横切った時を Abeam ADDUM とする。図 6-8 は SSR モード S データの始点から ADDUM に直行する場合の軌跡を示している。

図 6-9 は早着した航空機が ADDUM で Holding した時間を表している。横軸は機体番号、縦軸は Holding 時間を表している。赤線は平均値を表している。表 6-3 は Holding の詳細を示している。この表から 26 機が Holding を実施し、Holding 時間は平均 53.17 秒、最大 401.02 秒、最小 3.28 秒であった。

図 6-10 は燃料削減率を表している。横軸が各機体、縦軸は燃料削減率を表している。赤線は平均値を表している。表 6-4 は燃料消費量の詳細を示している。到着時刻を指定してもそれぞれの到着時刻に合わせた最適速度で飛行する航空機が増加することからレーダーベクターと比較し全ての航空機で燃料消費量が減少した。平均燃料削減量は 274.43kg、燃料削減率は 34.11%であった。最大燃料削減量および率は 852.95kg、61.19%であり、最小燃料削減量および率は 5.33kg、0.53%であった。また、標準偏差も Holding を実施した方が小さく、偏りなく燃料が削減できることが分かる。

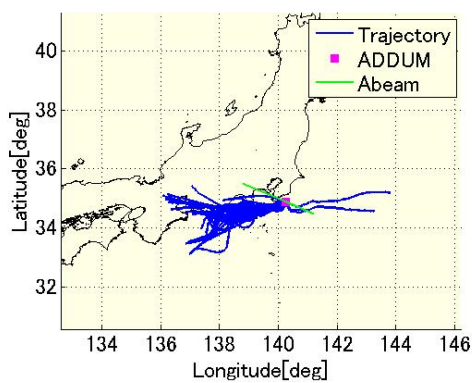


図 6-7 SSR モード S データの航跡

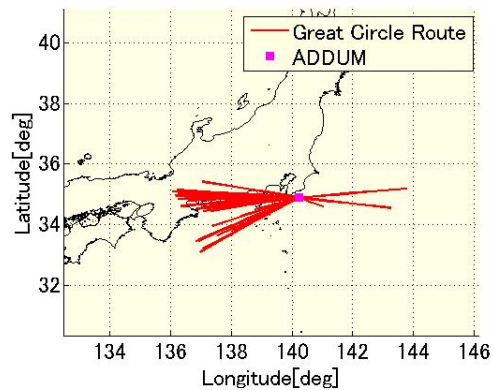


図 6-8 ADDUM 直行の航跡

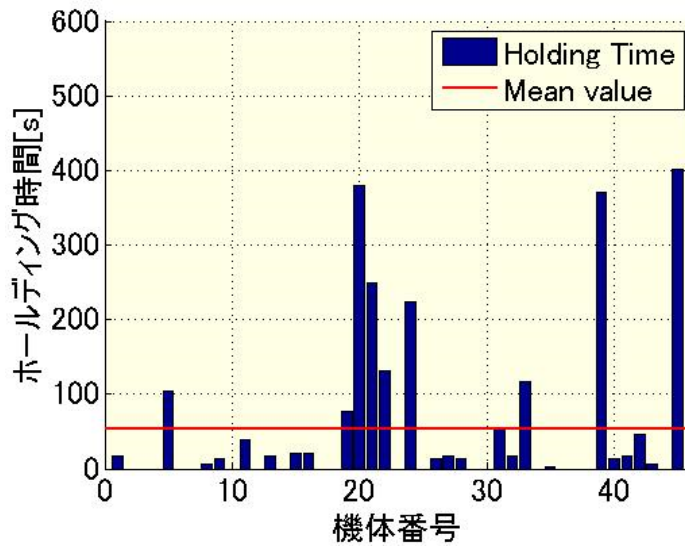


図 6-9 ADDUM での Holding 時間 (ADDUM10,000ft)

表 6-3 Holding 時間 (ADDUM10,000ft)

	平均	最大	最小	Holding 実施
Holding 時間[s]	53.17	401.02	3.28	26 機

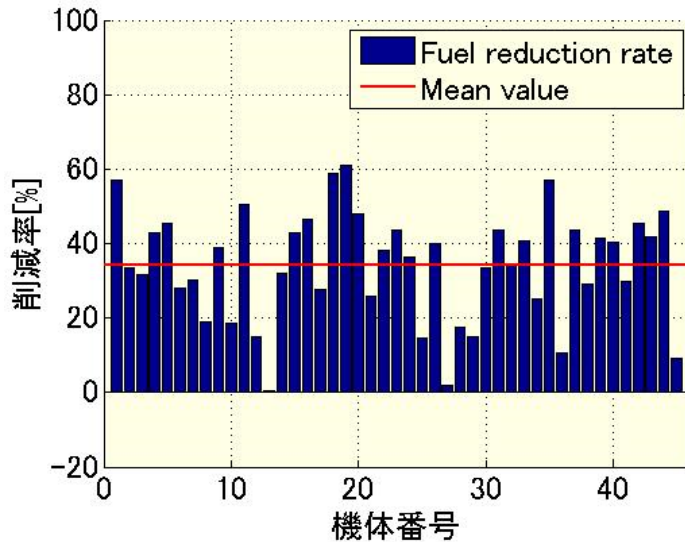


図 6-10 燃料削減率 (ADDUM10,000ft)

表 6-4 燃料消費量 (ADDUM10,000ft)

	実際の飛行[kg]	Holding[kg]	削減量[kg]	削減率[%]
平均	761.92	487.49	274.43	34.11
標準偏差	412.19	271.35		
削減率最大	963.66	374.03	852.95	61.19
削減率最小	996.54	991.22	5.33	0.53

第5節 干渉の評価

次に干渉について評価する。図 6-11 は解析を行う 45 機の最適軌道同士について干渉が発生した場所を表している。図 6-12 は間隔指標を表している。各時刻における間隔指標が小さいものすなわち2機の距離が短いものから3組選択しその時の間隔指標をプロットした。最も間隔指標が小さいものを赤、2番目を緑、3番目を青の点で表している。横軸は JST を表している。間隔指標が反転しているものはトラックが交差する場合や追い越しにより発生し、-1 に収束するものは後述する理由により合流点において発生する。表 6-5 は干渉が発生した高度および件数を表している。図 6-11 から干渉のほとんどは合流地点付近で発生しており、図 6-12 で間隔指標が反転している 20.3UTC 付近の1カ所を除き間隔指標は-1 に向かっていることが分かる。これは一点に向かって収束していることを意味し、この場合は ADDUM で収束していることを示している。表 6-5 から 16 件の干渉が発生しており、うち 13 件は ADDUM での Holding 高度である 10,000ft、2 件が ADDUM 近辺で発生していることが分かる。

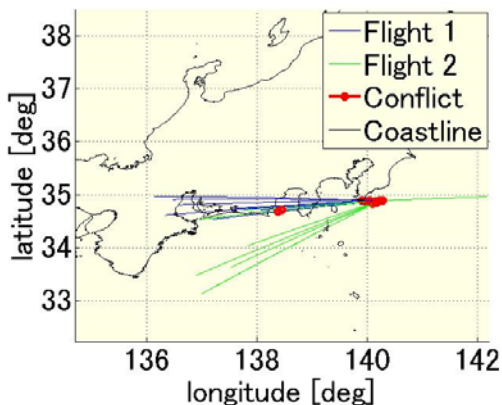


図 6-11 干渉発生場所 (ADDUM 10,000ft)

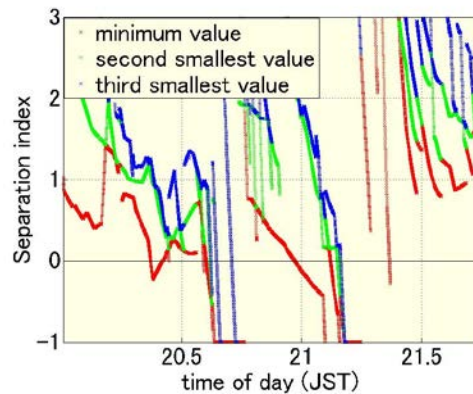


図 6-12 干渉指標 (ADDUM 10,000ft)

表 6-5 干渉発生件数 (ADDUM 10,000ft)

干渉発生高度	干渉発生件数
10,000ft	13
11,000~14,000ft	2
28,000ft	1
合計	16

第6節 干渉解消後の燃料消費量

次に ADDUM での高度を変更することにより干渉を解消する。通常管制官は同一地点の Holding Pattern にはそれぞれの航空機に異なる高度すなわち 1,000ft を加えた高度を指示する。このことにより常に 1,000ft の間隔が設定される。この状況を再現するため干渉が発生した航空機の終端条件である ADDUM での高度を 1,000ft ずつ変更し干

渉を解消する。表 6-6 は干渉を解消するために指定した ADDUM での高度である。図 6-13 は干渉解消後の干渉指標である。干渉指標は一部を除き全て正の値である。また 0 で止まっているものもあり、これは ADDUM での Holding を行う際に 1,000ft の間隔が設定されていることを意味している。図 6-14, 図 6-15 は一度負となりその後反転している干渉の高度および場所を示す。この図から 2 機はほぼ同一経路を飛行しており、速度の速い機体番号 20 が深い降下角で機体番号 39 を追い抜いたため発生していることが分かる。表 6-7 より水平距離は 3.99NM, 2.72NM であることからこの干渉を解消するためには 2.3NM 程度のレーダーベクターで十分である。またこのような状況での干渉は 4 次元軌道においても発生する可能性があり、経路もしくは高度を変更することで干渉を解消する必要がある。

図 6-16 は各機体の Holding 時間であり表 6-8 はその詳細である。前節と同様に 26 機が Holding を実施し、Holding 時間は平均 69.81 秒、最大 506.35 秒、最小 0.96 秒である。

図 6-17 は燃料削減率を示している。表 6-9 はその詳細を示している。終端高度を高くした便は巡航高度での飛行が延長され降下フェーズが短縮されたことから干渉を解消する前と比較し全便において燃料消費量が増加する。しかし、レーダーベクターと比較した場合、2 機を除き燃料消費量は削減できる。平均で 248.87kg, 削減率は 32.66% である。標準偏差も小さくなっており全体的に削減できる事が分かる。Holding 高度を変更することにより、削減量および削減率はそれぞれ 26kg, 1.5 ポイント減少しているが、燃料削減の効果の劣化は限定的である。機体番号 27, 45 は直行での燃料消費量の削減率が小さかったため燃料消費量が実際の飛行より増加する。燃料消費増加量および増加率は機体番号 27 が 12.12kg, 1.11%, 機体番号 45 が 133.19kg, 11.28% である。

ここで ADDUM 以降の降下について検討する。距離と高度の関係によっては通常の操作すなわち Speed Brake のみを使用して十分に高度を下げるできない場合がある。機体番号 24 は Holding 高度が最も高く 17,000ft である。本論文で検証した Runway22 の場合、Final Approach FIX(FAF)の高度は 5,000ft であり距離は約 49NM であることから必要な降下角は約 2.3°となり通常の操作で進入が可能である。一方 Runway34L では FAF の高度 5,000ft, 距離約 30NM であることから約 3.8°の降下角が必要となり状況によっては Speed Brake のみでは高度を下げる事が考えられる。その場合は Landing Gear や Flaps を使用して高度を下げることを考慮する必要がある。しかし自機より下の高度で Holding している航空機が進入を開始すると通常その高度に降下することが許可されるため、Runway34L であっても通常の操作で進入することが可能である。

表 6-6 ADDUM で設定した高度

機体番号	ADDUM での高度	機体番号	ADDUM での高度
5	13,000	24	17,000
9	11,000	27	11,000
11	11,000	33	12,000
19	11,000	39	16,000
20	15,000	43	11,000
22	13,000	45	14,000

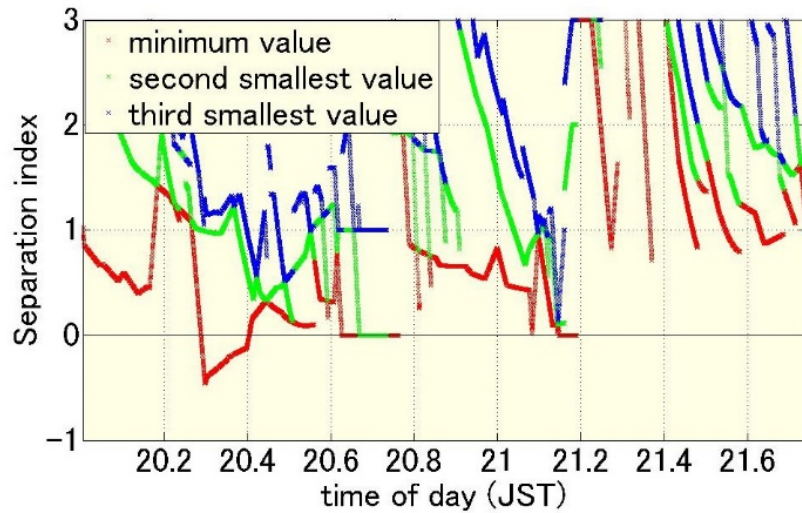


図 6-13 干渉指標 (干渉解消)

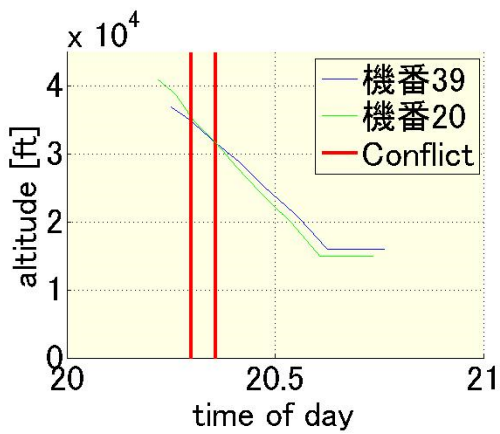


図 6-14 干渉発生高度

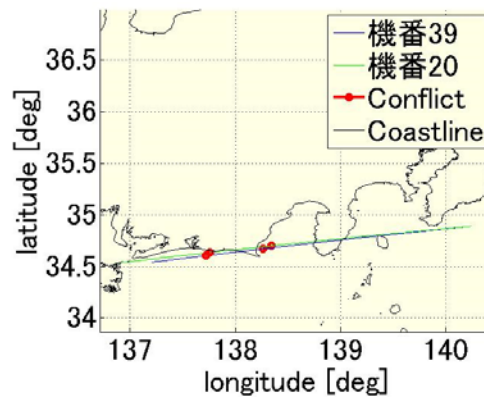


図 6-15 干渉発生場所

表 6-7 発生した干渉

	機体番号	干渉指標	時刻	高度[ft]	水平距離[NM]
1	20	-0.2014	20.36	31,687	3.99
	39			31,693	
2	20	-0.4552	20.30	35,504	2.72
	39			34,960	

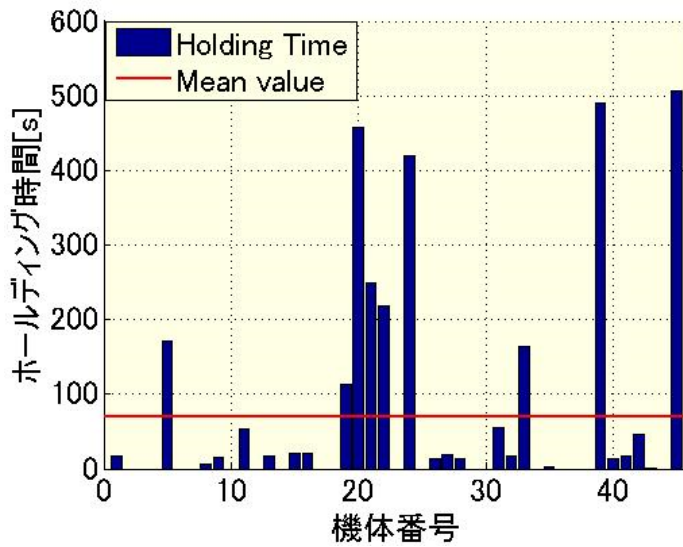


図 6-16 Holding 時間 (干渉解消)

表 6-8 Holding 時間 (干渉解消)

	平均	最大	最小	Holding 実施
Holding 時間[s]	69.81	506.35	0.96	26 機

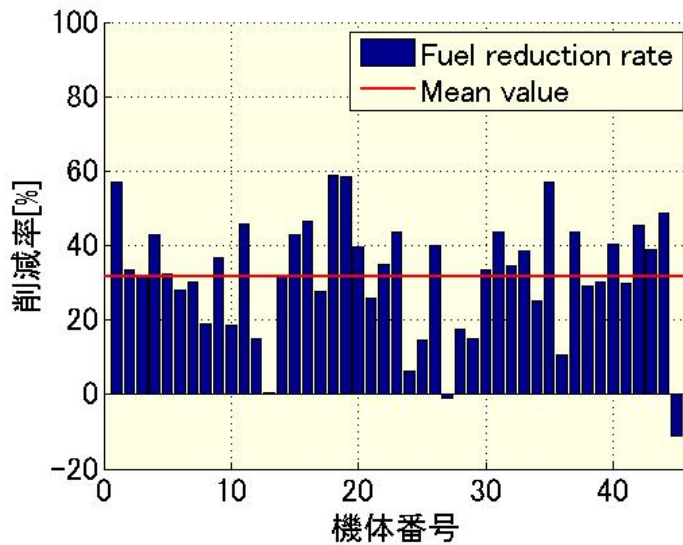


図 6-17 燃料削減率 (干渉解消)

表 6-9 燃料消費量 (干渉解消)

	実際の飛行[kg]	Holding[kg]	削減量[kg]	削減率[%]	
平均	761.92	513.05	248.87	32.66	
標準偏差	412.19	305.69			
削減率最大	1308.62	540.80	852.95	58.67	
燃料消費 増加量	機番 27	1090.71	1102.84	-12.12	-1.11
	機番 45	1180.53	1313.72	-133.19	-11.28

第7節 まとめ

この章では現在管制官によって行われているレーダーベクターによる到着機の制御における飛行効率を明らかにするために、調整する飛行時間を実際と同一にして飛行速度の最適化と Holding による時間調整を組み合わせて燃料消費量を最小とする方法を提案し、それぞれの燃料消費量を比較した。提案した制御方法は実現可能であるので、この方法によって生み出すことができる現状の潜在便益を明らかにした。混雑時間帯について解析した結果は以下である。

- レーダーベクターで使用される下限速度は燃料消費量の観点から必ずしも最適ではなく、パイロットにある地点の到着時刻を与えて自由に速度を選択させた方が効率的である。
- 実際の ADDUM 通過時刻を反映させて ADDUM に直行し、早着した場合は Holding pattern を飛行したと仮定した場合、45 機のうち 26 機が Holding を実施し、Holding 時間は平均 53.17 秒、最大 401.02 秒、最小 3.28 秒であった。
- 燃料消費量は全便で削減できた。燃料削減率は最大で 61.19%、最小で 0.53%であった。また、平均燃料削減量は 274.43kg、平均燃料削減率は 34.11%であった。また、標準偏差も Holding を実施した方が小さく、全便で偏りなく燃料が削減できることが分かった。
- ADDUM に直行すると干渉が発生するがその多くは ADDUM 近辺で発生した。
- ADDUM での高度を変更、すなわち終端高度を変更し干渉を解消した飛行では考慮しない場合と同様に 26 機が Holding を実施し、Holding 時間は平均 69.81 秒、最大 506.35 秒、最小 0.96 秒となり、Holding 時間は長くなった。
- 燃料消費量は ADDUM での Holding 高度を変更したものは巡航時間が増加し、降下時間が減少したことから燃料消費量が増加した。しかし、2 便を除き実際の飛行と比較して燃料消費量を削減できた。平均燃料削減量は 248.87kg、平均燃料削減率は 32.66%、最大で 58.67%であった。また、標準偏差も Holding を実施した方が小さく、全便で偏りなく燃料が削減できることが分かった。

第7章 4次元軌道運用による便益

第1節 はじめに

第2章において論じたように現状はレーダーベクターによる距離により間隔設定が行われているため、遅延が発生していることが分かった。また、第6章では現在のシステムで実施可能な方法で便益の有無について検証する。

航空機にとっては最適となる軌道を飛行するフリーフライトが望ましい運航である。CARATSではFIRをひとつの空域として取り扱う事から将来のフリーフライトの実現の可能性が考えられる。しかし、全機がフリーフライトを行うと到着先の混雑空港において先行機との間隔が不足することは自明である。この点についてもCARATSでは4次元軌道運用を実施することで解消するとしている。

CARATSが目指す軌道ベースのATM運用では出発時刻から制御を実施することを想定しているが、この章では出発後の航空機に対し限られた空間を有効に使用し、管制間隔を確保しつつフリーフライトを実施する場合に便益が発生するかについて検証する。具体的には東京国際空港へ到着する航空機に到着時刻指定を伴う軌道最適化を行い、適切な到着時間間隔の確保と便益の実現を同時に達成できることを検証するものである。各航空機が自由な経路を選択して飛行できるフリーフライトを実施しながら到着機が他の航空機と適切な時間差を取って到着するようそれぞれの航空機に到着時刻の指定を行うことすなわち時間ベースでの運用を想定し検証する[48]。

第2節 軌道最適化による到着時刻の推定

この章では現在運航されている航空機の運航とフリーフライトでの運航の比較を行うために第3章で示した飛行状態推定および第5章で示したTPMによる軌道最適化モデルを使用する。気象情報は気象庁が提供する数値予報GPVデータを使用する。

到着時刻の指定はフリーフライトを実現するために最も重要な要素であることから到着時に適切な時間間隔を確保するために式(7.1)の不等式拘束条件を与える。

$$|t_{f_k} - t_{f_l}| > t_{min, separation} \quad (7.1)$$

ここで、 k, l は $k \neq l$ を満足する任意の組み合わせである。

到着時刻を調整するために第 k 番目の航空機の軌道最適化には式(7.2)の評価関数を使用する。

$$J_k = \int_{t_{0k}}^{t_{fk}} f_k(t) dt + \frac{m_k}{m_0} a_k (t_{fk} - t_{0k}) \quad (7.2)$$

ここで、 m_k は第 k 番目の機体重量、 m_0 は機体によらず一定の値である代表重量をそれぞれ表しており、右辺第二項は重み付けされた飛行時間である。時間の価値は機体規模に比例するため、定数 a_k に機体サイズの補正を施し、時間に対する重み係数 $(m_k/m_0)a_k$ としている。図 7-1は評価関数と燃料消費量、飛行時間の関係を表しており、解の集合はパレート面を形成している。飛行時間を変化させることで到着時刻の調整は可能であるが、燃料消費量の値は最小ではなくなる。

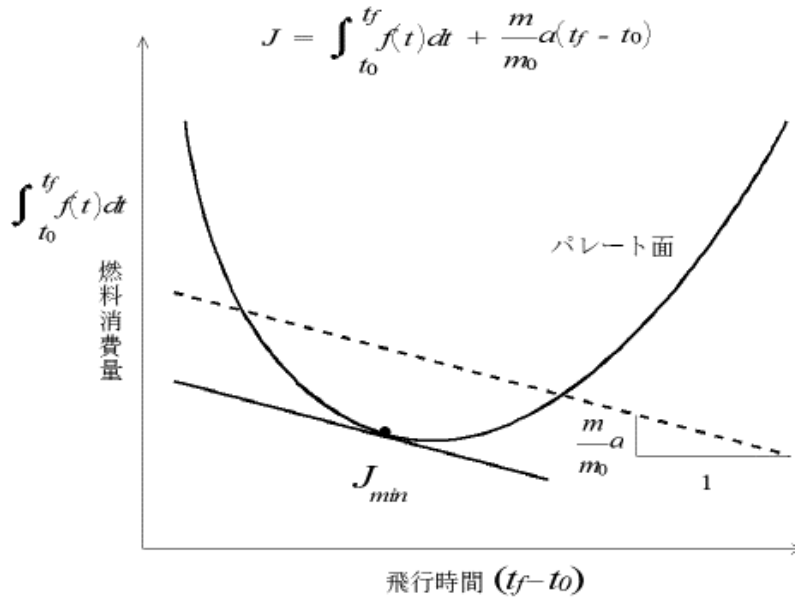


図 7-1 評価関数と燃料消費量、飛行時間の関係

全体として増加する燃料量が最少となることが望ましいため、到着時刻最適化の評価関数は式(7.3)が考えられる。ここでも機体規模によって不公平な到着時刻調整が行われることを防ぐために重量による補正を行う。

$$J^* = \sum_k \frac{m_0}{m_k} J_k = \sum_k \left\{ \frac{m_0}{m_k} \int_{t_{0k}}^{t_{fk}} f_k(t) dt + a_k (t_{fk} - t_{0k}) \right\} \quad (7.3)$$

全体の評価関数を最適にするために二段階で計算する。最初にそれぞれの航空機の最適軌道を計算する。次に到着時刻を合わせるというものである。最初の段階では3つの変数として上昇中のCAS、巡航中のMach数、降下中のCASを考える。最短距離からの横方向の変位について、この節で行う軌道最適化では飛行距離が短くかつ横風成分は無視できることからこれを考慮しない。次の段階では最適軌道により計算されたCIのみならず、 (t_{fmin}, t_{fmax}) の範囲で計算した重み係数 a_k から得られる複数のCIを用いて到着時刻を調整する。異なる重み係数から得られる最適軌道は様々な飛行時間と燃料消費量の組み合わせを導き出す。これら各機体の最適軌道の結果を組み合わせることで管制間隔を確保しつつ全体の評価関数を最小とする解を計算する。

第3節 東京国際空港での検証

この項では第2章第3節で使用した2012年5月9日のCARATS Open dataのうち7:00～23:00に東京国際空港34Lに着陸した機体を対象とする。始点は合流点から250NMの地点とする。また、終点は標準計器到着経路の開始点であるADDUMにおいて230kt, 10,000ftとする。これはADDUMにおける制限速度および高度である。

式(7.2)の評価関数を用いて、対象となる航空機の到着時刻指定を行わず全て自由に最適化した場合を考える。最適化に用いるパラメタは以下のように設定する。

$$a_k = 0.5 \quad \text{kg/s}, \quad m_0 = 208700 \quad \text{kg}$$

また、第6章と同様にそれぞれの航空機の重量は短距離国内運航を行っている航空機に合わせるため、BADAモデルに記載されている標準重量の0.9倍として計算する。

次に到着時刻を指定した場合について考える。到着時間間隔を以下のように設定し、到着時刻の調整を行う。

$$t_{min,separation} = 90 \text{ sec}$$

また以下の条件で到着時刻指定を行う。

- 1) ADDUM から 250NM 以内に入域した機体を監視する。該当機同士の到着時刻が干渉しないように到着時刻の指定を行う。
- 2) ADDUM から 150NM 以内に入域した機体は到着時刻を固定する。150NM に入域していない航空機の到着時刻は到着時刻を固定した先行機体と干渉しないように調整する。

計算の時間間隔は5分とし、5分ごとに到着時刻指定を行う。

図 7-2はCARATS Open dataに記録されていた機体の軌道を表している。図 7-3は到着時間間隔を示している。垂直の赤線は必要と思われる管制間隔でここでは90secを表している。

図 7-4は到着時刻を指定せずに軌道最適化を行ったものであり、図 7-5は到着時刻間

隔を示している。これらの図から250NMに入域した時点から最短経路を飛行しているが、到着時刻間隔は確保できていないことが分かる。

図 7-6 は到着時刻の指定を行った場合の軌跡である。図 7-7 は到着時間間隔を表している。これらの図から最適経路は到着時刻を指定しないものと同じながら合流点における時間間隔が保たれていることが分かる。

図 7-8 は潜在便益を到着時刻の指定を行ったときと行わなかった時を重ねて表している。表 7-1 は燃料消費量と飛行時間の変化量の平均値を表したものである。表の燃料消費量および飛行時間は、高度 10,000ft の上昇フェーズから積算されたもので飛行データと最適軌道の差は、250NM 圏内で最適化を開始したことによるものである。飛行時間は機体によっては増減があるものの燃料消費量はほとんどの機体で削減された。平均値は飛行時間についても若干短縮されており、燃料消費量は 5%以上削減された。これらのことから潜在便益の有無は到着時刻指定にはほとんど影響されず、いずれのケースでも大きな潜在便益がある事が分かる。

図 7-9 はある 1 時間の時間履歴を示したものである。横軸は時刻であり縦の破線は指定時刻を再計算した時刻である。縦軸は指定された到着時刻である。この図から先行機との間隔が空いた時間を有効に使用するため、到着時刻を遅らせるのみならず早める到着時刻指定を積極的に使用していることが分かる。

図 7-10 は当初の予定到着時刻と指定された到着時刻の差を表している。図 7-11 はそのヒストグラムである。これらの図からも全体で同様の到着時刻制御を行っており、全体として最適な到着管理を行っていることが分かる。

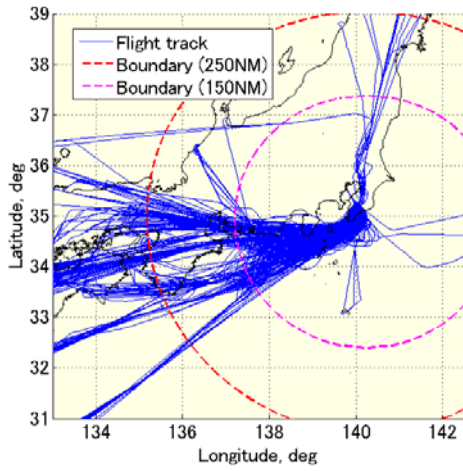


図 7-2 軌道 (飛行データ)

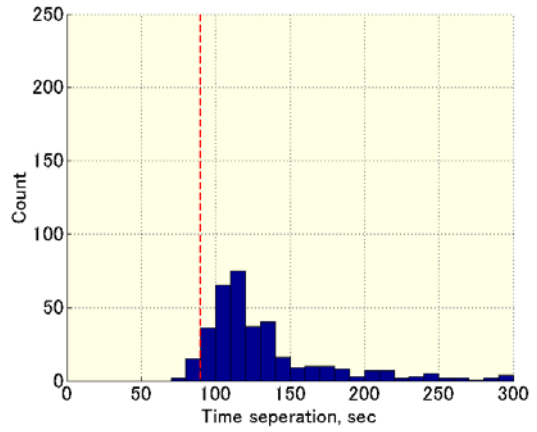


図 7-3 到着時間間隔 (飛行データ)

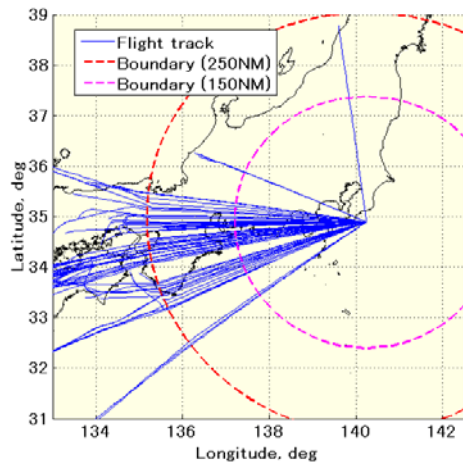


図 7-4 軌道 (到着時刻指定なし)

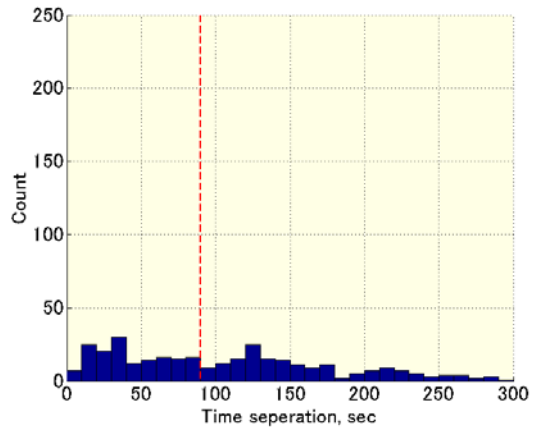


図 7-5 到着時間間隔 (到着時刻指定なし)

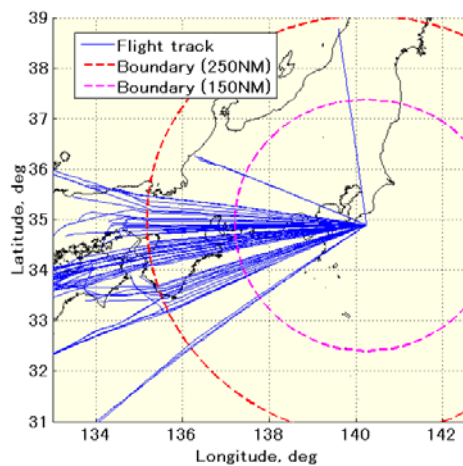


図 7-6 軌跡 (到着時刻指定あり)

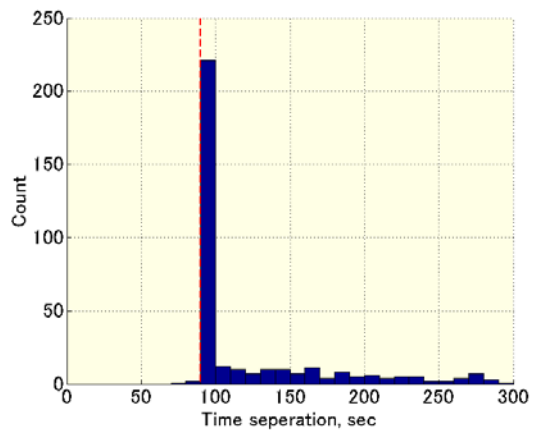


図 7-7 到着時間間隔 (到着時刻指定あり)

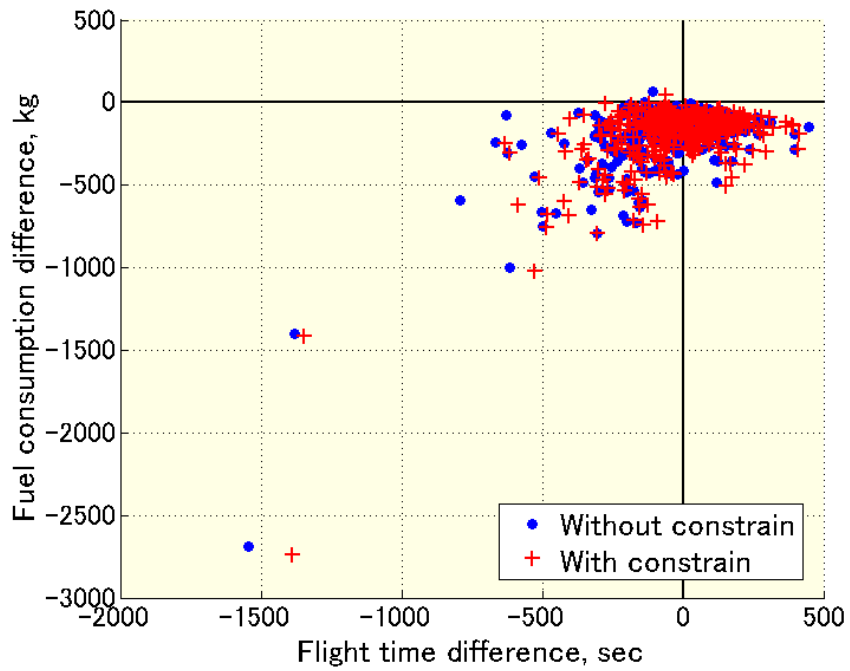


図 7-8 軌道最適化による潜在便益

表 7-1 燃料消費量と飛行時間の平均値

	飛行データ	最適軌道		(b)-(a)
		(a)到着時刻指定なし	(b)到着時刻指定あり	
燃料消費量(kg)	3990	3781 (-208, -5.22%)	3778 (-211, -5.30%)	-3
飛行時間(sec)	3728	3676 (-52, -1.39%)	3703 (-25, -0.67%)	+27

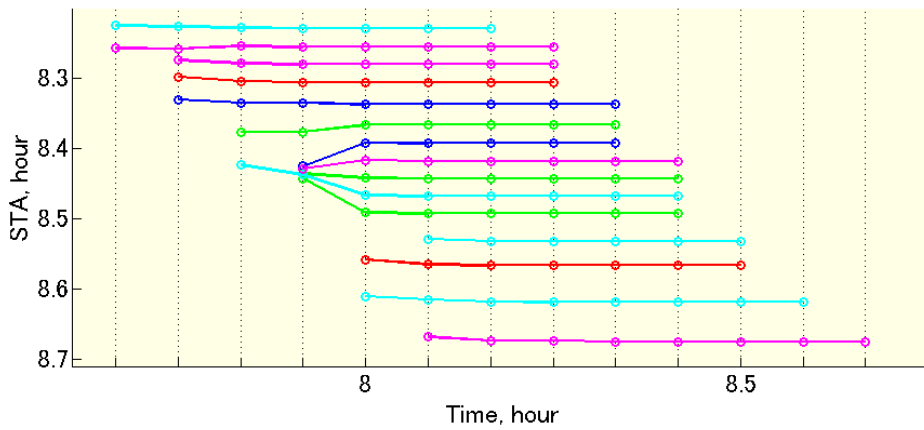


図 7-9 ある1時間での時間履歴

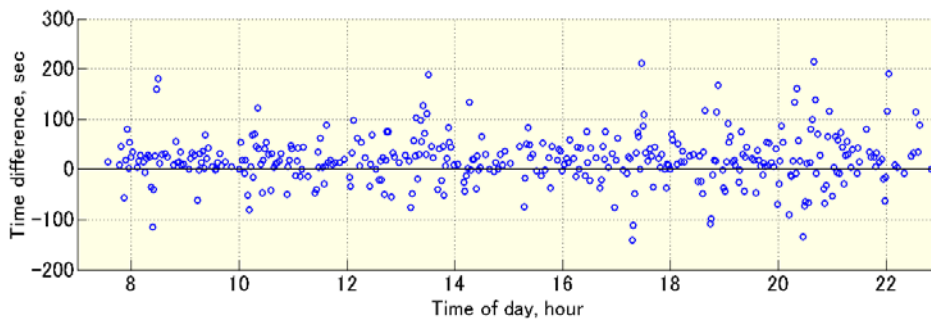


図 7-10 予定到着時刻と指定到着時刻の差

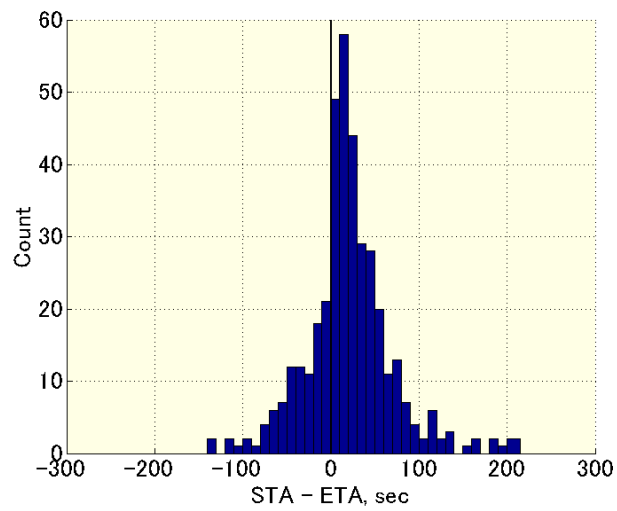


図 7-11 予定到着時刻と指定到着時刻の差 (ヒストグラム)

第4節 まとめ

この章では4次元軌道運用を想定し、到着する航空機に空港から250NMから150NMの区間で到着時刻指定を伴う軌道最適化の調整を行い、適切な到着時間間隔の確保と便益の実現を同時に達成できることを検証した。1日分のデータを解析して分かったことを以下にまとめる。

- 到着時刻を指定して軌道最適化を行った場合、最適軌道は到着時刻を指定しない場合とほとんど同様の便益を得られた。このことから飛行効率の最適化と到着間隔の設定が同時にできることが分かった。
- 燃料消費量の差は現状と比較し最適軌道を飛行した到着時刻を指定しない場合、到着時刻を指定した場合いずれの場合もほとんどの便で燃料消費量を削減することができた。平均して5%以上削減可能であり到着時刻を指定しても指定しない場合と比較して大きな削減率の差はなかった。また、飛行時間も短縮することが可能であった。
- 時間履歴から到着時刻間隔を確保するために到着を遅らせる指示だけではなく早める指示も行っていることが分かった。

第8章 結論

この章では本論文で得られた結果についてまとめる。

第2章「混雑空港の現状」では日本で最も混雑している東京国際空港における管制官による到着機の制御の現況を紹介した。管制官は、レーダーベクターと呼ばれる方法によって飛行距離と飛行時間を調整し、不規則に到着する航空機に対して滑走路への着陸進入のための順序づけおよび間隔づけを行っている。ベクタリング度という指標を定義してレーダーによるベクタリングの状況を示し、多くの便がレーダーベクターを受けていることが分かった。しかし、この方法では必要な調整時間量が予め分からないため効率の良い飛行ができず、燃料消費の観点から改善の余地があると思われる。この問題の検討が、本論文における主要なテーマである。

第3章「解析ツール」では、監視データを使って航空機の燃料消費量と飛行時間からなる運航効率を定量的に評価するための方法についてまとめた。第4章から第7章における解析において使用したものである。実績のある数値気象予報データと航空機の性能モデルを用いて監視データから実際の飛行の燃料流量を推定し、対象とする飛行と同じ始点と終点、および気象の条件で最適軌道を導き、実際の飛行と理想の飛行と比較することにより運航効率を定量化することができる。

第4章「BADAモデルの精度」では、本論文で使用し、また航空交通管理の研究において世界中で広く利用されている BADA モデルの精度を評価するため、燃料消費量の再現計算、飛行状態推定および軌道最適化計算により得られた諸量を貨物便の飛行データと比較した。

直接比較、気象データの誤差を含むモデルの中での比較、最適軌道との比較を行い、BADA モデルの妥当性、第3章において説明した推定方法の妥当性を示した。BADA モデルは航空交通管理の研究において有効であると推測される。限られた飛行ケース数による1機種についての評価であるが、多数の飛行データについても第3章で示した解析方法を適用することによって他の機種の誤差の統計的な性質を明らかにすることができ、監視データによる燃料消費量の推定や潜在便益の解析など有益なデータを提供する事ができる。

第5章「飛行管理装置を用いた到着時刻制御」では FMS を利用した到着時刻制御を実現するための検討として、実機に搭載されている FMS を用いた閉ループシミュレー

シオン実験を行い、RTA 機能の分析および FMS の飛行コマンドのモデル化を行った。RTA 機能は到着時刻を制御する有効な手段であり、ここで取り上げたような高性能の FMS においては十分利用可能であることが明らかになった。一方、現在運航されている機材に搭載されている FMS の多くは RTA 機能が巡航フェーズに限られるため到着管理において使用できず、機材の更新が進むにはある程度の時間を要する。到着機を時間ベースで管理するためには、RTA 機能の使用可能フェーズが限定される FMS に対する時刻制御をいかに行うかが重要となる。この章ではそうした状況を想定し、RTA 機能における制御ロジックの調査、分析を実施した。大きな風速誤差のある状況下でも、到着時刻を高い水準で達成できることを確認し、その制御ロジックはおおよそ Control Dead Band に従って間欠的にフィードバック制御を行うものである事が明らかとなった。さらに、地上で到着時刻の調整と制御を行うために必要となる FMS の飛行コマンドをモデル化し、その評価を行った。この章では Three Parameter Model というパラメタを限定した飛行軌道モデルを提案したが、実際のフライトをよく再現できることを確認し、地上における参照軌道として有効である事を示した。次章以降で提案する到着機の制御において RTA の実現は不可欠の要素であり、最新の FMS およびその技術が到着管理システムにおいてその役割を担うことができることを示した。

第 6 章「現在の到着機制御における潜在便益」では、飛行速度最適化による時間調整と Holding による新しい方法を提案し、現在行われている管制官によるレーダーベクターによる到着時刻制御とを比較した。同じ飛行時間を前提とし、Holding を指示することでパイロットに飛行速度の自由度を与えることによって燃料消費量が削減できるかどうかを解析した。SSR モード S データを用いてある混雑時間帯の 2 時間程度を解析した結果は、到着機が輻輳する際の管制間隔設定の方法について、レーダーベクターも有効ではあるが Holding を指示することで航空機は最適な速度で飛行し、かつ燃料消費量を削減することが可能であることが分かった。また、交信量が削減可能であり、管制官とパイロットのワークロードの軽減につながると考えられる。

第 7 章「4 次元軌道運用による便益」では将来の軌道ベース運用による飛行の潜在便益を推定する方法を示し、ひとつの方向性として効率的な到着時刻指定の方法を提案した。また、到着時刻指定が潜在便益に及ぼす影響を調べた。CARATS Open Data による 1 日分の東京国際空港への到着機を対象に提案した手法を用いて到着時刻指定の潜在便益について解析を行った。その結果、到着時刻を指定する場合もそうでない場合と同程度の潜在便益を有し、到着時刻指定がフリーフライトの効率を大きく落とすことはないことが明らかになった。

以上のことから最適な到着管理を実現するためにそのベースとなる性能モデルの精度について検証し、十分な精度があると確認できた。また、到着管理システムに FMS を取り入れる運用を実現するために FMS のロジックについて考察し、FMS が生成する飛行を模擬する飛行軌道モデルを提案した。また、現状の航空管制でも潜在便益があると考えられるレーダーベクターに対して Holding について検証し便益が得られる運用に

ついて提案した. 将来行われるであろう 4 次元軌道運用についても検証し潜在便益が存在することが確認できた.

以上の本論文における成果が CARATS の目指す将来の軌道ベース運用の一助となることを期待する.

Appendix A. 管制方式基準

第1節 はじめに

管制官は「航空保安業務処理規程 第5管制業務処理規程」に含まれている「管制方式基準」に従って管制を行う。航空保安業務処理規程 第5管制業務処理規程のI総則1目的の項には「この規程は、航空交通管理管制官又は航空管制官が管制業務及びこれに関連する業務を実施するにあたって準拠すべき基準その他の事項を定めることを目的とする。」と記載されている。

航空交通管理の研究を進めていく中で提案した内容を実運航で実施するためには管制方式基準に従う必要がある。そのため関連する規程を知る必要があり、また有効と思われる施策を実施するためには規程を変えることも考慮する必要がある。Appendix Aでは航空交通管理に必要な管制間隔に関する規程を抜粋する。

第2節 管制間隔

この節では管制間隔に関わるものの抜粋を記載する。文中の番号は原本に合わせて記載しているため全ての番号が記載されていない。

第1項 管制間隔

この項では基本となる管制間隔について抜粋する。

II 計器飛行管制方式 2 管制間隔

【適用】

- (1) a 管制間隔は、次に掲げる航空機相互間に、垂直間隔、縦間隔又は横間隔を以下に掲げる方法及び基準により設定するものとする。ただし、IFR機にVMCを維持して飛行することを許可した場合及びレーダー間隔を適用する場合はこの限りではない。

- (a) IFR機相互間

(b) ~ (e) 省略

b DME を利用する場合の管制間隔は、関連航空機間の距離を同一の DME 施設から確認することにより設定するものとする。

【垂直間隔】

(2) a IFR 機に対する垂直間隔の最低基準は、次に掲げるとおりとする。

(a) フライトレベル 290 以下の高度にあつては、1,000 フィート

(b) フライトレベル 290 を超える高度にあつては、2,000 フィート

(c) RVSM 適用空域を飛行する RVSM 適合機相互間にあつては、1,000 フィート

(d) RVSM 適用空域を飛行する RVSM 適合機と RVSM 非適合機相互間にあつては、2,000 フィート

(e) (c)を適用している場合であつて、機器の故障により RVSM 適合基準を満たさなくなった旨の通報を受けたときは、当該航空機と他の航空機との間にあつては2,000 フィート

b、c 省略

d RVSM 適用空域において、航空機から「並」を超える乱気流に遭遇した旨の通報があつた場合は、垂直間隔の最低基準を確保するため、当該航空機と他の航空機との間に 2,000 フィートの間隔を設定する。また、当該報告のあつた高度とその上下 1,000 フィートの高度の使用を一時中止する。

e 省略

【縦間隔】

(3) a 同方向経路又は交差経路を飛行する航空機相互間における縦間隔の最低基準は、次に掲げるとおりとする。なお、DME を使用する場合は、航空機との直接交信により縦間隔を設定するものとする。また、出発機相互間に縦間隔を設定する場合は、真対気速度に代えて指示対気速度によることが望ましい。

(a) 先行機が後続機の真対気速度よりも40 ノット以上速い真対気速度を維持している場合であつて、次のいずれかの場合、両機がDME を使用するときは5海里、その他のときは3分：

(b) 先行機が後続機の真対気速度よりも20ノット以上速い真対気速度を維持している場合にあつて、次のいずれかの場合、両機がDMEを使用するときは10海里、その他の時は5分：

(c) 上昇又は降下を行う航空機が他の航空機の高度を通過する場合

ア 両機がDMEを使用している場合であつて、先行機が降下を行うとき、又は後続機が上昇を行うときは、10海里

イ 両機がDMEを使用していない場合であつて次のすべての条件が満たされるときは、5分

(ア) 先行機が降下を行うとき又は後続機が上昇を行うとき

(イ) 高度変更が開始される時点において、両機間の垂直間隔が4,000 フィート以下の場合

(ウ) 先行機が位置通報を行ったフィックスにおいて、後続機が位置通報を

行った時刻又は当該フィックスの通過時刻を指定する管制指示を後続機が確認応答した時刻から、10 分以内に高度変更を開始する場合

- (d) 前3項に該当しない場合
 - ア 両機がDMEを使用するときは、20海里
 - イ その他のときは、10分

【横間隔】

- (4) a 横間隔は、次の方法により設定するものとする。
 - (a) 航空機に対し、（中略）保護空域が重複しない異なる飛行経路を指示又は承認する。ただし、民間及び自衛隊訓練/試験空域との間にあっては当該保護空域との間に5海里の間隔を設定する。
 - (b) 以下省略

第2項 レーダー間隔

この項ではレーダー使用時に適用されるレーダー間隔を抜粋する。

IV レーダー使用基準 6 管制間隔

【適用】

- (1) レーダー間隔は次に掲げる航空機相互間に適用するものとする。
 - (a) レーダー識別された航空機相互間
 - (b) 出発機であって離陸滑走路末端から1海里以内でレーダー識別される見込みのあるものとレーダー識別された航空機との間
 - (c) 省略

【レーダー間隔の最低基準】

- (4) a 航空機相互間におけるレーダー間隔の最低基準は、次に掲げるとおりとする。この場合これらの一次レーダーターゲット、コントロールスラッシュ又はレーダーポジションシンボルは、垂直間隔が設定されている場合を除き、それぞれ相互に接触させてはならない。
 - (a) IECS 表示装置を使用する場合
レーダーサイトからの距離にかかわらず、5海里
 - (b) IECS 表示装置以外を使用する場合
 - ア レーダーサイトから40海里未満のところでは、3海里
 - イ レーダーサイトから40海里以遠のところでは、5海里
 - ウ 補完ターゲットにかかる場合はレーダーサイトからの距離にかかわらず、5海里。

【出発機間の初期間隔】

- (8) a 同一の又は近接する飛行場から出発後15度以上分岐する2つの異なる経路を飛行することとなる航空機相互間にあっては、（中略）後続の出発機が、離陸滑走路の末端から1海里以内にレーダー識別される見込みがある場合は、経路の便起点において1海里以上のレーダー間隔を設定維持するものとする。

以下省略

【到着機と出発機の間隔】

- (9) a 到着機と出発機の間には、2海里以上のレーダー間隔を設定するものとする。
この場合において、出発機の離陸後1分以内に当該航空機間に(4)に掲げる基準値以上のレーダー間隔を設定するものとする。

以下略

第3項 後方乱気流管制方式

この項では後方乱気流を考慮して適用される間隔を抜粋する。最初に定義を記載する。後方乱気流管制方式は適用する管制間隔の項に追記されているため、それぞれの項目から抜粋している。

定義

後方乱気流区分 (Wake turbulence category)

後方乱気流の回避を目的とした間隔を設定するために最大離陸重量により航空機を区分けしたものであって、次のものをいう。

- a ヘビー機 (Heavy aircraft) 最大離陸重量が300,000ポンド(136トン)以上の航空機をいう。
〔例〕 A124、A306、A310、A332、A343、A388、B744、B773、DC10、MD11、IL96、C5、C17
- b ミディアム機 (Medium aircraft) 最大離陸重量が15,500ポンド(7トン)を超え、300,000ポンド未満の航空機をいう。
〔例〕 A320、B738、B752、E170、MD81、MD90、C560、GLF5、F900、DH8D、SF34、SB20、YS11、C1、C130、F15、F16、LJ35、US1、US2
- c ライト機 (Light aircraft) 最大離陸重量が15,500ポンド以下の航空機をいう。〔例〕 AC68、BN2P、BE9L、C172、C206、C402、C501、C525、D228、MU2、MU30、PA28、PA34

後方乱気流管制方式 (Wake turbulence procedure)

後方乱気流による影響を最小限にするための方式をいう。

II 飛行場管制方式 3 管制間隔

【同一滑走路における間隔】

後方乱気流管制方式

- b 先行機と後続出発機には次に掲げる間に次表の最低基準以上の管制間隔を設定する事。ただし、(a)の場合であって、ターミナル管制所により(IV)6(4)b(b)アに規定するレーダー間隔の最低基準が適用される時はこの限りではない。
- (a) 先行出発機と後続出発機が同方向に離陸する場合は、先行機が離陸滑走を開始してから後続機に離陸許可を発出するまでの間。
- (b)、(c) 省略

表 A-1 後方乱気流適用間隔

先行機	後続機	最低基準
ヘビー機等 (A380に限る)	ヘビー機	2分間
	ミディアム機	3分間
	ライト機	4分間
ヘビー機等 (A380を除く)	ヘビー機 ミディアム機	2分間
ヘビー機等 (A380を除く) ミディアム機	ライト機	3分間

【インターセクションデパーチャー等の間隔】

- (7) a 先行ヘビー機等と後続ミディアム機若しくはライト機又は先行ミディアム機と後続ライト機が同方向に離陸する場合は、次に掲げる間3分間（先行ヘビー機等がA380の場合は4分間）の間隔を設定する。（以下省略）
- (a) 同一滑走路を使用して、後続機が先行機よりも滑走路距離の短いインターセクションから離陸する場合は、先行機が後続機の離陸滑走開始点を通り過ぎてから後続機に対して離陸許可を発出するまでの間。
- (b) 省略

IV レーダー使用基準 6 管制間隔

【レーダー間隔の最低基準】

後方乱気流管制方式

- (4) b 後続機が先行機と(a)又は(b)の関係にある場合は、両機間に次表に掲げる数値以上の間隔を設定するものとする。
- (a) 省略
- (b) 次に掲げる滑走路を同方向に使用するとき（図 A-1および図 A-2）ただし、到着機相互間においては後続機が視認進入を行っている場合を除き先行機が滑走路進入端を通り過ぎるまでとし、出発機相互間においては後続機をレーダー識別した地点からとする。
- ア 同一滑走路
- イ 滑走路の中心線の間隔が760メートル（2,500フィート）未満の平行滑走路

表 A-2 レーダー管制下の後方乱気流間隔

先行機	後続機	最低基準
ヘビー機等 (A380に限る)	ヘビー機 (A380を除く)	6海里
	ミディアム機	7海里
	ライト機	8海里
ヘビー機等 (A380を除く)	ヘビー機 (A380を除く)	4海里
	ミディアム機	5海里
	ライト機	6海里
ヘビー機等 (A380を除く) ミディアム機	ライト機	5海里

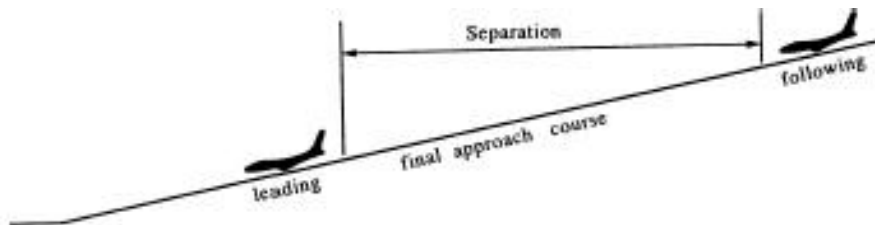


図 A-1 後方乱気流適用経路 1

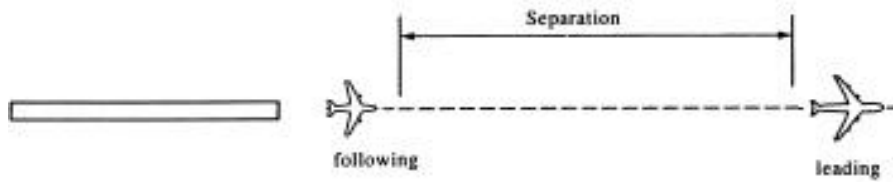


図 A-2 後方乱気流適用経路 2

Appendix B. 騒音軽減方式

第1節 はじめに

航空機の騒音問題は長年の課題であり、現在も航空機の設計において騒音を低減すべく努力が続けられている。空港周辺においては騒音軽減方式を設定することで騒音問題に取り組んでいる。詳細は ICAO Doc 8168 (Procedures for Air Navigation Services — Aircraft Operations (PANS-OPS)) [49]に記載されている。

多くの空港は騒音軽減方式を設定している。航空交通流管理の研究において騒音軽減方式に従いつつ効率化を図る必要がある。本論文では東京国際空港を取り上げているがこの空港においても例外ではなく、特に 23 時から 6 時までは滑走路の制限もありその他の時間帯とは異なる評価を行う必要がある。この Appendix B では ICAO Doc 8168 で騒音軽減方式について紹介し、東京国際空港で行われている方式について記載する。

第2節 ICAO および日本の騒音軽減方式

ICAO Doc 8168 は通称 PANS-OPS と呼ばれており、Volume I—Flight Procedures と Volume II—Construction of Visual and Instrument Flight Procedures に分かれている。ここには様々な Flight Procedure が設定されており、騒音軽減方式 (Noise Abatement Procedure) は Volume I に含まれる。この中で騒音軽減方式は「Noise Preferential Runway」, 「Noise Preferential Routes」, 「Use of noise abatement take-off or approach procedure」を挙げている。「Noise Preferential Runway」は天候がある条件より好条件の場合、初期上昇および最終進入フェーズで Noise Sensitive Area を回避するために使用する滑走路を指定する方式である。通常航空機は向かい風方向に離着陸するよう滑走路が指定されるが、この方式では追い風になった場合でも風速がある一定値以下であれば騒音を考慮した滑走路を使用する。「Noise Preferential Routes」は Noise Sensitive Area を回避するように離着陸機の経路を設定する方式である。「Use of noise abatement take-off or approach procedure」は各航空機に設定された Noise Abatement Procedure を実施することを求めている。いずれの場合も安全が優先され機長は安全上支障があると判断した場合に騒音軽減方式を実施しないことが認められている。

日本においては AIM-J[50]において騒音軽減方式の記載がある。ここでは7項目の騒音軽減方式が挙げられている。

Steepest Climb	離陸上昇時に Flap を Retract する高度を高くして行う方式
Thrust Cutback Climb	離陸上昇時に上昇推力以上に推力を低減し Noise Sensitive Area もしくは所定の高度を通過後通常の上昇推力を使用する方式
Reduced Flap Setting	着陸時に使用する Flap 角を浅くする方式
Delayed Flap Approach	着陸時に使用する Flap に Extend するタイミングを遅らせる方式
Reverse Thrust Restriction	着陸滑走時に Reverse Thrust の使用を制限する方式
Preferential Runway	Noise Sensitive Area を回避するために標準的に使用する滑走路を決定する方式
Noise Preferential Route	Noise Sensitive Area を回避するために設定された経路

これらの方式を使用して各空港において騒音軽減方式が設定されている。

第3節 東京国際空港の騒音軽減方式

ここでは2017年1月5日発効の航空路誌に記載されている東京国際空港の騒音軽減方式について記載する。

東京国際空港では「Preferential Runway」「Preferential Route and Aircraft Operating Procedures for Noise Abatement」「Noise Abatement Approach Procedure(NAAP)」が設定されている。

第1項 Preferential Runway

東京国際空港においては滑走路が使用不可もしくは緊急を要する状況以外では下記に記載した滑走路を使用する。

(For Take Off)

From 2100UTC to 1400UTC	1. RWY05 and 34R (north wind operation applied) or, RWY16L and 16R (south wind operation applied) are preferentially used.	
	2. RWY04 is used when northeast wind is about 20 knots or more, or, when RWY05 or RWY34R is closed.	
	From 2200UTC to 0000UTC	For jet aircraft, only authorized scheduled flights are permitted to takeoff from RWY34L. (HUMMING BIRD Departure)

From 1400UTC to 2100UTC	<ol style="list-style-type: none"> 1. RWY05 (north wind operation applied) or RWY16L (south wind operation applied) is preferentially used. 2. When RWY05 and RWY16L are not available, RWY16R is used. 3. RWY34R is available only when north wind operation applied, under following a. or b. circumstance, and RWY16L/R does not suit for safe take-off. However, in each case, all aircraft should take off with 2,500m RWY length from RWY34R threshold and keep its weight, main gear load and wheel load, on departure, at or below the limitations for RWY05/23. (Because RWY34R is used as a substitute for RWY05.) However this does not apply to flights that is specified and allowed in advance in consideration of the performance and route distance, etc. “Specified flights”. In this case, all specified aircraft should take off with 3,000m RWY length from RWY34R threshold. <ol style="list-style-type: none"> a. RWY05 is closed. b. The wind condition on departure exceeds crosswind or tailwind take-off limitations of RWY05. <ul style="list-style-type: none"> *Aircraft departing from RWY05 or landing to RWY34R have priority over the aircraft which departs from RWY34R due to b. above. *No aircraft shall depart from RWY34R only because of being over the aircraft weight restriction of RWY05/23. *As for b. above, when take off from RWY34R beyond reasonable level is made, suspending/deleting the item (b.), or other appropriate measures will be implemented.
	<ol style="list-style-type: none"> 1. RWY04 is used when RWY05, RWY16L/R and RWY34R are not available

(For Landing)

From 2100UTC to 1400UTC	<ol style="list-style-type: none"> 1. RWY34L and 34R (north wind operation applied) or, RWY22 and 23 (south wind operation applied) are preferentially used. 2. RWY16L is used when southeast wind is about 20knots or more, or, when RWY22 is not available (including the case that RWY23 is not available and RWY22 is unsuitable.).
From 1400UTC to 2100UTC	<ol style="list-style-type: none"> 1. RWY34R (north wind operation applied) or RWY23 (south wind operation applied) is preferentially used. 2. When north wind operation is applied, and RWY34R is not available, RWY34L is used. 3. When south wind operation is applied, and RWY23 is not available, RWY16L and RWY22 is used in this order.

第2項 Preferential Routes and Aircraft Operating Procedures for Noise Abatement

緊急、不可避な状況もしくは NOTAM で指定された場合を除き全ての航空機は下記の手順に従う。しかしながら機長が安全上の理由から手順に従えない場合はこの限りではない。

(For Take Off)

From 2100UTC to 1400UTC	RWY 34R	(For right turn departure) In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north, northwest and northeast of the airport, the aircraft should commence turns as soon as practicable with bank angles and speeds as prescribed in each operator's flight manuals.
	RWY 05	Nil
	RWY 16L	Nil
	RWY 16R	Nil
	RWY 34L	(For left turn departure) In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north, northwest and west of the airport, the aircraft should comply with following procedures. 1. Aircraft should commence turns as soon as practicable with bank angles and speeds as prescribed in each operator's flight manuals. 2. Intersection departure is not permitted. 3. Aircraft should fly at or above 3,000ft over Kawasaki Petrochemical complex area.
RWY 04	(For right turn departure) In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north, northwest and northeast of the airport, the aircraft should commence turns as soon as practicable with bank angles and speeds as prescribed in each operator's flight manuals.	
From 1400UTC to 2100UTC	RWY 05	In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north and northeast of the airport, the aircraft should commence turns as soon as practicable with bank angles and speeds as prescribed in each operator's flight manuals.
	RWY 16L	[OPPAR DEPARTURE] (Not alternate procedures) Nil
	RWY 16R	Nil
	RWY 34R	In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north, northwest and northeast of the airport, the aircraft should commence turns as soon as practicable with bank angles and speeds as prescribed in each operator's flight manuals.
	RWY 04	In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north, northwest

			and northeast of the airport, the aircraft should commence turns as soon as practicable with bank angles and speeds as prescribed in each operator's flight manuals.
--	--	--	--

(For Landing)

1. 住宅地の騒音を軽減するため、Landing Gear の Extend は可能な限り送らせなければならぬ。特に RWY22 にて ILS approach を実施する際は IAD 6.3NM までの住宅地に配慮する。
2. 1300UTC～2200UTC の間、到着機は Delayed Flap Approach Procedure を実施する。

From 2100UTC to 1400UTC	RWY 34R	[HIGHWAY VISUAL RWY34R] is primarily applied. [ILS Z or LOC Z RWY34R] is applied only when [HIGHWAY VISUAL RWY34R] is not applicable.
	RWY 34L	[ILS X or LOC X RWY34L] is primarily applied. [ILS Z or LOC Z RWY34L] is applied only when [ILS X or LOC X RWY34L] is not applicable.
	RWY 22	[LDA W RWY22] is primarily applied. (See Noise Abatement Approach Procedure) When [LDA W RWY22] is not available, [LDA Z(X) RWY22], [ILS RWY22] and [LOC RWY22] is used in this order.
	RWY 23	[LDA W RWY23] is primarily applied. (See Noise Abatement Approach Procedure) When [LDA W RWY23] is not available, [LDA Z(X) RWY23], [ILS Z RWY23] and [LOC Z RWY23] is used in this order.
	RWY 16L	In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the residential areas located north of the airport, aircraft should fly along or inside of the course shown in attached chart during the circling to final.
From 1400UTC to 2100UTC	RWY 34R	[ILS Y or LOC Y RWY34R] (via KAIHO)
	RWY 34L	[ILS Y or LOC Y RWY34L] (via KAIHO) Reverse Thrust In order to reduce aircraft noise in the vicinity of the airport, pilots are requested to limit the use of reverse thrust to idle power after landing at RWY34L.
	RWY 22	[LDA Y RWY22] (via BALAN ARRIVAL) Reverse Thrust In order to reduce aircraft noise in the vicinity of the airport, pilots are requested to limit the use of reverse thrust to idle power after landing at RWY22.
	RWY 23	[LDA Y RWY23] (via DARKS ARRIVAL) is primarily applied. [ILS Y or LOC Y RWY23] (via DAIYA ARRIVAL) is applied only when [LDA Y RWY23] is not applicable.
	RWY 16L	[VOR A] (via DARKS ARRIVAL) In order to minimize public annoyance for aircraft noise in the

		residential areas located north of the airport, aircraft should fly along or inside of the course shown in attached chart during the circling to final.
--	--	---

第3項 Noise Abatement Approach Procedure (NAAP)

1. 適用時刻
2100UTC から 1400UTC
2. NAAP が適用される航空機
RWY22 via BACON/RWY23 via DATUM で東京国際空港に着陸する全ての航空機
(レーダーベクターにより LDA22/LDA23 LOC course に会合する航空機は除く)
3. NAAP に使用する経路
LDA W RWY22 and LDA W RWY23
4. 状態
台風, Severe な天候またはレーダーシステムの故障等 Significant Condition でないこと.
5. NAAP の承認
ATC は“LDA W RWY22” or “LDA W RWY23”と進入方式を指定することで NAAP を承認する.
6. Continuous Descent (LDA W RWY22 のみ実施)
不用意な TCAS-RA の作動を防止するため NAAP 実施時, パイロットは BACON と BEAST の間で 1500ft/min より浅い降下率で連続的に降下しなければならない.
7. NAAP が実施不可の場合
8. もし天候状況等の理由で NAAP が実施不可である場合, パイロットは Tokyo Approach に最初に通信を行う際にその理由と共に LDA Z RWY22/ LDA Z RWY23 もしくは他の進入方式を要求しなければならない.
9. NAAP の中止
ATC は NAAP を交通状況によっては NAAP を承認後においても中止することがある. その際は他の指示が発出される.
10. Remarks
他機や天候状況によって ATC は記載されているものと異なる IAS を指示することがある.

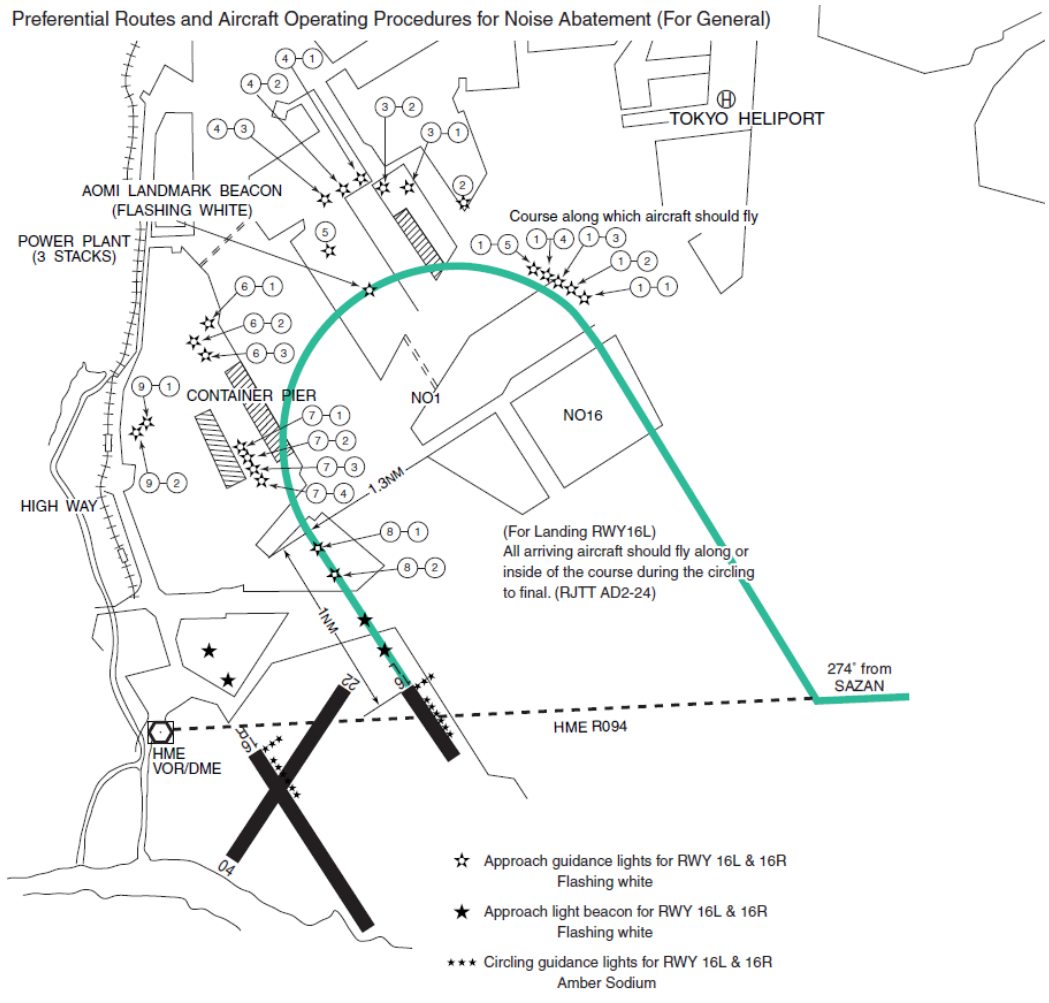


图 B-1 東京国際空港 Preferential Route

謝辞

本研究を行うにあたり、九州大学大学院工学研究院航空宇宙部門名誉教授 宮沢与和先生には長く研究から離れていた私に一から研究について多くのご指導ご鞭撻を賜りました。航空機運航の現場は知っているものの管制が実施する到着管理システムについては知らないことも多々あり丁寧にご教授いただきました。また、研究結果をまとめる際には構成を含め多くのご教授いただきました。ここに感謝の意を表します。

宮沢先生の定年退職後を引き継いで指導していただいた九州大学大学院工学研究院航空宇宙部門准教授 東野伸一郎先生にも多くのご指導ご鞭撻を賜りました。また、本論文審査の主査を務めて頂きました。ここに感謝の意を表します。

論文審査で副査を務めていただいた九州大学大学院教授 外本伸治先生には途中経過報告を含め貴重なご助言をいただきました。ここに感謝の意を表します。

同じく副査を務めていただいた国立研究開発法人 海上・港湾・航空技術研究所 電子航法研究所 長岡栄特任研究員にはお忙しい中、著者の都合に合わせて審査日程を調整していただいた上、貴重なご助言をいただきました。ここに感謝の意を表します。

九州大学工学部航空宇宙工学科飛行力学研究室解析チームの学生諸氏、現高知工科大学 原田明德先生、小塚智之博士、松田治樹修士、樋口雄紀修士、北詰有人修士、森俊介学士にはプログラミングをはじめ多くのサポートを賜りました。また、研究以外にも手続き等、細かな事を含め相談に乗っていただきここに感謝の意を表します。

国立研究開発法人 海上・港湾・航空技術研究所 電子航法研究所 福田豊航法システム領域長には SSR モード S データの提供していただき、また、貴重なご助言を頂きました。また、同研究所マーク・ブラウン上席研究員には B738 FMW(Flight Management Workstation)の使用を許可していただき、また貴重なご助言を頂きました。ここに感謝の意を表します。

最後に陰で支えてくれた家族に感謝の意を表します。

参考文献

- [1] **Boeing Company.** Boeing Current Market Outlook 2015. 2015.
- [2] 平林博子, マーク・ブラウン, 福田豊, 井上諭, 長岡栄. 航空交通需要予測に基づくフライトシナリオの検討, 第 51 回飛行機シンポジウム, 高松, 2013.11.
- [3] **ICAO.** Global Air Traffic Management Operational Concept first edition. 2005.
- [4] **US Department of Transportation.** The Next Generation Air Transportation System (NextGen). <https://www.faa.gov/nextgen/>.
- [5] **EUROCONTROL.** Welcome to the SESAR project.2017.
http://ec.europa.eu/transport/modes/air/sesar_en.
- [6] **EUROCONTROL.** who are we. <https://www.eurocontrol.int/articles/who-we-are>.
- [7] 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, 2010.
- [8] **Erzberger H.J. T.,Green S.Davis.** Design of Center-TRACON automation system. NASA Ames Reserch Center. an AGARD Meeting on 'Machine Intelligence in Air Traffic Management', 1993.
- [9] **EUROCONTROL.** Arrival Manager Implementation Guidelines and Lessons Learned. 2010.
- [10] **EUROCONTROL.** AMAN Status Review 2010. 2010.
- [11] 蔭山康太, 福田豊, 塩見格一, 三垣充彦. 飛行時間に基づいた到着機の順序・間隔付け手法の検討. 電子航法研究所, 1999.12. 研究報告.
- [12] **Civil Aviation Bureau Japan.** Aeronautical Information Publication Japan. 2016.
- [13] **EUROCONTROL.** Airport Collaborative Decision Making (A-CDM).
<http://www.eurocontrol.int/articles/airport-collaborative-decision-making-cdm>.
- [14] **EUROCONTROL.** RECAT-EU, optimising Europe's airports capacity .
<http://www.eurocontrol.int/articles/recat-eu>.
- [15] **EUROCONTROL.** Cross-border Arrival Management (XMAN).
<http://www.eurocontrol.int/articles/xman>.
- [16] **Federal Aviation Administration.** Aeronautical Information Manual. 2014.
- [17] 北詰有人, 田村恵一, 宮沢与和. CARATS オープンデータを用いた羽田空港到着便のベクタリング制御に関する一考察, 第 54 回飛行機シンポジウム, 富山, 2016.10.
- [18] 国土交通省航空局交通管制部. 交通管制部の所有するデータの提供について, プレスリリース. http://www.mlit.go.jp/report/press/kouku13_hh_000074.html (最終アクセス 2017/7/12).
- [19] 岡恵, 福田豊, 上島一彦. 航空交通の運用データの一般公開と活用, 第 52 回飛行機シンポジウム, 長崎, 2014.10.
- [20] 京都大学生存圏研究所. 生存圏データベース. <http://database.rish.kyoto-u.ac.jp>.

- [21] 気象業務支援センター．オンライン気象情報，
<http://www.jmbasc.or.jp/jp/online/online.html>
- [22] 十時寛典，小塚智明，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., 2013.
- [23] 重富貞成，小塚智之，宮沢与和，十時寛典．SSR モード S 監視データを用いた気象予報データの評価解析，第 51 回飛行機シンポジウム，高松，2013.11.
- [24] NOAA,NASA,US Air Force. U.S. Standard Atmosphere. 1976.
- [25] Harada, A., Miyamoto, Y., Miyazawa, Y., Funabiki, K. *Accuracy Evaluation of an Aircraft Performance Model with Airliner Flight Data*. s.l. : Trans. JSASS Aerospace Technology Japan,**11**(2013). pp. 79-85.
- [26] 田村恵一，原田明德，樋口雄紀，松田治樹，宮沢与和．貨物便の飛行データを用いた航空機の性能モデルに関する研究，航空宇宙技術，**16**(2017)，pp. 27-36.
- [27] Tamura, K., Harada A., Higuchi Y., Matsuda H. and Miyazawa Y. Accuracy evaluation of an Aircraft Performance Model using Cargo Flight Data for Air Traffic Management Research., 2016 Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2016), Toyama, 2016.10.26.
- [28] 田村恵一，原田明德，樋口雄紀，松田治樹，宮沢与和．貨物便の飛行データを用いた航空機の性能モデルに関する研究，日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会，2016.04.14.
- [29] Nakamura, Y. and Kageyama, K. Study on Validation and Application of Fuel-Burn Estimation. AIAA Paper 2015-0651,AIAA MST Conference, Florida, 2015.
- [30] 原田明德，小塚智明，宮沢与和，ビクラマシンハ N.K, マーク・ブラウン，福田豊．国内定期旅客便の運航効率の客観分析，航空宇宙技術，**14**(2015)，pp.171-178.
- [31] EUROCONTROL. BADA. <http://www.eurocontrol.int/services/bada>.
- [32] 宮本侑斗，原田明德，K.N, ビクラマシンハ，宮沢与和，船曳孝三．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，航空宇宙技術，**12**(2014)，pp. 1-10.
- [33] Wickramasinghe, N.K., Miyamoto, Y., Harada, A., Kozuka, T., Shigetomi, S., Miyazawa, Y., Brown, M., Fukuda, Y. *Flight Trajectory Optimization for Operational Performance Analysis of Jet Passenger Aircraft*. s.l. : Trans. JSASS Aerospace Technology Japan, **12**.
- [34] 松田治樹，原田明德，小塚智之，宮沢与和，ナビンダ・ビクラマシンハ．動的計画法を用いた軌道最適化による到着時刻指定，第 53 回飛行機シンポジウム，高松，2015.11.
- [35] Damir, P., Angela, N., Vincent, M., EUROCONTROL, Bretigny-sur-Orge *ADVANCED AIRCRAFT PERFORMANCE MODELING FOR ATM : ANALYSIS OF BADA MODEL CAPABILITIES*. 29th Digital Avionics System Conference. October 3-7,2010.
- [36] Boeing. contribution of flight systems to performance-based navigation http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_02_09/article_05_1.html
- [37] Miyazawa, Y., Matsuda, H., Shigetomi, S., Harada, A. , Potential Benefits of Arrival Time Assignment.: Air Traffic management Research and Development Seminar, Lisbon, Portugal, 2015.
- [38] Higuchi, Y., Kitazume, N., Kozuka, T., Tamura, K., Miyazawa, Y. and Brown, M. Efficient control of arrival time at a congested airport's terminal area, 30th

- International Congress of Aeronautical Sciences, ICAS 2016-11.9.5, Daejeon, Korea, 2016.
- [39] **Boeing.** Fuel Conservation Strategies:Cost Index Explained.
- [40] **Reynolds, Tom G., McPartland, Michael, Teller, Tom, Troxel, Seth.** Exploring Wind Information Requirements for Four Dimensional Trajectory-Based Operations.: Air Traffic Management Research and Development Seminar, Lisbon, Portugal, 2015.
- [41] **航空輸送技術研究センター.** CDO/TBO に関する調査研究報告書(平成 23 年度). 2012.03.
- [42] **樋口雄紀, 小塚智之, 宮沢与和, マーク・ブラウン.** FMS を利用した到着時刻制御のための一検討, 第 53 回飛行機シンポジウム, 松山, 2015.11.
- [43] **岡野正治,** 事故のモニタージュ(IV), 全日本空輸株式会社総合安全推進委員会/事務局, 1992.
- [44] **福田豊, 白川昌之, 瀬之口敦.** 飛行速度調整による時間管理の検討, 第 11 回電子航法研究所研究発表会, 2011.06.
- [45] **佐藤瑞騎, 武市昇.** 管制指示の速度調整による円滑な合流交通流の形成の試み, 日本航空宇宙学会論文集, **63**(2015), pp.248-256.
- [46] **国土交通省航空局.** 航空保安業務処理規程-第 5 管制業務処理規程. 2010.
- [47] **田村恵一, 北詰有人, 小塚智之, 樋口雄紀, 宮沢与和.** 到着機輻輳時のレーダー誘導による効率低下の課題に関する一考察, 航空宇宙技術, **16**(2017), pp. 101-108.
- [48] **Higuchi, Y., Kitazume, N., Tamura, K., Kozuka, T., Miyazawa, Y. and Brown, M.** Optimal Arrival Time Assignment and Control Analysis Using Air Traffic Data for Tokyo International Airport : AIAA Paper 2017-1246, AIAA GNC Conference, Grapevine, Texas, 2017.
- [49] **ICAO.** Aircraft Operations Vol. I Flight Procedures Fifth Edition - 2006 (Doc 8168 Part 1).
- [50] **日本航空機操縦士協会.** Aeronautical Information Manual Japan. 2016.