

東京国際空港到着機の現状分析と新たな制御方法の提案

Analysis of Arrival Flights inbound to Tokyo International Airport and a Proposal of their Novel Control Method

航空宇宙工学コース

機械・航空システム制御研究室 1245045 保阪 和史

記号の説明

a	: 時間調節の重み関数
D	: 抗力, 到着機間の距離
g	: 重力加速度
H	: 気圧高度
l	: 直接運用コスト
J	: 評価関数
m	: 機体重量
p	: 気圧
t	: 時間
T	: 推力
V	: 速度
x	: 進行距離
γ	: 飛行経路上昇角
η	: 燃料流量係数
θ	: 経度
μ	: 燃料流量
ρ	: 空気密度
τ	: 時間余裕
ϕ	: 緯度

添え字

a	: 大気成分
f	: 終端
k	: 機体番号
m	: 保護領域
W	: 風

略語

ATM	: Air Traffic Management, 航空交通管理
FIR	: Flight Information Region, 飛行情報区
RNAV	: Area Navigation, 広域航法

1 緒言

世界的に航空輸送需要が大きく高まる昨今の航空業界において航空交通システムの変革が我が国を含め、世界的に求められている⁽¹⁾。その主な要因として挙げられるのが就航便数および利用客の増加や格安航空会社の就航などによるものである。このような航空交通需要の高まりに対して空域・空港の容量拡大, さらに安全性を保ちつつ遅延を抑制するための新たな管制の方法が検討されてきた^{(2)~(6)}。日本国内においても, 年間利用客数および航空機発着回数が1位である東京国際空港(羽田空港)のさらなる交通量の容量の拡充が求められ, 様々な工夫や改善が行われている⁽⁷⁾。こうした航空交通の需要の高まりに対して, 新たな航空交通流管理システムの導入が必要である。我が国では新たな航空交通システムの構築を目的として CARATS (Collaborative Actions for

Renovation of Air Traffic Systems)⁽⁸⁾が, また米国では連邦航空局により NextGen というプログラムが掲げられている⁽⁹⁾。これらにおいて提案されている重要な計画の一つに軌道ベース運用 (Trajectory Based Operation, TBO) がある。これは現在複数に分割されている空域ごとの管制指示を中心とした ATM 運用に代わって, 我が国の FIR の全体を一つの空域としてとらえ, すべての航空機の出発から到着までを一括で管理する方法である。現在の管制の方法では管制官が主に速度と飛行方位および高度を指示することで, 機体同士の間隔を調節しつつ, 到着時刻や順序の制御が行われている。しかし, 交通量が増加するにつれ計画していた経路から大きく外れて飛行させられる便が増え, 運航コストが増加することが予想される。

本研究では到着機の管制の効率化および容量拡大を目的とし, 東京国際空港到着機の運航効率に着目して, 速度のみの制御による効率的な交通流制御の方法を提案する。具体的には, 複数の到着機について燃料消費量と時間からなる直接運航コスト(Direct Operating Cost, DOC)の総和を最小にするよう各機体の速度プロファイルを最適化する。新たに提案する効率的な制御方法の参考とするため, 経路の延伸の少ない便について, 実運航にて記録された QAR 飛行データを使用し, 東京国際空港到着機の実用速度および実用高度の範囲や制限等を明らかにする。さらに航空機同士の干渉を考慮し, 衝突の危険を回避する方法を検討する。具体的には, 到着機に対し保護領域を与え, 両機の距離とその変化率から衝突までの時間余裕を導出する⁽¹⁰⁾。その時間余裕と, 各到着機の終点から等距離上の点における通過時刻の差を干渉の判定に用いる。本研究にて新たに提案する制御方法は複数の到着機について実運用における様々な制約や条件を考慮した上で, 全体の運航効率が最大となるよう各々に最適な速度プロファイルを与えられる点に従来の手法には見られない重要な価値がある。

2 東京国際空港到着機の分析手法

2.1 使用データ

Table 1 Overview of QAR flight data

Data record period	2017	Mon 17 April to Sun 23 April Mon 10 July to Sun 16 July Mon 9 Oct to Sun 15 Oct
	2018	Tuesday 9 Jan to Sunday 14 Jan
Aircraft model	B777-200	
Data items	92 items such as Time, Latitude, Longitude, Wind speed, Wind direction, Airspeed, Ground speed	
Data duration	1 second	
Subject	Scheduled flights from Fukuoka to Tokyo International Airport	

本研究では実運航データとして民間の航空会社より提供を受けた QAR (Quick Access Recorder) 飛行データを使用する。表 1 に本研究で使用する QAR 飛行データの概要を示す。QAR 飛行データには 2017 年 4 月, 7 月, 10 月および 2018 年 1 月の福岡空港発東京国際空港行き 266 便で構成されている。機上装置で記録された詳細な飛行データであり, 位置や時刻等の情報ははじめ一便あたり 92 項目のデータが含まれている。

2.2 東京国際空港到着機の現状分析

本節では東京国際空港到着機の新たな制御方法の開発のために, QAR 飛行データを用いて解析対象便の降下開始から着陸までに着目し速度および高度の実際の運用範囲, さらにウェイポイント通過時の速度と高度の制限を明らかにする。

はじめに 266 便すべての飛行経路を以下の図 1 に示す。図 1 から分かるように愛知県沖 (FLUTE 付近) から距離を延伸させ, 航空機同士の間隔を調節する操作が行われている。解析対象とする便が使用する主な航空路は RNAV Y23 であるが, ウェイポイントを通さずにショートカットをして飛行する便も存在する。したがって Y23 上のウェイポイントにおいて FLUTE から大幅な進路変更をすることなく, ウェイポイント ARLON へ到着している便のみを効率的な飛行をする到着便として抽出する。すなわち管制指示によって経路の変更を行っている便は分析対象から除外し, 東京国際空港の 4 本の滑走路のうち, 最も迂回が少ない 34L に着陸するものを分析対象とした。

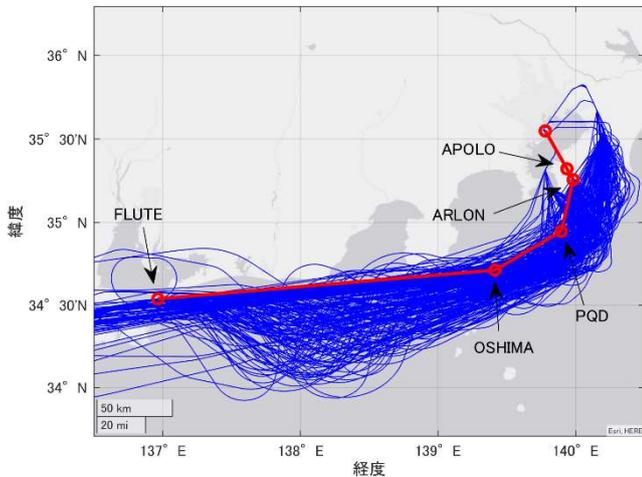


Fig.1 Flight routes of all flights in QAR flight data

分析対象とした便の飛行した日付を以下の表 2 に示す。分析対象とする便数は 8 便である。

図 2 に抽出したすべての便の経路を示す。経路の延伸はほとんど発生しておらず, ウェイポイント FLUTE 付近から直線的に OSHIMA へ向かっている。OSHIMA 付近を通過後は着陸を援助する無線施設 PQD 付近において進路を ARLON へと向け, ARLON 通過後はそのまま東京国際空港へ着陸している。

Table.2 Date and number of extracted flights for analysis

Date	Number of flights
April 22, 2017	2
October 12, 2017	2
October 14, 2017	3
January 9, 2018	1

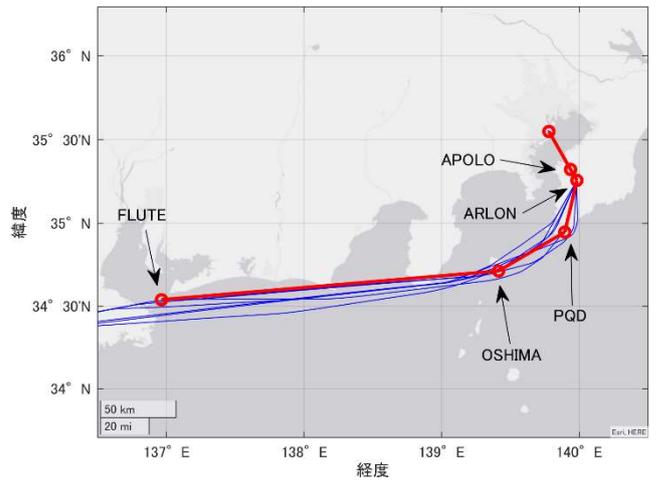


Fig.2 Flight routes of extracted flights

次に分析対象とした便の東京国際空港からの距離と高度の関係を以下の図 3 および図 4 に示す。

ARLON では下限高度として設定されている 5000[ft]で APOLO まで一旦水平飛行をしている。また降下開始点は, 東京国際空港から 90 [NM]~150 [NM]とばらつきがある。降下開始後は途中で水平飛行を行っている便はあるがいずれも高度を上昇させることなく降下している。

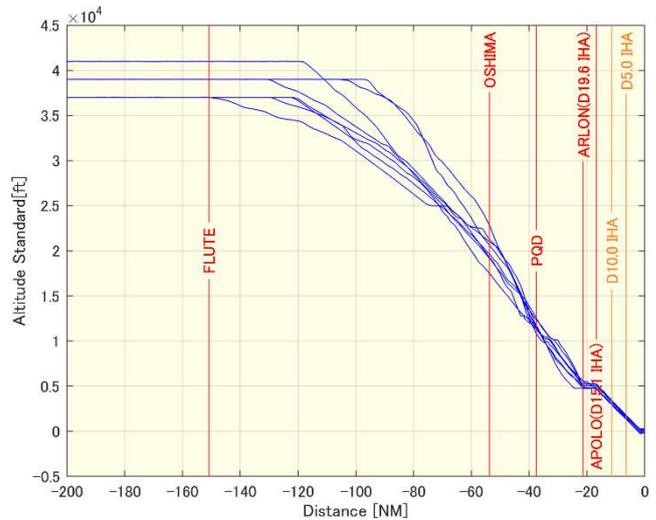


Fig.3 Relationship between distance to go and flight altitude

図 5 および図 6 に距離と指示対気速度 (Indicated Airspeed, IAS) の関係を示す。巡航区間では約 240 [kt] から 270 [kt] の値を取っており, ウェイポイント FLUTE においても同等の速度範囲であることが分かる。その後, 東京国際空港から約 120 [NM] の距離において降下を開始するため指示対気速度は上昇し, 距離が約 40 [NM] から 90 [NM] の区間において約 270 [kt] あるいは 300 [kt] の一定値で飛行している。PQD 付近において減速を開始しているが, 減速については一定の割合で減速するのではなく, PQD 通過後には約 200 [kt] から 250 [kt] の一定速度で飛行し, ARLON から再度減速している。

3 複数到着機の交通流制御について

3.1 速度の最適化による交通流制御

本研究で提案する新たな交通流制御の方法は, 機体は合流点までの最短経路を飛行し, 飛行中は速度のみを調節するこ

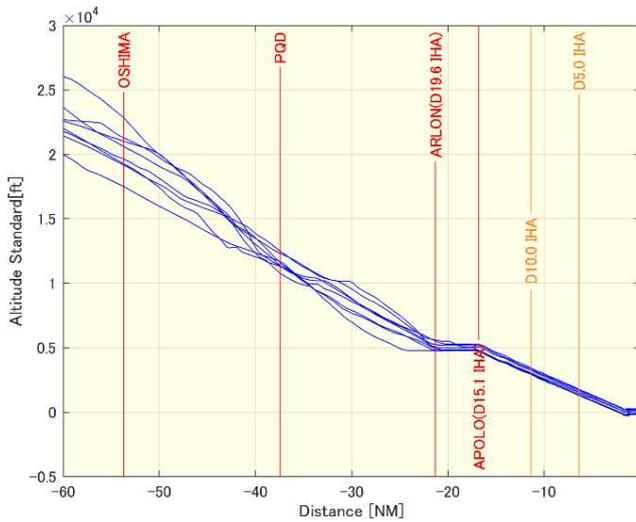


Fig.4 Relationship between distance to go and flight altitude (-60[NM]~0[NM])

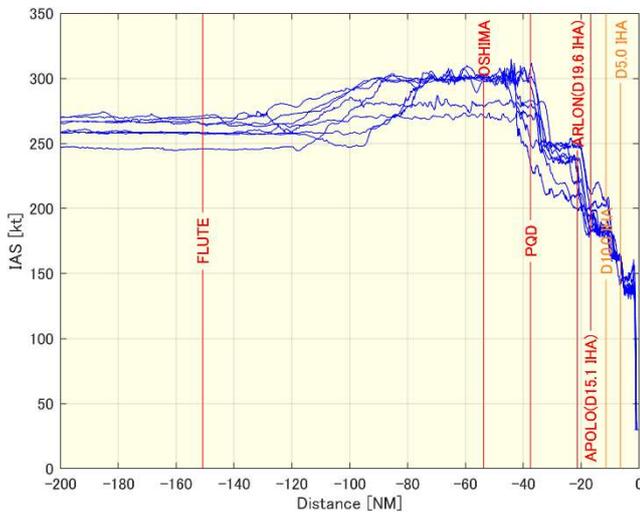


Fig.5 Relationship between distance to go and speed

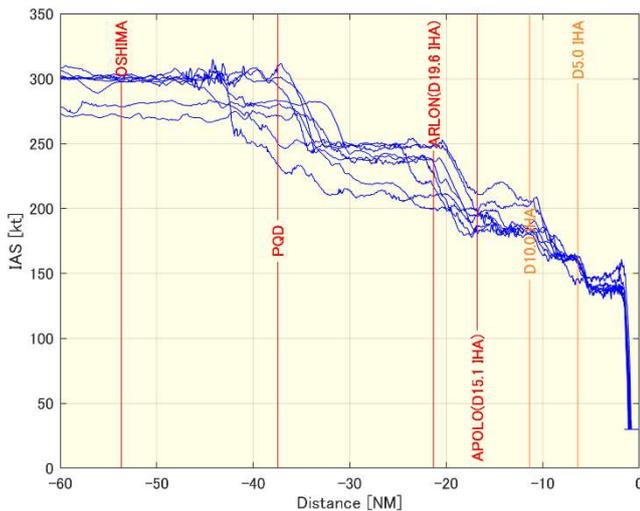


Fig.6 Relationship between distance to go and speed (-60[NM]~0[NM])

とで、複数機の直接運航コストの総和を最小にすることを目的としている。現状分析より、ウェイポイント ARLON 以降、東京国際空港へ着陸するまではすべての抽出便が経路を変更することなく、同様の高度および速度プロファイルとなっている。したがって、本稿では着陸直前のウェイポイント

ARLON から等距離の位置に存在する複数の到着機のプロファイルの最適化を行う。すなわち本稿では、飛行経路の終点を ARLON、始点を ARLON までの直線距離が等しくなる位置とする。始点の位置については現状分析より東京国際空港までの距離が最大で約 150 [NM] の位置から降下を開始していることが分かったため、本研究では始点を東京国際空港から 150 [NM] の位置とする。飛行経路は始点と終点を結ぶ最短経路（大圏コース）とする。ARLON を中心とする同心円と直線飛行経路の交点の較正対気速度（Calibrated Airspeed, CAS）を複数の機体について最適化する。本稿では最も簡素な例として、2 機の到着機について計算した結果を示す。空域の制約や、実際の運用時に安全を確保するために設定されている保護領域（航空機の半径 5 [NM]、高度上下 1000 [ft] ずつ）および風の影響は考慮しない。

3.2 最適化問題の定式化

実際の飛行の際には、FMS の計算した飛行コマンドに従うよう自動操縦および自動スロットルシステムが作動し、さらに管制指示を受け運航乗務員により高度や速度の修正の操作が行われる。管制指示により到着順序の調節が行われるが、レーダーバクターにより飛行距離が長くなり、燃料消費量の増加および飛行時間の延長が発生する可能性がある。そこでレーダーバクターによらず、速度のみの制御により効率を向上させることを考える。

評価関数

最小とすべき評価関数を以下の式 (1) に示す。評価関数は、燃料消費量と重み付き飛行時間の和からなる直接運航コストの n 機分の総和である。重み係数 a の値が 0 の場合には燃料消費量が最小の飛行となり、 a の値が大きくなるほどより時間重視の飛行となる。

$$J = \sum_{k=1}^n I_k = \sum_{k=1}^n \int_{t_{0k}}^{t_{fk}} (\mu_k + a_k) dt \quad (1)$$

支配方程式

機体の運動については式(2)から式(6)に示す質点近似の方程式により表現する。最適化する変数は n 機それぞれの較正対気速度 V_{CAS} である。始点と終点を結ぶ大圏コース上を常に一定の経路角で降下しながら飛行することを前提とするため、速度に対応する制御入力として推力が得られる。較正対気速度 V_{CAS} と真対気速度 V_{TAS} の間の変換は国際標準大気モデル（International Standard Atmosphere, ISA）から求めた気圧および空気密度を使用する。

$$m \frac{dV_{TAS}}{dt} = T - D - mgsin\gamma_a \quad (2)$$

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

$$\frac{dx}{dt} = V_{GS} = V_{TAS}cos\gamma_a + V_W \quad (4)$$

$$V_{TAS} = f(p_{ISA}, \rho_{ISA}, V_{CAS}) \quad (5)$$

$$\mu = \eta T \quad (6)$$

式(6)の燃料流量については EUROCONTROL が維持、管理する機体性能モデル BADA¹¹⁾ に記述されている燃料流量係数を用いて計算する。

制約条件

各機体の制約条件を以下の式(7)および式(8)に示す。式(7)

はある k 番目の機体がとりうる速度 V_{CAS} の範囲を示している。式(8)では合流点で到着機の間隔を確保するために隣接する2機の到着時刻の間隔が t_{sep} 以上になることを条件としている。この条件式では各機体の始点の時刻や重み係数 a に依存して、 k 番目の機体と l 番目の機体のどちらが先に到着するか最適化計算の結果として決まる。

$$V_{CAS_{min,k}} \leq V_{CAS_k} \leq V_{CAS_{max,k}} \quad (7)$$

$$|t(x_f)_k - t(x_f)_l| \geq t_{sep} \quad (8)$$

ただし、

$$k = 1, 2, \dots, n \quad l = 1, 2, \dots, n \quad (k \neq l)$$

境界条件

次の式(9)から式(11)に速度、高度、時間の境界条件を示す。始点 x_0 と終点 x_f において各値が与えられる。本稿で示す計算例では到着時刻を指定しないので式(11)において各機体の到着時刻は自由とする。

$$\begin{cases} V_{CAS}(x_0)_k = V_{CAS0_k} \\ V_{CAS}(x_f)_k = V_{CASf_k} \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} H(x_0)_k = H_{0_k} \\ H(x_f)_k = H_{f_k} \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} t(x_0)_k = t_{0_k} \\ t(x_f)_k = free. \end{cases} \quad (11)$$

最適化の計算には動的計画法を用いる。動的計画法では最適化したい変数を量子化しそれらの点について評価関数を再帰的に計算することで組み合わせ最適化問題を効率よく解くことができる。また、拘束条件が扱いやすく直観的に分かりやすいことも利点のひとつである。

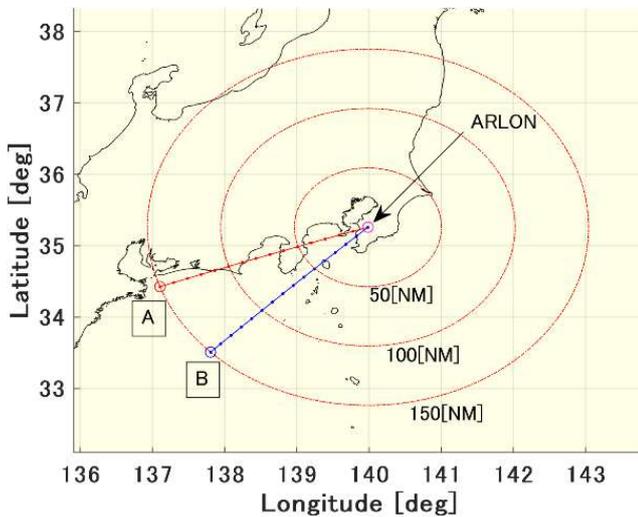


Fig.7 Equidistance circles and flight paths from ARLON

3.3 計算条件

本稿では図7に示すように、合流点をARLONとし、この点から等距離にあるA機とB機の両機が最短経路かつ一定の降下経路角で飛行するとして各々の速度プロファイルを最適化する。また、初期状態について両機は同一時刻に合流点ARLONから150[NM]の距離に存在しているとする。

表3に速度最適化の計算条件を示す。到着時間間隔をゼロとするCase1からCase3では初期と終端の速度および高度は両機とも同じ値に固定するが、Case4のみA、B両機の到

着時間間隔90[s]を確保するために、初期の速度は両機とも自由とする。また、終端の機体質量と時間はすべてのケースで自由とする。

初速の組み合わせに対するケーススタディ

実際の到着機は、様々な速度で等距離線を通過するため、様々な初速の組み合わせについて合流点の到着時間間隔が90[s]以上、かつ評価関数値を最小とするような重み係数の組み合わせを求める。これにより、異なる速度で等距離線を通過する2機に対して指示すべき最適な速度が得られる。

両機の初速は図5に示した結果を参考に、250[kt]から300[kt]までを10[kt]ごとに分割して与える。飛行経路や終端条件、機体の型式や性能モデルは表3と同条件とする。重み係数については $a = 0 \sim 0.5$ において0.1刻みで設定する。

Table.3 Numerical conditions for optimal control

Initial position of 150[NM] from ARLON and Great circle course connecting ARLON			
Flight Paths	x_0 : 0[NM]	x_f : 150[NM]	
Distance	Δx : 10[NM]		
Speed (CAS)	V_{min} : 200[kt]	V_{max} : 300[kt]	
	ΔV : 10[kt]		
Initial Conditions	V_{CAS_0} : 280[kt] (Case 4以外)	H_0 : 35,000[ft]	
	m_0 : 190[ton]	t_0 : 0[s]	
Terminal Conditions	V_{CAS_f} : 210[kt]	H_f : 5,200[ft]	
	m_f : -	t_f : -	
Time weight coefficient and arrival time interval	a_A	a_B	t_{sep}
Case 1:	0	0	0
Case 2:	0.5	0.5	0
Case 3:	0	0.3	0
Case 4:	0	0.3	90
Aircraft type	B777-200		
Performance model	BADA version 3.14		

3.4 解析結果

A、B両機とも同じ重み係数を設定したCase1とCase2の速度最適化の結果を図8と図9に示す。いずれの結果も両機は同じ速度プロファイルを取っている。

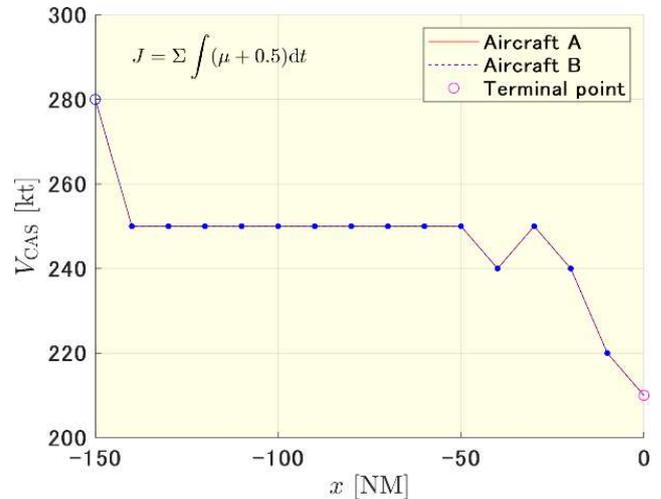


Fig.9 Optimal velocity profile (Case 2)

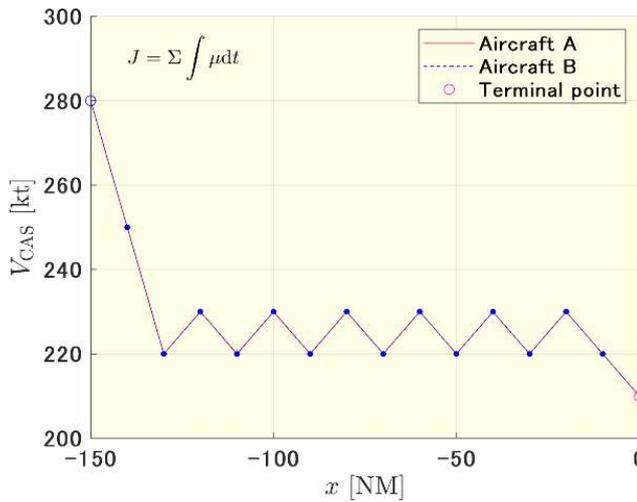


Fig.8 Optimal velocity profile (Case 1)

Case 1 では振動的に変化している様子が見られるが、これは動的計画法による最適化において隣接する独立変数の間で中間の値を用いて評価関数を計算しているためである。燃料消費のみを評価した Case 1 でははじめの 20 [NM] で大きく減速し合流点の 10 [NM] 手前まで 220 [kt] から 230 [kt] の範囲で振動している。振動を無視すれば Case 1 では -130 [NM] から -10 [NM] の範囲で 225 [kt] の一定 CAS で飛行していると言える。

次に、重み係数を両機とも $a = 0.5$ に設定し時間も加えて評価した Case 2 では -140 [NM] から -50 [NM] の範囲で 250 [kt] の一定値を取り Case 1 よりも 25 [kt] 速い速度で飛行していることが分かる。表 4 に示すとおり、Case 1 と比較すると飛行時間は 127 [s] 短縮され、燃料消費量は 31 [kg] 増加した。Case 1 と Case 2 の結果より、A, B 両機に同じ重み係数を与えると同じ速度プロファイルが得られること、重み係数を大きくして時間も評価すると燃料のみを評価した場合よりも速い速度を選択し時間が短縮されることが確認できた。

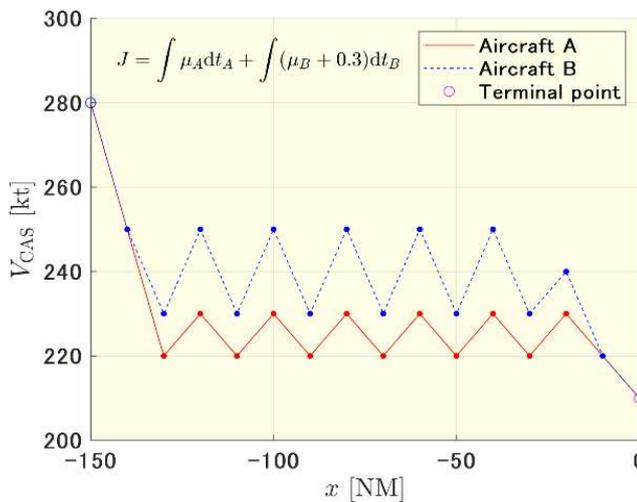


Fig.10 Optimal velocity profile (Case 3)

異なる重み係数を設定した Case 3 の結果を図 10 に示す。A 機は $a = 0$ とし燃料のみを評価し、B 機は $a = 0.3$ とし燃料に加え、時間も評価する。速度プロファイルは A 機については Case 1 と同一となり、B 機については一定 CAS の 240 [kt] で飛行する結果が得られた。B 機の速度は A 機よりも速く、

$a = 0.5$ とした Case 2 の結果よりも遅いことが分かる。

この結果から、A, B それぞれの機体に異なる重み係数を設定した場合、各々その係数に応じた速度プロファイルが得られることが分かった。A 機の燃料と時間は Case 1 の結果と同一であり、B 機は A 機よりも 81 [s] 早く合流点に到着する。A 機よりも 15 [kt] 速い速度を選択することで燃料は 12 [kg] 増加している。

Case 4 では合流点の到着時間間隔を確保するため重み係数は Case 3 から変更せず、終端の到着時間の間隔を $t_{sep} = 90$ [s] に設定した。Case 4 の結果を図 11 に示す。計算の結果、始点において両機とも 280 [kt] を満たす解は存在しなかった。

到着時間間隔を 90 [s] 以上確保するためには、始点の速度か時刻を変更する、あるいは重み係数を $a = 0.3$ から変更するという 3 つの選択肢が考えられる。図 11 は始点の速度の境界条件をなくし自由とした結果である。B 機の速度プロファイルは振動が消え、240 [kt] の一定速度を選択する結果となった。また、到着時間間隔 90 [s] 以上の制約条件を満たす解のうち評価関数を最小にする始点の速度の組み合わせは A 機 280 [kt]、B 機 300 [kt] となり、合流点には B 機が A 機よりも 94 [s] 早着となった。

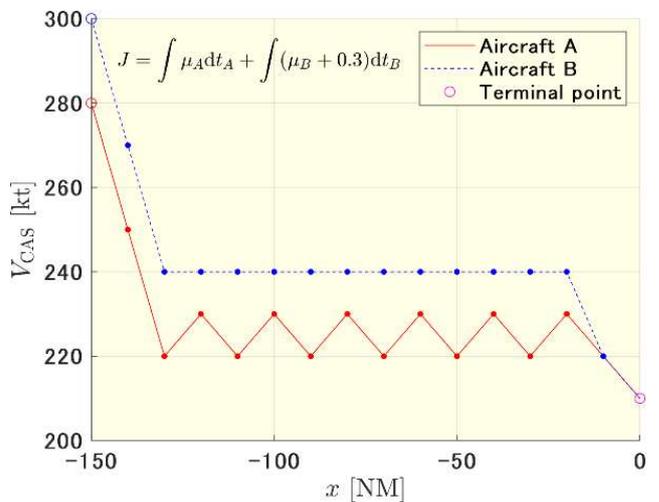


Fig.11 Optimal velocity profile (Case 4)

Table.4 Numerical results of optimization calculations

Case	Aircraft	Fuel consumption [kg]	Flight time [s]	Objective function value [-]
1	A	750	1777	1499
	B	750	1777	
2	A	781	1650	3211
	B	781	1650	
3	A	750	1777	2020
	B	762	1696	
4	A	750	1777	1982
	B	727	1683	

初速の組み合わせに対するケーススタディ

表 5 から表 10 に A, B 機の初速に対する評価関数、それぞれの重み係数、到着時間間隔、両機の最適軌道として得られた CAS を示す。評価関数値が最小となる初速の組み合わせは、 $[V_{0A}, V_{0B}] = [280, 300]$ と $[V_{0A}, V_{0B}] = [300, 280]$ 、重み係数は $[a_A, a_B] = [0, 0.3]$ と $[a_A, a_B] = [0.3, 0]$ であった。

表 7, 表 8 より、すべての初速の組み合わせに対して評価関数値を最小とする重み係数は $[0, 0.3]$ か $[0, 0.4]$ 、もしくは $[0.3, 0]$, $[0.4, 0]$ のいずれかの場合であった。このことから実用

速度範囲 250 [kt]~300 [kt]においては、4通りの重み係数の組み合わせの中からある組み合わせを選択することで最適軌道の生成が可能である。

Table.5 Objective function value

		V_{0B}					
		250	260	270	280	290	300
V_{0A}	250	2312	2290	2100	2080	2060	2041
	260	2290	2270	2249	2228	2040	2021
	270	2100	2249	2229	2208	2020	2000
	280	2080	2228	2208	2189	2169	1981
	290	2060	2040	2020	2169	2151	2131
	300	2041	2021	2000	1981	2131	2114

Table.6 Time weighting coefficient of Aircraft A

		V_{0B}					
		250	260	270	280	290	300
V_{0A}	250	0,0.4	0	0	0	0	0
	260	0.4	0,0.4	0	0	0	0
	270	0.3	0.4	0,0.4	0	0	0
	280	0.3	0.4	0.4	0,0.4	0	0
	290	0.3	0.3	0.3	0.4	0,0.4	0
	300	0.3	0.3	0.3	0.3	0.4	0,0.4

Table.7 Time weighting coefficient of Aircraft B

		V_{0B}					
		250	260	270	280	290	300
V_{0A}	250	0.4,0	0.4	0.3	0.3	0.3	0.3
	260	0	0.4,0	0.4	0.4	0.3	0.3
	270	0	0	0.4,0	0.4	0.3	0.3
	280	0	0	0	0.4,0	0.4	0.3
	290	0	0	0	0	0.4,0	0.4
	300	0	0	0	0	0	0.4,0

表 6 において機体 A の重み係数がゼロとなっている部分と非ゼロとなっている部分に注目する。重み係数が混在せず非ゼロとなっている部分はすべて機体 A の初速 V_{0A} が機体 B の初速 V_{0B} よりも大きくなっている。

これは 90[s]以上の到着時間間隔を設けたことが理由であると考えられる。A 機と B 機の入域時刻の等しく設定したことにより、到着時間間隔 90 [s]以上を満たすためには、両機は速度差を保つ、あるいは大きくするように調節する必要がある。したがって、入域後の機体 A の速度を小さくし、機体 B の速度を大きくするよう重み係数を設定することは、両機は速度差の絶対値が小さくなり、機体 A と機体 B の時間間隔が小さくなる。したがって、表 6 において、到着時間間隔 90[s]以上を満たすように、A 機の初速が B 機の初速よりも大きい場合のみ A 機に非ゼロの重み係数が与えられている。なお、機体 B の初速が機体 A の初速よりも大きい場合においても、同様の理由により表 7 に示すような重み係数が設定されていると言える。ただし重み係数が非ゼロとゼロの値が混在する部分は、すべて両機の初速が等しい部分である。この部分は機体 A と機体 B の入域時の速度差が存在しないことにより、A 機が先行する場合と B 機が先行する場合が考えられるため、評価関数を最小とする重み係数が 2 組存在する。

また A 機と B 機の初速の差の絶対値が 10 [kt]以下である場合、両機の重み係数の組み合わせは、 $[a_A, a_B] = [0.4, 0]$ と $[a_A, a_B] = [0, 0.4]$ であり、 $[a_A, a_B] = [0.3, 0]$ や $[a_A, a_B] = [0, 0.3]$ などの組み合わせよりも大きい。このことから両機の初速の差が小さい場合は入域後にどちらかの到着機がより大きな重み係数を選択して速度差を拡大させていることが分かる。

これは表 9、表 10 において、両機の最適軌道における一定 CAS の絶対値の差を参照することで確認できる。重み係数の組み合わせが大きい $[a_A, a_B] = [0.4, 0]$ や $[a_A, a_B] = [0, 0.4]$ である部分の最適 CAS の差の絶対値は、20 [kt]であり、これは重み係数の組み合わせが $[a_A, a_B] = [0.3, 0]$ や $[a_A, a_B] = [0, 0.3]$ となっている部分の速度差 15 [kt]よりも 5 [kt]だけ大きくなっている。

Table.8 Terminal time interval of aircraft

		V_{0B}					
		250	260	270	280	290	300
V_{0A}	250	110, -110	113	93	93	97	106
	260	-113	107, -107	108	113	92	100
	270	-93	-108	107, -107	112	91	99
	280	-93	-113	-112	107, -107	107	94
	290	-97	-92	-91	-107	99, -99	108
	300	-106	-100	-99	-94	-108	100, -100

Table.9 Optimal CAS of aircraft A for the initial speed of aircraft A and B

		V_{0B}					
		250	260	270	280	290	300
V_{0A}	250	225, 245	225	225	225	225	225
	260	245	225, 245	225	225	225	225
	270	240	245	225, 245	225	225	225
	280	240	245	245	225, 245	225	225
	290	240	240	240	245	225, 245	225
	300	240	240	240	240	245	225, 245

Table.10 Optimal CAS of aircraft B for the initial speed of aircraft A and B

		V_{0B}					
		250	260	270	280	290	300
V_{0A}	250	245, 225	245	240	240	240	240
	260	225	245, 225	245	245	240	240
	270	225	225	245, 225	245	240	240
	280	225	225	225	245, 225	245	240
	290	225	225	225	225	245, 225	245
	300	225	225	225	225	225	245, 225

4 干渉条件の考慮について

表 4 より航空機の重み係数に応じて、飛行時間が変化することがわかった。しかし Case1 の場合のような飛行を到着機が実際に行った場合、両機は飛行時間が同じであることから、

終点において衝突してしまう。そこで本章では航空機の干渉の検出方法について述べた後、干渉検知の方法を実際に第3章において示した到着機の制御方法に適用する。

4.1 干渉の検出方法

2機の航空機が水平面内において接近する場合を考える。その位置関係を図12に示す。A機を基準とした際に、距離ベクトルRの方向にB機が存在する。この時のA機、B機のそれぞれの速度を V_A 、 V_B とする。各航空機は始点から終点までを10[NM]ごとに区切った区間内においては等速直線運動である。この両機の干渉は両機が最接近点に達するまでの時間 τ と、水平面における最接近距離 R_{min} により評価される。A機を基準としたときのB機の相対軌跡は、ベクトル $(V_A - V_B)$ の向きの直線運動となる。式(12)に最接近点に至るまでの時間 τ を示す。

$$\begin{aligned} \tau &= -\frac{R \cos \phi}{V_A - V_B} = -\frac{R \cos \phi}{\dot{R} / \cos \phi} \\ &= -\frac{R(1 - \sin^2 \phi)}{\dot{R}} = -\frac{R - \frac{R_{min}^2}{R}}{\dot{R}} \end{aligned} \quad (12)$$

ここで式(12)においてRと \dot{R} が得られれば、 τ と R_{min} の間に一対一の対応関係があるとわかる。したがって、保護半径 D_m を任意に与え $0 < R_{min} < D_m$ の範囲の遭遇に限定すれば、 τ の存在する範囲も限定可能である。この範囲を (τ_{min}, τ_{max}) とするとそれぞれ

$$\tau_{max} = -\frac{R}{\dot{R}} \quad (13a)$$

$$\tau_{min} = -\frac{R - \frac{D_m^2}{R}}{\dot{R}} \quad (13b)$$

となる。

A機とB機の距離Rが保護領域より大きい場合、両機の間で干渉は発生していないといえる。したがって $\tau = \tau_{min}$ が最小の時間余裕として判定できる。言い換えると、始点から等距離の位置を通過する両機の時間差 $t_A - t_B$ と衝突までの最小の時間余裕 τ_{min} の大小関係が以下の式(13)

$$\tau_{min} < t_A - t_B \quad (14)$$

を満たす場合において、干渉が発生していないといえ、満たさない場合において干渉を検知する。

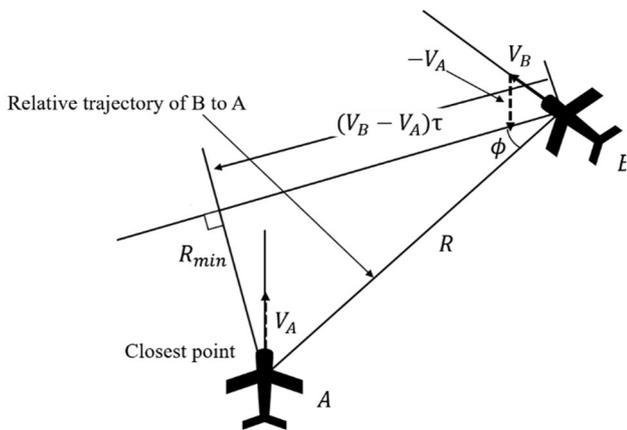


Fig.12 Positional relationship of the aircrafts in the horizontal plane⁽¹⁰⁾

4.2 計算条件

表11に、式(14)に示す干渉回避の条件を導入した際の

計算条件を示す。実運用を想定し、到着時間間隔は90秒以上と設定する。保護領域を $D_m = 5$ [NM]と設定し、保護領域を導入していないCase4の結果と比較するために、重み係数を $[a_A, a_B] = [0, 0.3]$ と設定する。

Table.11 Numerical conditions

Flight Paths	Initial position of 150[NM] from ARLON and Great circle course connecting ARLON					
Flight Distance	x_0 :	0[NM]	x_f :	150[NM]		
	Δx :	10[NM]				
Speed (CAS)	V_{min} :	200[kt]	V_{max} :	300[kt]		
	ΔV :	10[kt]				
Initial Conditions	V_{CAS_0} :	-	H_0 :	35,000[ft]		
	m_0 :	190[ton]	t_0 :	0[s]		
Terminal Conditions	V_{CAS_f} :	210[kt]	H_f :	5,200[ft]		
	m_f :	-	t_f :	-		
Initial Positions	Position	A	137.1025, 34.4240			
	1:	B	139.9833, 35.2570			
	Position	A	137.1025, 34.4240			
	2:	B	138.9130, 32.9195			
Weight coefficient and arrival time interval	Position	a_A	a_B	t_{sep}	D_m	
	Case 5:	1	0	0.3	90	5
	Case 6:	2	0	0.3	90	5
Aircraft type	B777-200					
Performance Model	BADA version 3.14					

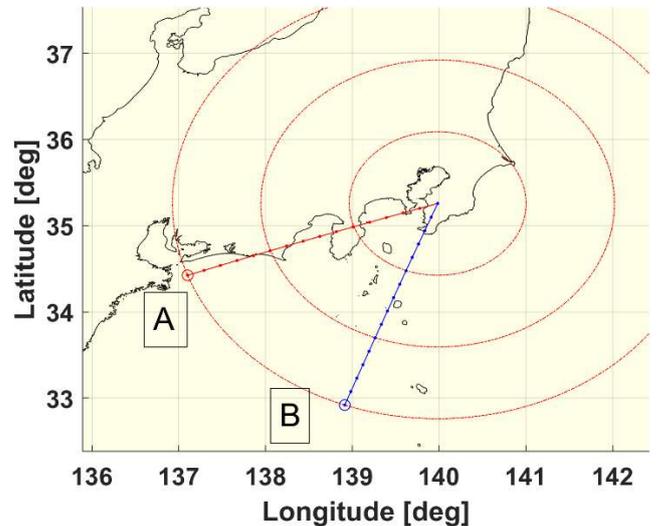


Fig.13 Equidistance circles and flight paths from ARLON (Position 2)

また初期位置が干渉検知に与える影響を調べるために、到着機の位置の組み合わせをそれぞれ Position 1, Position 2 の2つの場合を導入する。図13に Position 2 の ARLON からの等距離線と到着機の飛行経路を示す。Position 1 は表3に示した計算条件の初期位置と同じとする。Position 2 については、最終合流地点 ARLON から 150 [NM]の任意の位置でかつ、Position 1 と比較して、到着機同士の距離が大きくなるよう設定する。なおその他の条件については表3に示す条件と

同じ条件で計算を行った。

4.3 解析結果

図 14 に保護領域 5 [NM] を導入した場合である Case 5 の速度最適化の結果を示す。Case 5 においては、重み係数や終端の到着時間間隔は Case 4 と同条件であるが、式(13)に示す航空機同士の干渉を回避するための条件を設定した。その結果、A 機の入域速度は 270 [kt] であり、その後 -140 [NM] において 240 [kt] で飛行し、それ以降においては終点まで 220 [kt] ~ 230 [kt] の間を振動している。一方、B 機については入域速度が 300 [kt] で、その後 240 [kt] の一定 CAS で飛行している。これは Case 4 における B 機 の速度プロファイルと同様である。Case 4 と比較して、A 機 の速度が遅くなっていることがわかる。このことは、最小の時間余裕の式(13b)を用いて説明することができる。飛行間隔を十分とるには、到着機同士の距離の変化率、すなわち速度差、あるいは距離を大きくすればよい。Case 4 と Case 5 において初期位置と飛行経路は同じであることから、式(14)を満たすためには、両機が離れる方向へ距離の変化率を大きくする操作を行えばよい。このことは、両機 の速度差を大きくすることと同義であり、Case 5 における A 機 の速度が始点および -140 [NM] の地点において小さくなるような操作が行われたと考えられる。

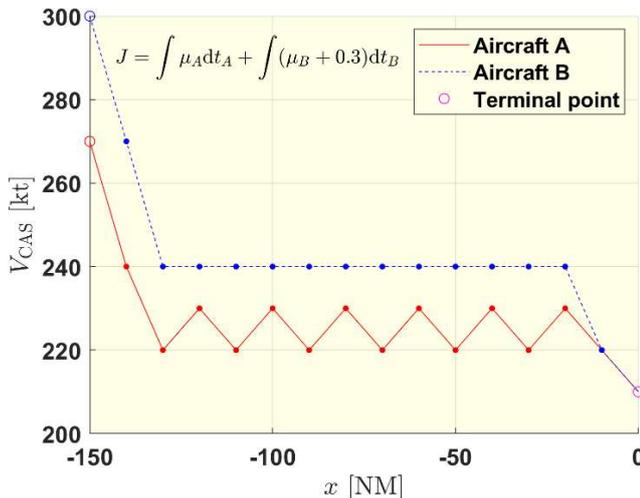


Fig.14 Optimal velocity profile (Position 1)

Case 5 における両機の到着時間差は 99 [s] であった。Case 4 と比較して、A 機 の飛行時間は 5 [s] だけ増加し、燃料消費量は 20 [kg] 増加した。

図 15 に B 機 の初期位置を変更し、両機 の距離を大きくした場合の Case 6 の結果を示す。両機 の速度プロファイルは Case 4 と等しくなった。A 機 は入域速度が 280 [kt] でその後 -130 [NM] から -10 [NM] まで 220 [kt] から 230 [kt] の間を振動している。また、燃料消費量および飛行時間、到着時間間隔についても Case 4 と等しくなった。このことは式(13b)によって説明可能である。Case 6 において初期位置を Position 2 に変更したことで両機 の飛行経路の水平方向の間隔が大きくなり、両機 が満たすべき時間余裕が小さくなったためであると考えられる。

5 まとめ

本研究では東京国際空港到着機の管制の効率化および容量拡大を目的とし、複数の航空機に対する効率的な到着機制御の方法を提案した。すべての機体が合流点までの最短経路を一定の降下角で飛行することを前提とし、直接運航コストの総和が最小となるよう各々に最適な速度を指示するとい

うものである。まず実運用における到着機 の速度や高度の範囲、制約等を明らかにするため QAR 飛行データのうちレーダーベクターの影響が小さい飛行について分析を行った。さらに、到着機を 2 機として、分析結果を参考に速度や高度等について条件を設定し速度プロファイルの最適化を行った。機体ごとに異なる重み係数を設定すると、重み係数に応じてそれぞれ異なる最適な速度プロファイルが得られることが分かった。到着時間の間隔を確保するための手段として始点の速度または時刻、あるいは重み係数の変更が考えられる。本稿では、到着時間の間隔が 90 秒以下となるケースについて重み係数は変更せず始点の速度のみを自由としたところ、重み係数の機体 の始点の速度が増加することで 90 秒以上の到着時間間隔が確保されるという解が得られた。

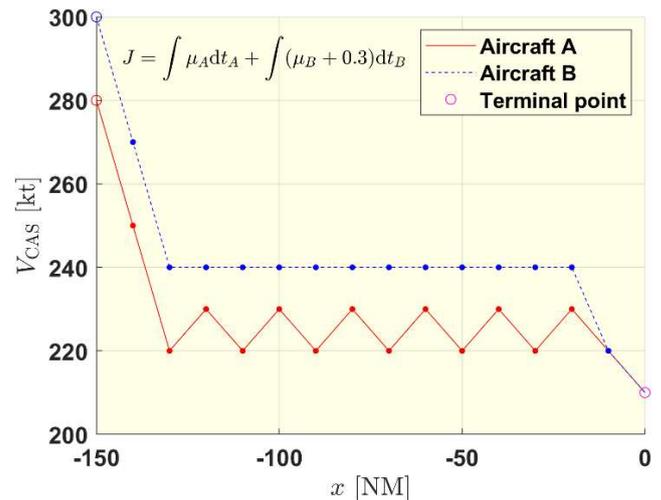


Fig.15 Optimal velocity profile (Position 2)

Table.12 Calculation results of aircraft safety control

Case	Aircraft	Fuel consumption [kg]	Flight time [s]	Objective function value [-]
5	A	750	1777	1499
	B	750	1777	
6	A	781	1650	3211
	B	781	1650	

次に、様々な速度で到着空域へ入域する 2 機 の到着機 に対して、ARLON の到着時間間隔を 90[s] 以上確保しながら、評価関数が最小となるような重み関数の組み合わせの導出を行った。これにより様々な速度で入域する到着機 に対し、入域速度に応じて最適な CAS の組み合わせ、および重み係数の組み合わせを明らかにした。すなわち、任意の重み係数を持つ到着機 に対し、最適な入域速度を与えることを可能にしたといえる。

到着時間間隔が十分確保されない場合については、水平面内における複数機の衝突までの時間余裕 τ を導入し、両機 の定点通過時刻の差と比較することで干渉を考慮する手法を考案、到着機 の制御へ導入した。与えた保護領域から衝突までの時間余裕を導出することで、時間を基準とした到着機 の干渉判定が可能である。

本研究にて提案した到着機 の制御方法は、気象や入域時刻、到着時刻および到着順序などの実運用における種々の条件や制約を容易に適用できることに加え、3 機以上の機体についてもこれらを考慮した最適な速度プロファイルを計算できるなど実システムを検討する際に有利な点が多く存在することから、我が国の効率的な到着機管理システムの構築に

寄与するものと期待される。

謝辞

実運航データとして日本航空株式会社より QAR 飛行データの提供を受けた。また機体性能モデルについては EUROCONTROL が維持、管理する BADA モデルを使用した。これらの機関が提供する便宜に対して感謝の意を表します。

文献

- (1) 長岡栄：航空交通管制（ATM）と最近の技術動向，日本航海学会航空宇宙研究会，2007年5月25日。
- (2) 宮沢与和，伊藤恵理：東京国際空港における到着便の高密度な交通流制御に関する一考察，第57回飛行機シンポジウム，山口，2019年10月。
- (3) 福島幸子，瀬之口敦，福田豊：到着管理システムの研究について，日本航空宇宙学会誌，66(2018)，pp.167-172。
- (4) 樋口雄紀，松田治樹，田村恵一，宮沢与和：東京国際空港到着便の交通流制御における運航効率の客観分析，航空宇宙技術，18(2019)，pp.119-126。
- (5) Toratani, D.: Application of merging optimization to an arrival manager algorithm considering trajectory-based operations, Transportation Research Part C: Emerging Technologies, Vol. 109, 2019, pp.40-59.
- (6) 石原潤一，武市昇，佐藤瑞騎：軌道ベース継続降下運用による降下航空交通流制御の一手法，日本航空宇宙学会論文集，63(2015)，pp.210-216。
- (7) 国土交通省航空局：羽田空港のこれから。URL: <https://www.mlit.go.jp/common/001088928.pdf> (2021年2月2日アクセス)
- (8) 航空交通システム研究会：将来の航空交通システムに関する長期ビジョン-戦略的な航空交通システムの変革（CARATS），2010 URL: <https://www.mlit.go.jp/common/000123890.pdf> (2021年2月2日アクセス)
- (9) U.S. Federal Department of Transportation, Federal Aviation Administration: The Future of NAS, issued in June 2016. URL: <https://www.faa.gov/nextgen/media/futureofthenas.pdf> (2021年2月2日アクセス)
- (10) 白川，住谷，小瀬木：“航空機衝突防止装置の運用評価結果の解析”，電子航法研究所報告，No.82 (1995,2)
- (11) EUROCONTROL Experimental Center: User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.14, EEC Technical/Scientific Report, No.17/05/29-143, issued in June 2017.