

### 3. 継続降下運航の運用拡大検討のための シミュレーション技術

航空交通管理領域 ※虎谷 大地, ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル, 平林 博子

#### 1 序論

近年、到着航空機の燃料消費量削減、及び騒音削減のために継続降下運航（Continuous Descent Operations: CDO）が注目されてきた<sup>[1]</sup>。CDO は降下する航空機ができるだけアイドル推力を保ったまま降下を行うため、低高度での水平飛行が削減され、燃料消費量及び、騒音の削減が期待されている。世界的に CDO 導入のための研究開発が行われ、既にいくつかの空港への到着方式として導入されている<sup>[2,3]</sup>。

我が国においても、関西国際空港、鹿児島空港、那覇空港において CDO が設定され、実際に運用されている。しかしながら、それらの CDO では、他の到着交通流に影響を与えないよう、実施可能な時間が交通流の少ない時間に限られている。例えば、CDO を実施している3空港の中で最も交通量の多い関西国際空港においては、到着予定時刻（Estimated Time of Arrival: ETA）が日本標準時の 23:00 から翌 7:00 の航空機のみ、CDO が実施可能となっている<sup>[4]</sup>。

CDO の実施時間が制限されている理由のひとつは、CDO を行う航空機の軌道が、航空管制官にとって予測することが困難な点が挙げられる。従来の降下方式では、航空機は管制官の指示に従って降下してくるため、航空機の軌道が均一となり、比較的軌道の予測がしやすかった。またステップ状に航空機を降下させることで、速度指示による他の航空機との間隔維持も容易であった。一方 CDO では、航空機は巡航状態から推力をアイドルに保ったまま連続的に降下してくるため、軌道の予測や間隔維持が困難であるといわれている<sup>[5]</sup>。

これらの問題に対して Clarke らは、ロサンゼルス国際空港の到着経路に対して、Altitude window と呼ばれる高度制限を設けた到着方式を設計した<sup>[6]</sup>。この研究ではファストタイムシミュレーションを用いて、様々な CDO 軌道の特定のウェイポイントにおける高度の確率密度

を計算し、それに基づいて Altitude window の幅を決定していた。Altitude window は新たな機材等を追加しなくても、現行の飛行管理装置（Flight Management Systems: FMS）を搭載した航空機に有効であるため、CDO の運用拡大の手法として有効であると考えられる。しかしながらその設計にあたっては、対象となる空港の到着航空機の型式の比率や、気象条件等を十分に考慮する必要がある。特に様々な条件を考慮するためには、ファストタイムシミュレーションを用いた確率的な設計が有効であると考えられる。そこで本稿では、数値計算を用いたファストタイムシミュレーションを用いて、CDO で降下してくる航空機の軌道を計算する方法について示す。また例として、ファストタイムシミュレーションを用いて得られる、CDO で降下してくる航空機の軌道のばらつきを示す。

#### 2 ファストタイムシミュレーション

##### 2.1 シミュレーション手法

図 1 に CDO 機の降下と、シミュレーションの流れを示す。あるマッハ数で巡航してきた航空機は、降下開始点から推力をアイドルに保ち、一定マッハ数で降下を開始する。クロスオーバー高度を通過後、航空機は速度制御を、マッハ数一定から較正対気速度（Calibrated Air Speed: CAS）一定に切り替えて降下し続ける。ここでクロスオーバー高度とは、降下時の一定

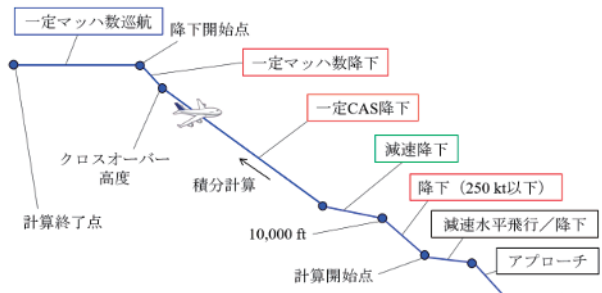


図 1 シミュレーション概要

マッハ数と一定 CAS を真対気速度 (True Air Speed: TAS) に変換したときに、両者の TAS が一致する高度のことを指す。航空機は航空法により、10,000 ft 以下では 250 kt 以下の速度制限を守らなければならないため、10,000 ft の手前で減速を行う。10,000 ft 通過後は、250 kt 以下を保ちながら再び降下を続ける。目的空港に接続するアプローチ経路の初期進入フィックス (Initial Approach Fix: IAF), または中間進入フィックス (Intermediate Approach Fix: IF) に近づいたら、それぞれのアプローチの制限を満たすため、減速しながら水平飛行、または降下を行う。本シミュレーションでは航空機の軌道の初期・終端条件を満たすため、軌道を逆方向に数値積分することで求める。そのため図 1 において、計算の開始点は IAF, または IF, 計算の終了点は巡航中とする。

本シミュレーションでは式(1)に示すように、航空機を質点とみなして計算を行う。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} DR \\ Hp \\ m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{GS} \\ ROCD \\ -FF \end{pmatrix} \quad (1)$$

$DR$  : ダウンレンジ       $Hp$  : 大気圧高度  
 $m$  : 航空機質量       $V_{GS}$  : 対地速度  
 $ROCD$  : 上昇・降下率       $FF$  : 燃料流量

ここで  $V_{GS}$  と  $ROCD$  を求めるために、式(2)に示す力の釣り合いの式を用いる。

$$(Thr - D)V_{TAS} = mg_0ROCD + mV_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (2)$$

$Thr$  : 推力       $D$  : 抵抗  
 $V_{TAS}$  : 真対気速度       $g_0$  : 重力加速度

一般的に、航空機は式(2)の 3 つの変数 ( $Thr$ , 速度,  $ROCD$ ) のうち、2つを一定に保つことで制御される<sup>[7]</sup>。例えば巡航中は、速度を一定マッハ数に、 $ROCD$  を 0 にすることで、式(2)より  $Thr$  が得られる。ここでマッハ数は  $V_{TAS}$  との変換式を用いることで  $V_{TAS}$  に変換される。 $D$  や式(1)の  $FF$  を得るためには、EUROCONTROL で開発された Base of Aircraft Data 4 (BADA4) を用いる<sup>[8]</sup>。式(1)の  $V_{GS}$  は、 $V_{TAS}$  と飛行している位

置の風速を用いて得られる。同様に、一定マッハ数降下においては、マッハ数を一定、 $Thr$  を BADA4 で定義されているアイドル推力に設定することで、 $ROCD$  が求められる。これは図 1 の赤枠で示されるフェーズにおいて共通である。また緑枠で示される減速降下においては、 $ROCD$  を一定、 $Thr$  をアイドルに設定することで  $V_{TAS}$  を得られる。

## 2.2 計算例

計算例として、CDO で降下する航空機と、従来の方式で降下する航空機の軌道を計算し、その燃料消費量を比較することで、CDO による燃料消費量削減量を推定する。この例では、図 2 に示した CDO Number 1 を通り、関西国際空港の RWY06R に着陸する航空機の軌道を計算した。本来、RWY06R に着陸する CDO Number 1 は SUC から IF である ALLAN までであるが、降下軌道を全て示すには経路の長さが短いため、シミュレーションでは MADOG からの軌道を示す。前述したように、本シミュレーションでは IAF または、IF までの計算を行い、軌道を逆方向に積分して計算を行うので、ALLAN が計算の開始点、MADOG が計算の終了点となる。航空機の機種は、CDO Number 1 で CDO を実施している代表的な機種とし、計算条件は表 1 に示した通りに設定した。航空機質量には代表的な値を用いた。また風は、気象庁提供の数値気象予報より取得した。図 3 に

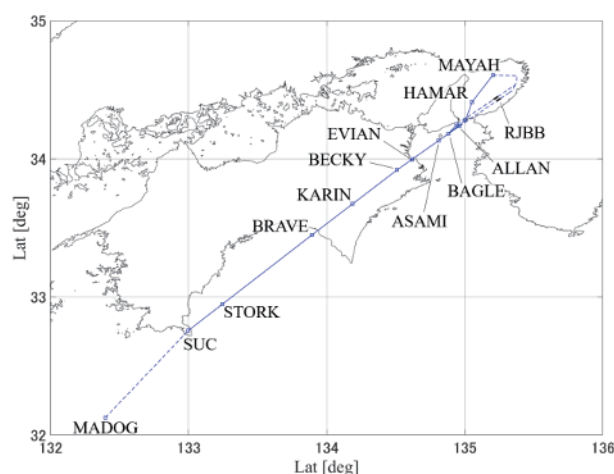


図 2 シミュレーション経路 (CDO Number 1)

2017年の全ての日にち、時間帯のシミュレーションエリアにおける、東西方向と南北方向の風の統計値を示す。風速データはメソモデルの実況値より集計した<sup>[9]</sup>。本シミュレーションにおいて風は5,000 ft ごとの層（ただし最下層だけは1,000 ft から5,000 ft）として設定する。赤い線が各方向の風の中央値を示し、青と緑の線がそれぞれ、最小・最大値を表している。ただし最小・最大値は、データの（第一四分位数 - 1.5 × 四分位範囲）と（第三四分位数 + 1.5 × 四分位範囲）から外れる値は外れ値として除外している。計算例では代表的な風として、東西・

表1 シミュレーション条件

経路		
MADOG - SUC - STORK - BRAVE - KARIN - BECKY - EVIAN - ASAMI - BAGLE - ALLAN		
項目	値	単位
巡航高度	39,000	ft
終端高度	4,000	ft
巡航速度（マッハ数）	0.79	-
速度（CAS）	300	kt
速度（10,000 ft 以下）	250	kt
降下率（減速時）	500	ft/min

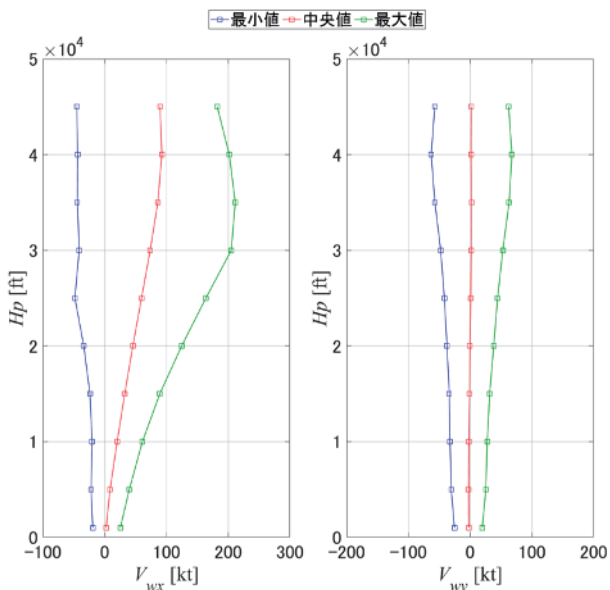


図3 風速データ

南北方向ともに、中央値の風を用いてシミュレーションを行う。

計算結果として、図4から8に、垂直面軌道、 $V_{CAS}$ とマッハ数 $M$ 、対地飛行経路角 $\gamma_{GS}$ 、 $Thr$ 、 $FF$ を示す。これらの図において、直線が従来の降下方式の軌道を、一点鎖線がCDOの軌道を示す。従来方式の方では、円滑な交通流形成のためにSTORKとKARINにおいて、FL290とFL160の高度指示が設けられている。一方CDO

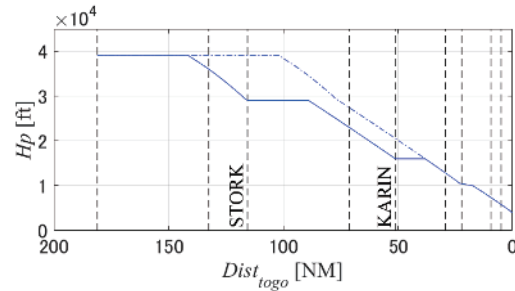


図4 垂直面軌道

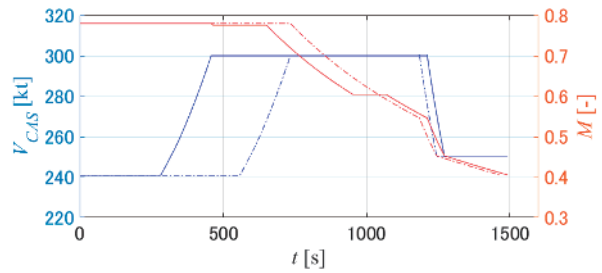


図5 速度

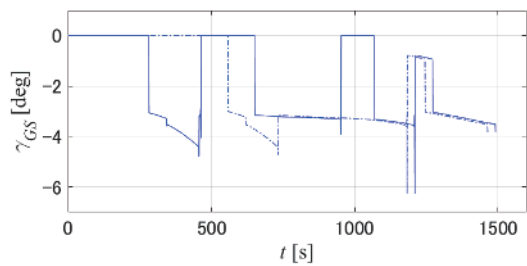


図6 対地飛行経路角

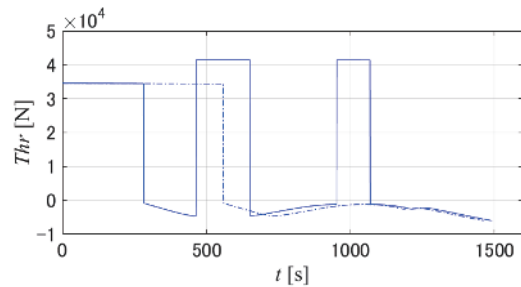


図7 推力

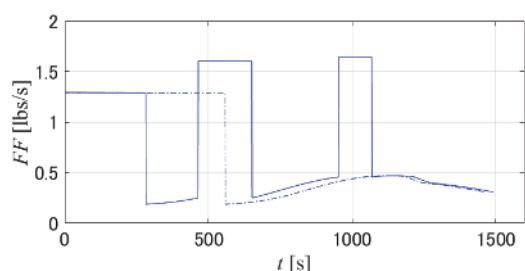


図8 燃料流量

では、このような高度の制限等が無くなるため、航空機は連続的に降下することができている。また CDO による潜在的な便益を示すため、表 2 に従来方式と CDO のシミュレーション結果の差を示した。従来方式、CDO とともに同じシミュレーション条件を用いていたが、確かに CDO は燃料消費量を削減することができていることが示されている。これは、CDO の方が従来方式と比べて、抵抗の少ない高高度側をより長く飛行しているためであると考えられる。

本シミュレーション手法は、パイロットが操縦するフルフライトシミュレータを用いた実験結果と比較されており、従来方式、及び CDO で降下した航空機の軌道を十分に模擬することができていることが示されている<sup>[10]</sup>。

表 2 シミュレーション結果

	飛行時間 [s]	燃料消費量 [lbs]
従来方式	1,491	1,177
CDO	1,464	1,041
従来方式と CDO の差	27	136

### 3 運用拡大検討のためのシミュレーション

#### 3.1 機種による垂直面軌道のばらつき

Xueらによると、CDOで降下する航空機の垂直面軌道は主に、航空機の機種・質量・降下時の速度・風によって変化するとされている<sup>[11]</sup>。ここでは前述したファストタイムシミュレータを用いて、様々な機種の CDO 軌道を計算することで、航空機の機種による垂直面軌道のばらつきを示す。

本シミュレーションでは、2017 年に関西国際空港に到着した航空機のうち、CDO Number 1 から 4 と同一の経路を通った航空機の中で、上位 5 機種の航空機を対象に軌道を計算した。

(CDO を行っていない昼間のフライトも含む) 機種のカウントには、航空局より提供されている飛行計画等が含まれているデータを用いた。またシミュレーション条件は表 1 に示したものをを用いた。図 9 に機種による垂直面軌道のばらつきを示す。本シミュレーションで用いた 5 機種を、それぞれ Type A~E と示している。BADA4 は各機種に対して、複数のエンジンを搭載した航空機のモデルを提供しているため、そのような航空機は Type A-1, Type A-2 と表記し、上位 5 機種の全てのエンジンタイプに対して計算を行った。また、従来方式では高度が指示されていた STORK と KARIN における高度の最大・最小値を表 3 に示した。

シミュレーション結果より、従来方式と比較すると、CDO の STORK と KARIN における高度はいずれの機種でも従来方式と比べて高くな

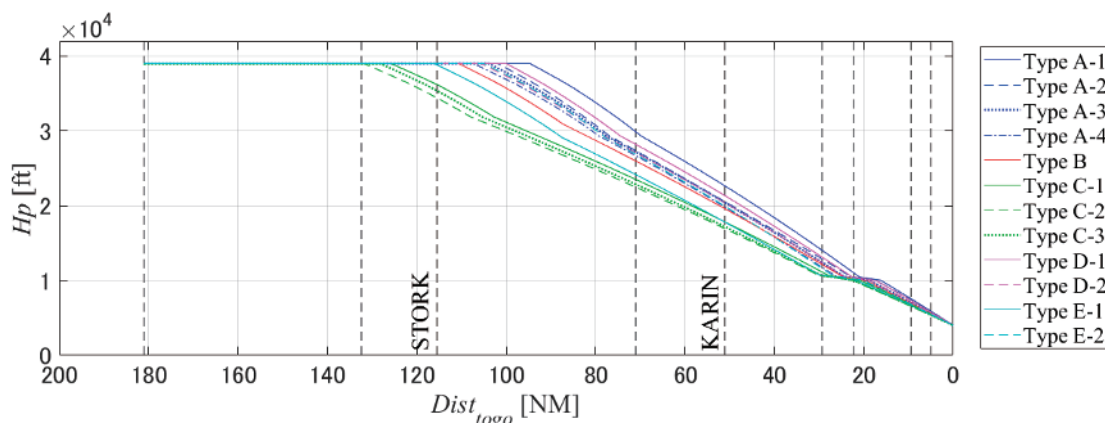


図9 機種による垂直面軌道のばらつき

表3 シミュレーション結果

	STORK	KARIN
最大値 [ft] (Type A-1)	巡航高度	22,655
最小値[ft] (Type C-2)	34,430	16,945

ることが示されている。このときの STORK と KARIN での高度の最大・最小値の差は、それぞれ 4,570 ft と 5,710 ft だった（巡航高度は 39,000 ft とし計算）。また Type A や Type C にみられるように、エンジンのタイプが異なる航空機でも、機種が同じであれば（例えば Type A-x どうし）、STORK と KARIN の通過高度は近い値となる傾向がある。ただし、Type A の中でも Type A-1 や、Type E のように、エンジンタイプが異なるだけで、各ウェイポイントの通過高度が大きく異なる場合もあるので、注意が必要である。

### 3.2 パラメータによる垂直面軌道のばらつき

機種以外のばらつきを、ファストタイムシミュレーションを用いて示す。シミュレーション条件として、機種は図9の Type A-2 を用い、質量と降下時の速度以外は表1を用いた。質量に関しては重いほど各ウェイポイントにおける通過高度が高く、軽いほど低くなる。速度は速いほど高く、遅いほど低くなる。また風速は向かい風ほど高く、追い風ほど低くなる。それらのばらつきを示すため、質量と速度、風速は表4のように設定した。質量に関しては BADA4 で提供されている最大離陸重量 (Maximum Landing Weight: MLW) と運航空虚重量 (Operating Empty Weight: OEW) の 1.2 倍を設定した。速度に関しては、一定 CAS 降下中の  $V_{CAS}$  を変化させることとし、最大運航速度  $V_{MO}$  と 250 kt を設定した。また風速に関しては、図3の最大値（追い風）と最小値（向かい風）をそ

表4 シミュレーション条件

	高高度	低高度
質量	1.2×OEW	MLW
速度 ( $V_{CAS}$ )	$V_{MO}$	250 kt
風速	向かい風	追い風

れぞれ用いた。

3 つのパラメータを高高度側、低高度側に設定した際のシミュレーション結果を図10と表5に示す。参考として、図9における Type A-2 の軌道を、ノミナルとして示す。このときの STORK と KARIN での高度の最大・最小値の差は、8,361 ft と 12,742 ft であった。

### 3.3 考察

3.1, 3.2 では、機種やパラメータの違いによる各ウェイポイントにおける高度差を示した。この高度差が十分小さい場合、その値をそのまま Altitude window の設計に用いることができると考えられるが、得られた結果は各ウェイポイントでの高度の最大・最小値の差は大きく、その値をそのまま Altitude window として設定しても、CDO の軌道予測の向上には寄与しないと考えられる。しかしながらパラメータに関しては、表4で設定した条件の範囲は各パラメータの最大・最小値程度を選択しており、実際の運航上ではほとんど現れない値も使用している。そこで、実際の運航データから各パラメータの分散を取得することで、各ウェイポイントの通過高度を小さくできる可能性がある。また機種に関しても、昨年度に CDO 経路を通過した（CDO 機以外も含む）機種のうち上位 5 機種に関して計算を行ったが、5 位の機種は全体の 5.6% 程度であり、どの程度まで機種の違いを

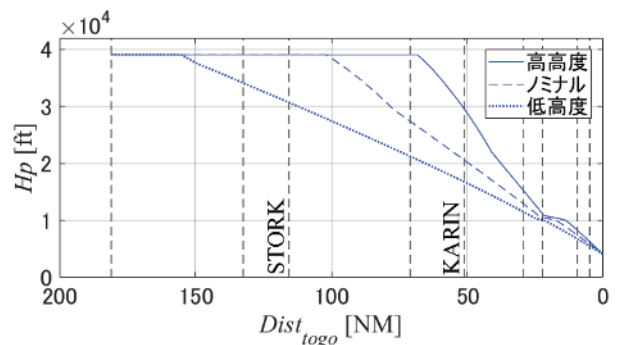


図10 パラメータによるばらつき

表5 シミュレーション結果

	STORK	KARIN
高高度 [ft]	巡航高度	29,490
ノミナル [ft]	巡航高度	20,549
低高度 [ft]	30,639	16,748

考慮するかは議論の余地が残る。特定の機種を Altitude window の設計に反映していない場合、その機種は Altitude window に沿って飛行すると、CDO で降下ができない可能性があるが、それはアイドル推力を保ったまま降りることができないというだけであり、降下することができないというわけではない。このような降下は、Partial CDO と呼ばれ、CDO ほどではないが、従来の降下方式よりは便益があるとされている。そのため実際に Altitude window を設計するためには、降下機の軌道の予測性と、Altitude window を設けたうえで予測される、CDO による便益のバランスを考慮する必要があると考えられる。

#### 4 まとめと今後の方針

本稿では、CDO の運用拡大を検討するために必要な、ファストタイムシミュレーションの計算手法について述べた。また、ファストタイムシミュレーションの利用例として、Altitude window の設計に必要な、機種やパラメータによるウェイポイントの通過高度の計算結果を示した。今後は実際の運航データから、垂直面軌道に影響を与えるパラメータの分散を取得し、その分散にしたがって垂直面軌道の計算を行うことで、より現実的な各ウェイポイントの通過高度の計算を行っていく。

#### 謝辞

データを提供していただいた国土交通省航空局の関係各位に深く感謝いたします。

#### 参考文献

- [1] International Civil Aviation Organization (ICAO), “Continuous Descent Operations (CDO) Manual,” Doc 9931, 2010.
- [2] I. Wilson and F. Hafner, “Benefit Assessment of using Continuous Descent Approaches at Atlanta,” Digital Avionics Systems Conference, 2005.
- [3] F. J. M. Wubben and J. J. Busink, “Environmental Benefits of Continuous Descent Approaches at Schiphol Airport Compared with Conventional Approach Procedures,” NLR-TP-2000-275, 2000.
- [4] 国土交通省航空局, eAIP Japan, RJBB AD 2.20, LOCAL TRAFFIC REGULATIONS, <https://aisjapan.mlit.go.jp/html/AIP/html/20180329/eAIP/20180401/JP-AD-2-RJBB-en-JP.html#AD-2.RJBB> (参照, Apr. 2018)
- [5] 福島幸子, 平林博子, 岡恵, 伊藤恵理, ビクラマシンハ ナヴィンダ キトマル, “関西国際空港への継続降下運航 (CDO) の現状と改善点,” 第 16 回電子航法研究所研究発表会講演概要, 2016 年 6 月.
- [6] J.-P. Clarke, J. Brooks, G. Nagle, A. Scacchioli, W. White and S. R. Liu, “Optimized Profile Descent Arrivals at Los Angeles International Airport,” Journal of Aircraft, vol.50, no.2, pp.360-369, Jan.2013.
- [7] J. Bronsvort, “Contributions to Trajectory Prediction Theory and its Application to Arrival Management for Air Traffic Control,” Ph. D. dissertation, Technical University of Madrid, 2014.
- [8] EUROCONTROL Experimental Center, “User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Family 4,” EEC Technical/Scientific Report No. 12/11/22-58, 2014.
- [9] 気象庁, メソモデル・局地モデル, <http://www.jma.go.jp/jma/kishou/known/whitep/1-3-6.html> (参照, Apr. 2018)
- [10] D. Toratani, N. K. Wickramasinghe, S. Fukushima and H. Hirabayashi, “Design Methodology to Simulate Continuous Descent Operations at Kansai International Airport,” Winter Simulation Conference, 2017.
- [11] M. Xue and H. Erzberger, “Improvement of Trajectory Synthesizer for Efficient Descent Advisor,” 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, 2011.