

13. 実験的アプローチによる固定飛行経路角降下の一検討

航空交通管理領域 ※ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル, 虎谷大地

1 はじめに

近年航空業界において、航空交通量の増大に伴い主要な空港の容量拡大が強く望まれている。そのため、空港における運航遅延を削減する必要があり、一つの重要な側面が地上での軌道予測向上であると思われる。将来の航空交通量に柔軟に対応するため、世界的に様々な研究開発が進められているが、運航性能と地上管理の効率化のトレードオフを著しく反映できるシステムが理想である。

その一つの潜在的な飛行方式として継続降下運航（CDO, Continuous Descent Operation）が検討・導入されている^[1-3]。CDO を実施する航空機は、アイドル推力を用いて連続的に降下することにより、消費燃料、騒音と温室効果ガスを削減できる。一方、CDO では個々の航空機が飛行管理装置（FMS, Flight Management System）が出力する航空機の性能や気象条件に特化した降下プロファイル（FMS-PD, FMS-Profile Descent）に沿って飛行するため、降下パスにおけるばらつきが大きく発生し、地上での軌道予測が困難であると懸念される。これが理由とし、日本での CDO は限られた空港（関西国際空港、鹿児島空港、那覇空港）にて夜間運用（23 時～翌朝 7 時）のみ実施可能となっている。さらに、航空管制官が通常よりも広く航空機同士の間隔を確保する必要があり、低高度での迂回経路・ホールディングなど低効率な運用につながることで容量拡大に対する矛盾が生じると考えられる。昨今の研究において飛行軌道における地上予測の向上には、降下パスの不確かさを絞る必要があるとの理解が高まった^[4]。

近来、CDO の一環として一定の飛行経路角（FPA, flight-path angle）で連続的に降下する、いわゆる固定飛行経路角降下（fixed-FPA descent, 以下 fixed-FPA 降下と呼ぶ）が注目されている。Fixed-FPA 降下を実施する航空機は、アイドルに近い推力を用いて一定の経路角で降下する。経路角が固定のため、航空機の降下パ

スが定められることから軌道予測向上に寄与する。Fixed-FPA 降下では、推力がアイドルに近い状態であるため FMS-PD と比べて燃料消費量が少し増える一方、降下パスを変更せずに遅延が吸収できるため、運航性能を低下させる低高度のレベル飛行を防ぐことが可能となる。Fixed-FPA 降下の実現に向けて、世界的に様々な研究開発が進められてきた。Wu らは、大型機と比べて簡易的な FMS を搭載している小型ジェット機に対して、妥当な固定経路角の選定を行う戦略を提案した^[5]。米国の三つの空港に対して異なる運用条件を模擬したファストタイムシミュレーションを行い、各戦術の有効性を評価した。Turgut らは、実飛行データを基に一定の経路角で飛行した降下セグメントのみを抽出し、燃料消費量と飛行時間のトレードオフについて議論した。得られた結果から、小型旅客機に対して 2.5 度が最も有利であると提案した^[6]。その他、3度減速アプローチ（TDDA, three-degree decelerating approach）を用いて飛行時間を拘束した降下の提案^[7]、セルフセパレーションアルゴリズムの開発^[8]、騒音軽減のための軌道設計^[9]等の研究開発が行われた。しかし、いずれの手法においても 10,000 ft 及び初期進入フィックス（IAF, Initial Approach Fix）にてレベル飛行を行う前提の議論であった。先行研究から、fixed-FPA 降下の有効性を定量的に評価する必要があることが明らかになった。

著者らは、Jeppesen GmbH 社とブラウンシュヴァイク工科大学との共同研究の一環として、航空機が降下開始点（T/D, Top of Descent）から着陸地点まで効率よく降下できる新降下運用コンセプトを提案した^[10]。本コンセプトでは、fixed-FPA 降下と次世代アプローチ方式（xLS, x-Landing System）を統合することにより、将来の運用コンセプトに対応した降下運用方式の可能性について検討した。そこで、本稿では新運用方式の T/D から IAF までのフライトセグメントに係る fixed-FPA 降下について評価する。

ファストタイム及びリアルタイムシミュレータを用いた検証実験を基に fixed-FPA 降下の方式設計における妥当性を定量的に示す。また、実機を用いた実証実験の事例から fixed-FPA 運用の実現における要件についても検討する。

2 Fixed-FPA 降下の方式設計

本節は、fixed-FPA 降下の方式設計に着目する。図1に従来の運用と fixed-FPA 降下の概念図を示す。ステップダウン降下経路は灰色の点線で表しており、緑色で示す高度方向の領域は FMS で計算される FMS-PD 経路が出力可能な領域である。これらに対して、提案する fixed-FPA 経路は青線と赤線で示しており、それぞれ減速フェーズなし・ありの降下経路を表す。

2.1 Fixed-FPA 降下経路

初期の設計では、簡易性を重視した fixed-FPA 降下経路（図1の青線）を提案した。高高度運用に比べてターミナル空域においては、安全確保のため様々な高度・速度制限が定められている。また、航空法では、高度 10,000ft 以下 250kt の速度制限に準じる必要がある。従って、初期の設計では、航空機が T/D から降下を開始し、10,000ft まで運用状況（対象航空機の性能や気象条件等）を考慮して与えられた一定の降下角で飛行を行い、10,000ft から IAF まで従来の高度・速度制限を反映して与えられた一定の降下角で飛行することと提案した。これらの条件を満たすとともに汎用性をもたすため、fixed-FPA 降下経路は既存の標準到着経路（STAR, Standard Terminal Arrival）を基準に設計する。さらに、通常のウェイポイントに加えて「fixed-FPA-GATE（FG）」と呼ばれる高度を

指定したウェイポイントを設定する。図1の例では、航空機が高度 31,000ft（FL310）の巡航飛行から FL300 で設定した FG を表す FG300 にて fixed-FPA 降下を開始する。T/D と最初の FG 間のパスは、FMS で計算されたパスに基づく。この例では高度 5,000ft 間隔で FG を設定しているが、対象空港や対象 STAR の運用条件に応じて柔軟に FG を設計することができる。図1の青線で示すように、初期の設計では fixed-FPA 降下開始の FG300 と FPA 値を変化する FG100 のみで fixed-FPA 降下経路を生成した。

2.2 Fixed-FPA 降下におけるパイロット手順

基本的に、fixed-FPA 降下は VNAV（Vertical Navigation）PATHモード（ボーイング機）または Managed Descent モード（エアバス機）で降下を行う。これらは、航空機の降下及びアプローチフェーズにおいて、それぞれの区間における飛行計画の様々な目標を満たすために適切なターゲット（例：高度、速度、垂直速度、姿勢・推力制御等）を自動的に選択し、パスを優先的に保つ機能である。パイロットは、航空機が与えられた高度プロファイルから逸脱しないことをモニタリングする役を果たす。最新の機体には FMS で計算された高度方向のパスを可視化できるツール（VSD, Vertical Situation Display）がコックピットに搭載されており、パイロットのタスクを支援することでワークロードの軽減を行っている。高度方向のパスを保つことに対して、周辺の交通流が過密な場合、その不確実性が固定されたパスに対して影響を与える可能性がある。しかしながら、データリンクや情報共有基盤（SWIM, System Wide Information Management）技術等の高度化により飛行プロファイルにおける影響が減少できると考えられる。水平面の飛行プロファイルにおいては、従来の運用と同じく LNAV（Lateral Navigation）モードを使用する。

2.3 Fixed-FPA 経路生成技術

ここでは、著者らが開発したファストタイムシミュレーションに基づいた軌道生成ツールを用いる^[1]。本ツールでは 4 次 Runge-Kutta 法を用いて、fixed-FPA 降下軌道の終点（IAF）から与えられた巡航フェーズの任意の点まで、進行方向の逆方向に数値積分を行うことで軌道を求

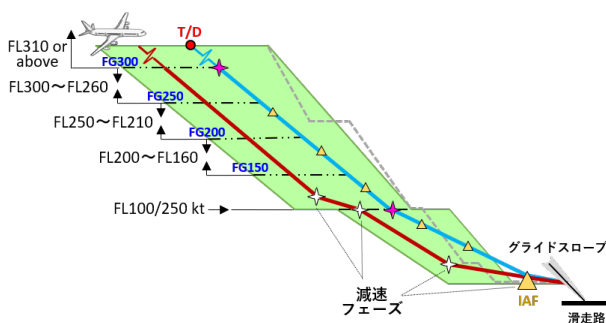


図1 従来の運用と fixed-FPA 降下の概念図

める。Eurocontrol が開発・維持する BADA (Base of Aircraft Data) 機体性能モデル [12]を適用することで様々な航空機の特徴に合わせた fixed-FPA 降下軌道を生成することができる。軌道計算において、気象データについては気象庁発表の数値予報 GPV (Grid Point Value) データを用いる [13]。現在の設計では、標準大気 (ISA, International Standard Atmosphere) を基に経路生成を行っている。

3 フルフライトシミュレータによる検証実験

前節で述べた fixed-FPA 降下の方式設計の有効性を試すため、エアラインの所有するフルフライトシミュレータを用いて検証実験を行った。検証実験は、関西国際空港 (ICAO Code: RJBB) を対象に、Boeing 777-200ER, Boeing 787-8, Airbus A320ceo の三つの機種に対してそれぞれの機種の現役パイロットによって実施された。

各シナリオにおいて、下記の手順にて実験を行った。

(a) シナリオの条件に応じた fixed-FPA 降下経路は、ウェイポイントの位置情報（緯度・経度）と高度・速度制限情報の表として作成され、パイロットが手動で FMS に入力する。将来の運用環境においては、既存の STAR 経路情報と同様に航空機の航法データベースに fixed-FPA 降下経路情報を組み込み、パイロットが飛行計画によって FMS から直接選択するというプロセスを想定する。

(b) 機体の初期重量、重心位置とコストインデックスについては、典型的な値を用いる。また風速・風向の設定は、FMS と機外の風で同じ値を用いる。

(c) パイロットは、基本的に VNAV PATH モードで各シナリオを実施し、必要に応じてスピードブレーキを使用する。

図 2 では、fixed-FPA 降下の検証実験対象の飛行経路を示す。これは、関西国際空港の夜間運用に使用される CDO Number 1 経路を MADOG ウェイポイントまで延長した経路であり、航空機が巡航高度 33,000ft で MADOG から飛行を開始し、IAF である ALLAN で飛行を終了する。CDO Number 1 の詳細は表 1 に示す。

代表例として B787-8 シミュレータで行った

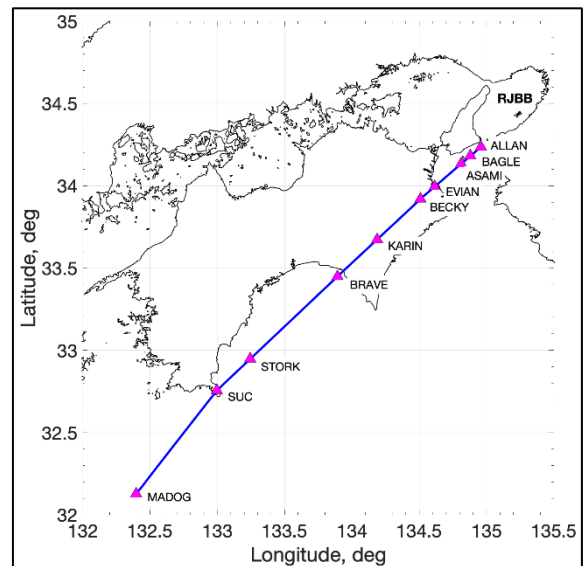


図 2 検証実験の対象飛行経路

表 1 CDO Number 1 経路情報

CDO 経路	ルート情報
RWY06R CDO Number 1	SUC Y53 BECKY “BECKY ALFA ARRIVAL” [通過高度の制限] ・ cross KARIN at or above FL160 ・ cross BECKY at or above 9,000ft ・ cross EVIAN at or above 6,000ft ・ cross ALLAN at or above 4,000ft

検証実験より得られた結果を紹介する。実験条件は表 2 に示す。実験①は、通常の FMS で計算される降下プロファイル、FMS-PD である。また、B787-8 機体における通常の降下角が約 2.4 度であることから、fixed-FPA 降下の検証範囲は-2.2 度から-2.6 度の間で設定した。従って、実験②の fixed-FPA 26-22 では、航空機が T/D から高度 10,000ft まで-2.6 度、そして 10,000ft から IAF まで-2.2 度で降下を行う。同様に fixed-

表 2 実験条件

実験番号	実験の詳細
①	FMS-PD
②	fixed-FPA 26-22 (FG300, FG100, ALLAN @4,000ft)
③	fixed-FPA 22-22 (FG300, FG100, ALLAN @4,000ft)

表 3 気象条件の設定

気圧高度 (ft)	風速 (kt)	風向 (deg)
40,000	100	270
33,000	100	270
100	0	270

FPA 22-22 は、航空機が高高度と低高度両方のフライトセグメントを-2.2 度で降下することを意味する。各実験シナリオで FMS 及びシステムに入力した気象条件を表 3 に示す。

図 3～6 において、それぞれ気圧高度、較正対気速度と真対気速度、対地経路角、スピードブレーキと燃料流量の比較結果を示す。全ての結果は、終点 ALLAN までの距離に対して図示している。図 3 から、FMS-PD 上の航空機が 2 回降下パスを浅くして減速していることが分かる。Fixed-FPA 降下の方式設計では、終端条件として ALLAN @4,000ft の高度制限が与えられたため、両方の fixed-FPA 経路が ALLAN を 4,000ft で通過しているが、FMS-PD では ALLAN at or above 4,000ft の制限のため比較的高い高度で通過していることが分かる。アプローチフェーズへの移行の考え方がパイロットの方針と経験によって異なることから、fixed-FPA のようにある程度高度方向のパスを固めることによって通過高度におけるばらつきを減らすことができると予想される。また、他のケースと比べて fixed-FPA 26-22 では、降下する航空機の速度が高く出たため、通常の降下速度に戻すためスピードブレーキが比較的に長い時間使用された。近代の航空機設計では、空気抵抗軽減の技術が優れており、揚抗比が高く得られるため、深いパスを保ちつつ降下速度を設定の範囲内に制御するのは困難であることが理由として考えられる。Fixed-FPA 22-22 での降下では、浅い降下パスであることから、高度 10,000ft の通過前に減速するため必要としたスピードブレーキの使用回数が fixed-FPA 26-22 と比べて少ない。スピードブレーキの使用は運航性能の低下、パイロットワークロードの増加につながる。得られた結果から、高度 10,000ft 手前で航空機を減速させる余地を設けるため、FG100（転移 FG）の高度をもっと高く設定する必要があることが

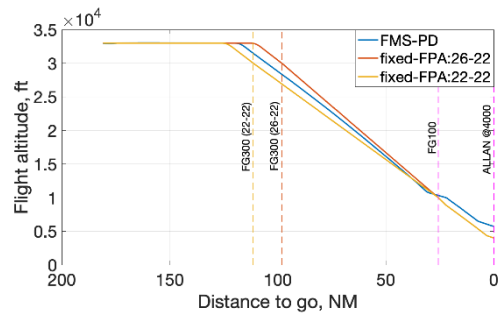


図 3 気圧高度

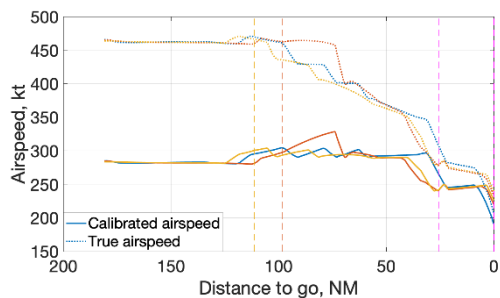


図 4 較正対気速度と真対気速度

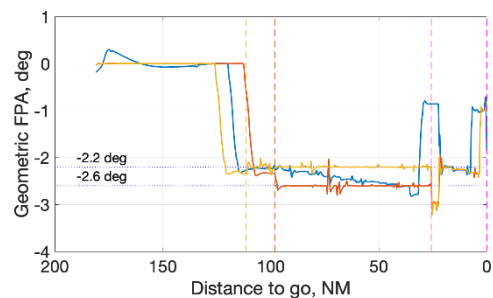


図 5 対地経路角

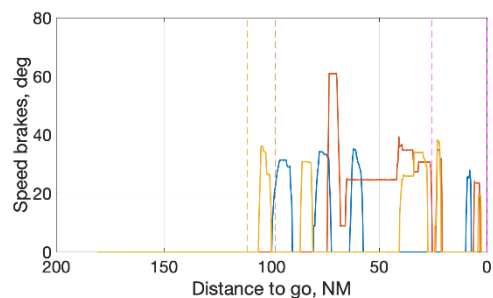


図 6 スピードブレーキ

明確になった。その他、対地経路角の結果から航空機が定められた降下パスを精度良く保つことができることが分かった。表 4 は、各実験シナリオにおける燃料消費量と飛行時間を示す。数値結果から、初期の fixed-FPA 方式設計は浅い降下パスに有効であることが分かった。しかし、パイロットのフィードバックから従来の運

表 4 検証実験の数値結果

実験	飛行時間 (s)	燃料消費量 (lbs)
FMS-PD	1508	2043
Fixed-FPA (26-22)	1512	2185
Fixed-FPA (22-22)	1535	2081

用環境において不確実性を生み出す様々な要因に応えながら運用制限に従事するためには fixed-FPA 降下における減速フェーズの必要性が明らかになった。

4 実機による fixed-FPA 降下の実証実験

前節で述べた方式設計による fixed-FPA 降下に実運用環境が及ぼす影響を検証するため、Boeing 社主催の ecoDemonstrator (ecoD) 2018 実験プログラムにて、fixed-FPA 降下の実証実験を行った。本実験では Jeppesen 社が実施した digital airline / 59+1 のデモンストレーションの一環として実施された。本デモンストレーションでは、シミュレーション環境で模擬した 59 機と 1 機の実機を用いて、航空会社の業務に関する様々なシステムの相互運用性の向上についての検証が行われた。対象空港は米国モーゼスレイク空港で、対象航空機は FedEx 社提供の Boeing 777-200F 貨物輸送機であった。本実験における fixed-FPA 降下では、初期の方式設計で用いた FG100 の代わりに FG110 を設定した。実験で用いた飛行経路を図 7 に示す。これは、Jeppesen 社の協力を基に作成された fixed-FPA 降下専用の航空路チャートの一つである。実験において fixed-FPA 降下が導入された環境における運用を模擬するため、モーゼスレイク空港専用の航空路チャートを作成し、電子情報をパイロット用の電子端末 (EFB, Electronic Flight Bag) のデータとして組み込んだ。また、専用経路を航空機の航法データベースに統合させ、飛行計画を FMS に入力する際にデータベースから直接選択できる環境を設けた。実験の実施予定は 2018 年 3 月であったため、3 月におけるモーゼスレイク空港周辺の気象状況を 7 年間にわたり分析し、その平均値を基に経路設計を行った。高度 10,000ft 以下の運用制限を満たす

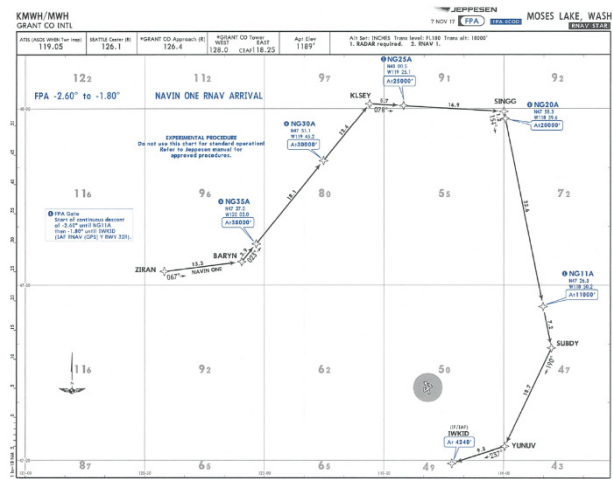


図 7 ecoD 2018 実証実験の対象飛行経路

ため FG110 から IWKID (IAF) まで-1.8 度の固定経路角を設定した。実験条件を表 5 に示す。

表 5 実験条件

実験番号	実験の詳細
①	FMS-PD
②	NAVIN ONE (fixed-FPA 26-18) (FG300, FG110, IWKID @4,240ft)
③	FERDI ONE (fixed-FPA 22-18) (FG300, FG110, IWKID @4,240ft)

得られた結果を図 8~11 に図示する。すべての結果は、ZIRAN から IWKID までの飛行距離に対して示している。前節で述べた検証結果に似たような結果が得られていることが分かる。B777-200F 機体においても、-2.6 度の降下角を保った経路への追従が困難であることが分かった。速度が増えやすく NAVIN ONE でのスピードブレーキの使用回数は FERDI ONE より多い。飛行経路にて方位が大いに変わるため、降下角が深い分、風の変化が大きく影響することが一つの原因として考えられる。また、全体の結果から、航空機が高高度と比べて低高度の飛行セグメントでは定められた降下パスに沿って飛行することが困難であることが分かった。実証実験の数値結果を表 6 に示す。FERDI ONE により FMS-PD より若干燃料消費量が増える分に対して飛行時間を大きく稼げることが分かる。これは、提案した fixed-FPA 降下の有効性を示す

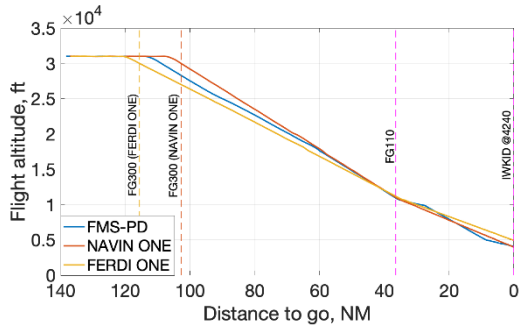


図9 気圧高度

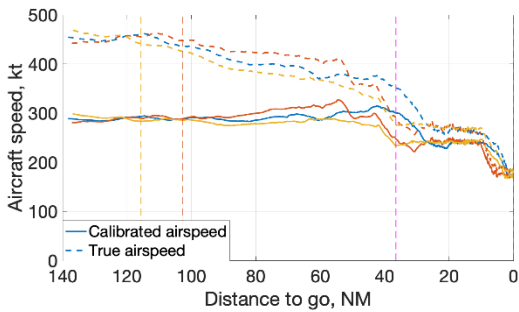


図10 較正対気速度と真対気速度

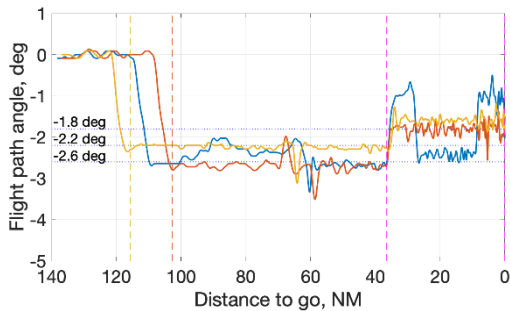


図11 対地経路角

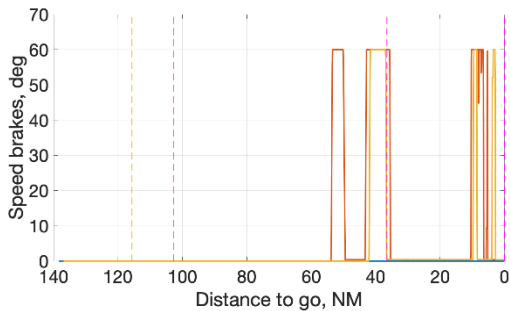


図12 スピードブレーキ

表6 実証実験の数値結果

実験	飛行時間 (s)	燃料消費量 (lbs)
FMS-PD	1321	2239
NAVIN ONE	1325	2556
FERDI ONE	1368	2275

結果であると言える。また、前節の検証結果と

同様に NAVIN ONE での燃料消費量が最大値を示した。システム不具合により、実験中は航空機の気象データの更新が不可能だったため、得られた結果に影響を及ぼしたと考えられる。

5 Fixed-FPA 降下の方式設計の向上

フルフライトシミュレータによる検証実験と ecoDemonstrator2018 実証実験により得られた結果から、fixed-FPA 降下経路に減速フェーズを組み込む必要があることが明らかになった。そこで、本節では二段階にわたって減速フェーズを追加し、それによって fixed-FPA 降下がどう改善されるかを評価する。図1の赤線で示された経路が、改修された fixed-FPA 降下経路である。これは、初期の方式設計を評価した際に対象とした図2に示す経路に対する設計案である。高度 10,400ft と 10,000ft の間、そして高度 4,900ft と IAF の間に減速フェーズを2つ設けることにより、FMS-PD に近い経路設計とし、スピードブレーキの使用を抑えることを意図している。本提案の妥当性を図るため、第3節と同様に B787-8 フルフライトシミュレータを用いて検証実験を行った。表7に実験条件を示す。

得られた結果を図13~16に示す。すべての結果は MADOG から ALLAN までの飛行距離に対して図示している。ここでの検証結果には、初期の検証結果と異なる特徴が見受けられた。高度プロファイルの比較から、改修した方式設計により実施した fixed-FPA のプロファイルは、FMS により計算される FMS-PD のプロファイルに類似していることが分かる。また速度プロファイルから、初期の設計よりも高度 10,000ft の 250kt 制限を満たす余地が設けられており、250kt への減速を緩やかに行うことができている。初期の検証実験では、FMS-PD と fixed-FPA

表7 実験条件

実験番号	実験の詳細
①	FMS-PD
②	fixed-FPA 26-22 (FG300, FG104, FG100, FG049)
③	fixed-FPA 22-22 (FG300, FG104, FG100, FG049)

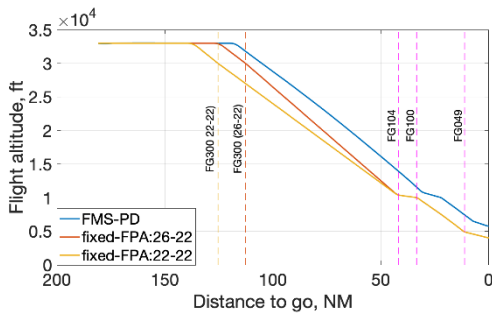


図 13 気圧高度

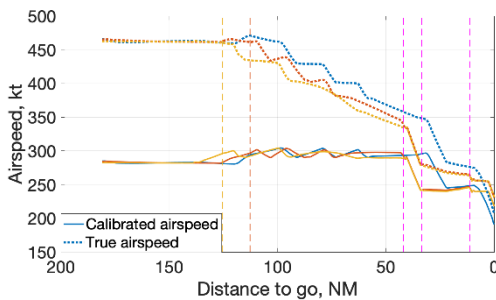


図 14 較正対気速度と真対気速度

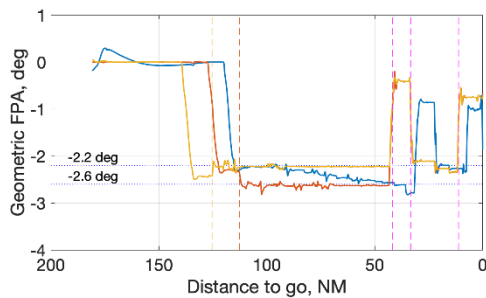


図 15 対地経路角

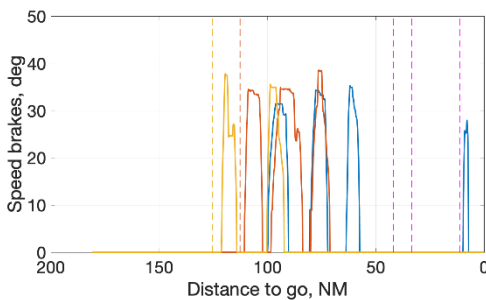


図 16 スピードブレーキ

において高度 10,000ft 以下の経路角の変動が異なっていたが、この検証では低高度においても同様な挙動が確認できた。また、スピードブレーキの使用においても FMS-PD と fixed-FPA で似たような傾向であることが分かる。従って、減速フェーズを追加することによって FMS で計算する降下経路を精度よく模擬できていると言える。これは、地上での軌道予測が精度良く

表 8 検証実験の数値結果

実験	飛行時間 (s)	燃料消費量 (lbs)
FMS-PD	1508	2043
Fixed-FPA (26-22)	1579	2138
Fixed-FPA (22-22)	1606	2178

得られていることを判明する。表 8 に fixed-FPA 降下の初期の方式設計と改修した方式設計による検証実験の数値結果を示す。得られた結果から、方式設計の改修により fixed-FPA 降下の潜在的便益が増えていることが分かる。さらに、初期の fixed FPA 26-22 よりも改修した設計による fixed FPA 26-22 の性能が向上していることが分かる。

6 まとめ

本稿では、降下角を固定した fixed-FPA 降下コンセプトを提案し、運用における妥当性について評価検討を行った。得られた結果から、従来の航空機性能を基に fixed-FPA 降下の実現が可能であることが分かった。また、従来の運用制限を考慮するためには、減速フェーズを設けた fixed-FPA 降下の提案が有効であると言える。機種によって適切な降下パスを定めることができれば、燃料消費量を抑えながら飛行時間の抑制に対して柔軟に 대응できると考えられる。fixed-FPA 降下の方式設計では、IAF 手前に減速フェーズを設けている。それは、従来の FMS のロジックにおいてグライドスロープを 3 度より浅い角度を保って進入すべきであるとされているため、アプローチへの移行を 3 度より浅い角度で行うためである。一方、次世代アプローチシステム等の導入によってこれらの制限が緩和されることが期待される。得られた結果から、fixed-FPA 降下の妥当性を示すことができ、実現において技術の重大な変更等が不要のため、レトロフィットとしても有効な提案であることが明らかになった。より大きな便益を生み出すためには、パイロットの操作におけるばらつき、空港の特徴におけるばらつき、季節による運用環境のばらつき等について定量的に評価する必要がある。

7 今後の方針

Fixed-FPA 降下の適用拡大を目指して様々な検討を行う必要がある。実運用におけるベクター飛行やホールディング等による遅延の吸収に対する速度制御を加えた fixed-FPA 降下の有効性について引き続きファストタイム及びリアルタイムシミュレーションを行う。また、複数機の運用環境で fixed-FPA 降下を行うことによる課題の洗い出しを行い、対策について検討する。さらに、人口密度の高い地域への適用の可能性を図るため、fixed-FPA 降下による騒音・環境負荷についても議論する。Fixed-FPA 降下の妥当性を確立することは、最終目標である fixed-FPA と次世代アプローチシステムの統合にも大きな貢献としてつながると考えられる。

謝辞

フルフライトシミュレータ実験の実施に当たり、全日空株式会社（ANA）より技術的なサポートをいただきましたことに深く御礼申し上げます。

参考文献

- [1] J-P.B. Clarke et al., “Continuous Descent Approach: Design and Flight Test for Louisville International Airport,” AIAA Journal of Aircraft, 41(5), pp.1054-1066, 2004.
- [2] J-P.B. Clarke et al., “Optimized Descent Arrivals at Los Angeles Airport,” AIAA Journal of Aircraft, 50(2), pp.360-369, 2013.
- [3] L. Jin, Y. Cao, and D. Sun, “Investigation of Potential Fuel Savings due to Continuous-Descent Approach,” AIAA Journal of Aircraft, 50(3), pp.807-816, 2013.
- [4] L. Stell, “Analysis of Flight Management System Predictions of Idle-Thrust Descents,” IEEE/AIAA 29th Digital Avionics Systems Conference, Salt Lake City, 2010.
- [5] M.G. Wu, S.M. Green, and J. Jones, “Strategies for Choosing Descent Flight-Path Angles for Small Jets,” AIAA Journal of Aircraft, 52(3), pp.847-866, 2015.
- [6] E.T. Turgut, O. Usanmaz, M. Cavcar, T. Dogeroglu, and K. Armutlu, “Effect of Descent Flight-Path Angle on Fuel Consumption of Commercial Aircraft,” AIAA Journal of Aircraft, 56(1), pp.313-323, 2019.
- [7] R. Sopjes et al., “Continuous Descent Approaches with Variable Flight-Path Angles under Time Constraints,” AIAA GNC Conference, Portland, 2011.
- [8] J.L. De Prins, K.F.M. Schippers, M. Mulder, M.M. van Paassen, A.S. Int’Veld, and J-P. Clarke, “Enhanced-Self-Spacing Algorithm for Three-Degree Decelerating Approach,” AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 30(2), pp.313-323, 2007.
- [9] J-P. Clarke, “System Analysis of Noise Abatement Procedures Enabled by Advanced Flight Guidance Technology,” AIAA Journal of Aircraft, 37(2), pp.266-273, 2000.
- [10] N.K. Wickramasinghe et al., “Feasibility Study on Efficient Arrival Operations via the Integration of Fixed-Flight Path Angle Descent and GBAS Landing System,” IEEE/AIAA 36th Digital Avionics Systems Conference, Tampa Bay, 2017.
- [11] D. Toratani, N. K. Wickramasinghe, and H. Hirabayashi, “Simulation Techniques for Arrival Procedure Design in Continuous Descent Operation,” 2018 Winter Simulation Conference, Gothenburg, 2018.
- [12] BADA: Aircraft Performance Model. <https://simulations.eurocontrol.int/solutions/bada-aircraft-performance-model/>
- [13] 京大生存圏研究所気象庁データベース