

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-26190

(P2017-26190A)

(43) 公開日 平成29年2月2日(2017.2.2)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
F 4 1 H 13/00 (2006.01)	F 4 1 H 13/00	5 H 1 8 1
G 0 8 G 5/00 (2006.01)	G 0 8 G 5/00	A
B 6 4 C 19/02 (2006.01)	B 6 4 C 19/02	

審査請求 未請求 請求項の数 11 O L (全 26 頁)

(21) 出願番号	特願2015-143183 (P2015-143183)	(71) 出願人	000006208 三菱重工株式会社 東京都港区港南二丁目16番5号
(22) 出願日	平成27年7月17日 (2015.7.17)	(74) 代理人	100112737 弁理士 藤田 考晴
		(74) 代理人	100118913 弁理士 上田 邦生
		(72) 発明者	山崎 光一 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工株式会社内
		Fターム(参考)	5H181 AA26 BB04 CC14 MA41

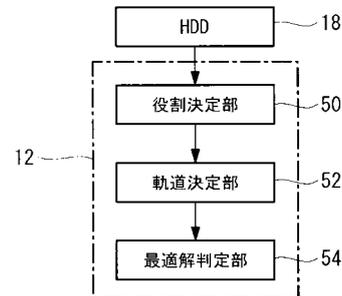
(54) 【発明の名称】 航空機管理装置、航空機、及び航空機の軌道算出方法

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 航空機の役割に応じたより最適な軌道をより短時間で算出する航空機管理装置を提供する。

【解決手段】 CPU 12は予めHDD 18に記憶されているプログラムを実行することにより、役割決定部50、軌道決定部52、及び最適解判定部54の機能を有する。役割決定部50は、航空機の役割を決定する。具体的には、役割決定部50は、統合目的関数、統合等式制約条件、及び統合不等式制約条件をHDD 18から読み出し、航空機に設定した役割に応じて、統合目的関数、統合等式制約条件、及び統合不等式制約条件のインディケータ変数を1又は0とする。軌道決定部52は、役割決定部50によってインディケータ変数が1又は0とされた後の統合目的関数、統合等式制約条件、及び統合不等式制約条件に基づいて、最適軌道算出を行うことによって航空機の役割に応じた最適な軌道を算出する。

【選択図】 図13



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

連続変数を離散化することで最適解を得る計算法を用いて、編隊に参加している複数の航空機の軌道を算出する航空機管理装置であって、

離散化した前記航空機の制御変数を前記航空機の運動方程式に代入することで前記軌道を示す離散点を算出し、前記航空機の役割に応じた制約条件を満たす前記軌道のうち、前記役割に応じた目的関数によって得られる評価値に基づいて最適な前記軌道を決定する軌道決定手段と、
を備える航空機管理装置。

【請求項 2】

前記役割に応じた前記目的関数及び前記制約条件の各々に対して変数が付与され、前記航空機に設定した前記役割に対応しない前記目的関数及び前記制約条件が無効となるように、前記変数の値を前記目的関数毎及び前記制約条件毎に決定する役割決定手段を備える請求項 1 記載の航空機管理装置。

【請求項 3】

前記変数は、1 又は 0 である請求項 2 記載の航空機管理装置。

【請求項 4】

前記変数は、前記目的関数及び等式とされる前記制約条件に対して乗算される請求項 3 記載の航空機管理装置。

【請求項 5】

前記変数は、不等式とされている前記制約条件に対して前記変数が 0 とされると不等式が成立するように付与される請求項 3 又は請求項 4 記載の航空機管理装置。

【請求項 6】

前記目的関数は、前記航空機と目標との間の距離を算出するための関数が含まれる請求項 1 から請求項 5 の何れか 1 項記載の航空機管理装置。

【請求項 7】

前記制約条件は、前記航空機の役割が目標の索敵・追尾である場合、目標を常にレーダの覆域内に捉えることである請求項 1 から請求項 6 の何れか 1 項記載の航空機管理装置。

【請求項 8】

前記制約条件は、前記航空機の役割が誘導弾の誘導である場合、目標を常に誘導電波の覆域内に捉えることである請求項 1 から請求項 7 の何れか 1 項記載の航空機管理装置。

【請求項 9】

前記制約条件は、前記航空機の役割が誘導弾の発射である場合、誘導弾発射時に該航空機の機首が目標に向いていること、かつ誘導弾の発射時に目標が誘導弾の射程範囲内に位置することである請求項 1 から請求項 8 の何れか 1 項記載の航空機管理装置。

【請求項 10】

請求項 1 から請求項 9 の何れか 1 項記載の航空機管理装置を備えた航空機。

【請求項 11】

連続変数を離散化することで最適解を得る計算法を用いて、編隊に参加している複数の航空機の軌道を算出する航空機の軌道算出方法であって、

離散化した前記航空機の制御変数を前記航空機の運動方程式に代入することで前記軌道を示す離散点を算出し、前記航空機の役割に応じた制約条件を満たす前記軌道のうち、前記役割に応じた目的関数によって得られる評価値に基づいて最適な前記軌道を決定する航空機の軌道算出方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機管理装置、航空機、及び航空機の軌道算出方法に関するものである。

【背景技術】

【0002】

10

20

30

40

50

複数の航空機が目標に対する射撃や射撃のための索敵や追尾を行う場合、効率的な火器管制が行われなければならない。

このため、我側のどの機体が、どの目標に対して、どの役割を負い、どのような軌道をとるのが最も効率的又は有利であるのかを判断する管理装置が開発されている。この管理装置は、例えば航空機に備えられ、編隊を構成する僚機にネットワークを介して上記判断結果を送信し、僚機のMFD (Multi Function Display) 等に表示させる。なお、上記役割とは、例えば、誘導弾の発射、目標の索敵や追尾、及び誘導弾の誘導である。

【0003】

例えば、特許文献1には、空戦軌道プログラム(「空戦機動プログラム」ともいう。)を用いて、航空機と目標機との相対的な位置関係に基づいて、目標機に対する航空機毎の役割、及び航空機の役割に応じて定められた操縦行動に基づいた航空機毎の軌道を決定する航空機管理装置が開示されている。そして、この航空機管理装置は、航空機の軌道と目標機の軌道の予測結果に基づいて、役割決定評価値を算出し、この評価値が最大となった航空機の役割を航空機の役割として決定し、決定した役割に基づいた航空機の軌道を航空機の軌道として決定している。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】特開2014-129996号公報

【発明の概要】

20

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

上述の空戦軌道プログラムは、パイロットの経験則等から予め作成された行動データベースに基づいて、航空機の軌道を決定するものである。このため、最終的に得られる航空機の軌道は、パイロットの経験則という正誤が評価し難い人的要素が含まれているため、最適解でない可能性がある。また、空戦軌道プログラムを前提として算出された役割配分の解も最適解でない可能性がある。

さらに、自機や僚機と共に目標機が移動している状態で、航空機の軌道や役割は決定されなければならない、短時間で最適解を得る必要がある。

【0006】

30

本発明は、このような事情に鑑みてなされたものであって、航空機の役割に応じたより最適な軌道をより短時間で算出できる、航空機管理装置、航空機、及び航空機の軌道算出方法を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0007】

上記課題を解決するために、本発明の航空機管理装置、航空機、及び航空機の軌道算出方法は以下の手段を採用する。

【0008】

本発明の第一態様に係る航空機管理装置は、連続変数を離散化することで最適解を得る計算法を用いて、編隊に参加している複数の航空機の軌道を算出する航空機管理装置であって離散化した前記航空機の制御変数を前記航空機の運動方程式に代入することで前記軌道を示す離散点を算出し、前記航空機の役割に応じた制約条件を満たす前記軌道のうち、前記役割に応じた目的関数によって得られる評価値に基づいて最適な前記軌道を決定する軌道決定手段と、を備える。

40

【0009】

本構成に係る航空機管理装置は、編隊に参加している複数の航空機の軌道を算出する。このために、連続変数を離散化することで最適解を得る計算法、例えばDirect Collocation with Nonlinear Programming (DCNLP) が用いられる。

【0010】

軌道決定手段によって、離散化した航空機の制御変数を航空機の運動方程式に代入する

50

ことで、航空機の軌道を示す離散点が算出される。なお、離散点の初期解については、制御変数を運動方程式に代入する方法の他に、他の適切な方法によって設定してもよい。航空機の軌道を時間的に連続したものとして算出するよりも、離散化して扱うことにより計算量が少なくなり、短時間での軌道算出が可能である。

【0011】

そして、航空機の役割に応じた制約条件を満たす離散点が航空機の軌道とされる。なお、航空機の役割とは、例えば、誘導弾の発射（誘導弾の発射を行う役割をシュータともいう。）、目標の索敵や追尾（目標の索敵や追尾を行う役割をセンサともいう。）、及び誘導弾の誘導を行う（誘導弾の誘導を行う役割をガイドともいう。）であり、各々の役割に応じて制約条件が予め定められている。この制約条件を満たす航空機の軌道のうち、役割 10 に応じた目的関数（評価関数）によって得られる評価値に基づいて最適な軌道が決定される。

以上説明したように、本構成は、連続変数を離散化することで最適解を得る計算法を用いることによって、航空機の役割に応じたより最適な軌道をより短時間で算出できる。

【0012】

上記第一態様では、前記役割に応じた前記目的関数及び前記制約条件の各々に対して変数が付与され、前記航空機に設定した前記役割に対応しない前記目的関数及び前記制約条件が無効となるように、前記変数の値を前記目的関数毎及び前記制約条件毎に決定する役割決定手段を備えてもよい。

【0013】

本構成によれば、役割に応じた目的関数及び制約条件の各々に対して、変数が付与される。この変数は、航空機に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件を無効化するためのものである。ここでいう付与とは、例えば目的関数や制約条件に変数を乗算することである。

【0014】

役割決定手段は、航空機に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件が無効となるように、変数の値を目的関数毎及び制約条件毎に決定する。無効化された目的関数及び制約条件は、航空機の軌道の算出に影響を与えないこととなるので、無効とされない目的関数及び制約条件のみに基づいて軌道が算出されることとなる。

そして、本構成は、航空機の役割、すなわち無効とする目的関数及び制約条件を変化させる毎に、航空機の軌道を算出してその結果を評価することによって、航空機の最適な役割及び軌道を同時に決定することができる。

【0015】

上記第一態様では、前記変数を1又は0としてもよい。

【0016】

本構成によれば、航空機に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件を簡易に無効化できる。

【0017】

上記第一態様では、前記変数が、前記目的関数及び等式とされる前記制約条件に対して乗算されてもよい。

【0018】

本構成によれば、不要な目的関数及び等式制約条件を簡易に無効化できる。

【0019】

上記第一態様では、不等式とされている前記制約条件に対して前記変数が0とされるといかなる状態においても不等式が成立するように付与されてもよい。

【0020】

本構成によれば、不要な目的関数及び不等式制約条件を簡易に無効化できる。

【0021】

上記第一態様では、前記目的関数に前記航空機と目標との間の距離を算出するための関数が含まれてもよい。

10

20

30

40

50

【0022】

本構成によれば、航空機と目標との位置関係に基づいて最適な軌道を決定できる。

【0023】

上記第一態様では、前記航空機の役割が目標の索敵・追尾である場合、前記制約条件は、目標を常にレーダの覆域内に捉えるとしてもよい。また、前記航空機の役割が誘導弾の誘導である場合、前記制約条件は、目標を常に常に誘導電波の覆域内に捉えるとしてもよい。

【0024】

本構成によれば、航空機の役割に応じた最適な軌道を決定できる。

【0025】

上記第一態様では、前記航空機の役割が誘導弾の発射である場合、前記制約条件は、誘導弾発射時に該航空機の機首が目標に向いていること、かつ誘導弾の発射時に目標が誘導弾の射程範囲内に位置するとしてもよい。

【0026】

本構成によれば、航空機の役割に応じた最適な軌道を決定できる。

【0027】

本発明の第二態様に係る航空機は、上記記載の航空機管理装置を備える。

【0028】

本発明の第三態様に係る航空機の軌道算出方法は、連続変数を離散化することで最適解を得る計算法を用いて、編隊に参加している複数の航空機の軌道を算出する航空機の軌道算出方法であって、離散化した前記航空機の制御変数を前記航空機の運動方程式に代入することで前記軌道を示す離散点を算出し、前記航空機の役割に応じた制約条件を満たす前記軌道のうち、前記役割に応じた目的関数によって得られる評価値に基づいて最適な前記軌道を決定する。

【発明の効果】

【0029】

本発明によれば、航空機の役割に応じたより最適な軌道をより短時間で算出できる、という優れた効果を有する。

【図面の簡単な説明】

【0030】

【図1】本発明の実施形態に係る航空機管理装置の電氣的構成を示すブロック図である。

【図2】本発明の実施形態に係る航空機の役割及び軌道を示す模式図である。

【図3】DCNLPの概念を示す模式図である。

【図4】DCNLPのdefectの概念を示す模式図である。

【図5】本発明の実施形態に係るDCNLPで算出されるセンサ機の軌道を示す模式図である。

【図6】本発明の実施形態に係るDCNLPで算出されるシュータ機の軌道を示す模式図である。

【図7】本発明の実施形態に係る最適軌道算出の流れを示すフローチャートである。

【図8】本発明の実施形態に係る最適軌道算出における目的関数値の評価の終了条件を示す模式図である。

【図9】本発明の実施形態に係る最適軌道算出の結果を示す図である。

【図10】本発明の実施形態に係る最適軌道算出の結果を示す図である。

【図11】本発明の実施形態に係る最適軌道算出の結果を示す図である。

【図12】本発明の実施形態に係る最適軌道算出の結果を示す図である。

【図13】本発明の実施形態に係る航空機管理装置の機能ブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0031】

以下に、本発明に係る航空機管理装置、航空機、及び航空機の軌道算出方法の一実施形態について、図面を参照して説明する。

10

20

30

40

50

【 0 0 3 2 】

図 1 は、本実施形態に係る航空機管理装置 1 0 の電氣的構成を示すブロック図である。本実施形態に係る航空機管理装置 1 0 は、編隊に参加している複数の航空機 4 0 (図 2 参照) の役割及び航空機 4 0 の軌道を求める装置である。なお、航空機管理装置 1 0 は、航空機 4 0 に備えられている。また、以下の説明において、編隊に参加している航空機 4 0 を我機ともいい、目標機 4 2 を彼機ともいう。

【 0 0 3 3 】

本実施形態に係る航空機管理装置 1 0 は、各種演算処理を実行する C P U (Central Processing Unit) 1 2、C P U 1 2 で実行される各種プログラム及び各種情報等が予め記憶された R O M (Read Only Memory) 1 4、C P U 1 2 による各種プログラムの実行時のワークエリア等として用いられる R A M (Random Access Memory) 1 6、各種プログラム及びシミュレーションの対象となる航空機 4 0 の機体諸元等の各種情報を記憶する記憶手段としての H D D (Hard Disk Drive) 1 8 を備えている。

10

【 0 0 3 4 】

これら C P U 1 2、R O M 1 4、R A M 1 6、H D D 1 8、受信部 2 0、及び送信部 2 2 は、システムバス 2 4 を介して相互に電氣的に接続されている。

【 0 0 3 5 】

さらに、航空機管理装置 1 0 は、僚機情報や僚機の索敵や追尾により得られた目標機 4 2 (図 2 参照) の情報 (目標機情報) 等の各種情報を僚機から受信する受信部 2 0、及び C P U 1 2 による演算結果や自機情報を僚機へ送信する送信部 2 2 を備えている。なお、僚機情報には、僚機の位置情報や僚機の速度等が含まれる。自機情報には、自機の位置情報や自機の速度等が含まれる。目標機情報には、目標機 4 2 の位置情報や目標機 4 2 の速度等が含まれる。

20

このように、本実施形態に係る航空機 4 0 は、各航空機 4 0 間で各種情報の送受信 (データリンク) が可能とされている。すなわち、データリンクによって各航空機 4 0 は、自機情報、僚機情報、目標機情報、及び他の航空機 4 0 に対する指示情報等の各種情報を共有するためにネットワーク化されている。

【 0 0 3 6 】

図 2 は、本実施形態に係る航空機 4 0 の役割及び軌道を示す模式図である。なお、図 2 では、一例として目標機 4 2 を一機のみ示しているが、目標機 4 2 は複数であってもよい。図 2 の例は、M R M (Medium Range Missiles) 戦を模しており、航空機 4 0 から目標機 4 2 が視認できないほど離れた状態である。

30

【 0 0 3 7 】

航空機 4 0 は、例えば、目標機 4 2 に対する誘導弾 (ミサイル) 4 4 の発射 (シュータ)、誘導弾 4 4 の誘導 (ガイダ)、及び目標機 4 2 の索敵や追尾 (センサ) が可能とされている。

【 0 0 3 8 】

すなわち、航空機 4 0 の役割は、例えば、目標機 4 2 の索敵や追尾、誘導弾 4 4 の誘導、及び誘導弾 4 4 の発射である。誘導弾 4 4 の誘導は、自機が発射した誘導弾 4 4 の誘導であってもよいし、僚機が発射した誘導弾 4 4 の誘導であってもよい。図 2 において例えば、航空機 4 0 A (シュータ機 4 0 A) の役割が誘導弾 4 4 の発射であり、航空機 4 0 B (ガイダ機 4 0 B) の役割が誘導弾 4 4 の誘導であり、航空機 4 0 C (センサ機 4 0 C) の役割は、目標機 4 2 の索敵や追尾である。

40

【 0 0 3 9 】

図 2 の例では、航空機 4 0 の索敵・追尾可能範囲、誘導弾 4 4 の誘導可能範囲、誘導弾 4 4 の射程範囲の順にその範囲は狭い。

【 0 0 4 0 】

図 2 に示されるように、航空機 4 0 と目標機 4 2 とが向かい合って飛行している場合、シュータ機 4 0 A は、目標機 4 2 と対向している状態 (機首が向かい合う状態、所謂ヘッドオン) が、最も誘導弾 4 4 の射程範囲が長く、目標機 4 2 から離れて射撃することがで

50

きるため好ましい。一方、ガイダ機 40B は、誘導可能範囲の端周辺に目標機 42 及び誘導弾 44 を捉えるように位置することが好ましい。センサ機 40C は、索敵・追尾可能範囲の端周辺に目標機 42 を捉えるように位置することが好ましい。目標機 42 の射程範囲を小さくすると共に、その射程範囲に自機が近づいたとしても、素早く目標機 42 の射程範囲から離脱できるためである。

【0041】

次に、図 2 を参照して各航空機 40 の目標機 42 に対する一連の役割及び軌道について説明する。

【0042】

センサ機 40C は、目標機 42 の索敵や追尾を行い、目標機 42 の位置・速度情報をシュータ機 40A, 40B へ送信する。シュータ機 40A は、誘導弾 44 の射程範囲に目標機 42 が進入すると、目標機 42 へ誘導弾 44 を発射する。目標機 42 がシュータ機 40A の誘導弾 44 の射程範囲に進入することは、すなわち、目標機 42 の射程範囲にシュータ機 40A が進入した可能性がある。このため、シュータ機 40A は、誘導弾 44 の発射直後に目標機 42 に対して反転、離脱する。このため、誘導弾 44 を発射したシュータ機 40A は、誘導弾 44 の誘導ができないので、シュータ機 40A が発射した誘導弾 44 の誘導を、ガイダ機 40B が行うこととなる。

なお、ガイダ機 40B は、誘導弾 44 を誘導可能範囲の端周辺で捉えて誘導弾 44 の誘導を行いながら目標機 42 からの回避を行う、所謂 A - Pole をその軌道とする。同様にセンサ機 40C も、目標機 42 を索敵・追尾可能範囲の端周辺で索敵や追尾しながら目標機 42 からの回避を行う A - Pole をその軌道とする。

このように、目標機 42 に対する航空機 40 毎の役割に応じて、航空機 40 の軌道は決定される。

【0043】

次に、本実施形態に係る航空機管理装置 10 による航空機 40 の軌道の算出（以下「最適軌道算出」という。）について説明する。

航空機管理装置 10 は、編隊に参加している複数の航空機 40 の軌道を算出するために、連続変数（状態変数及び制御変数）を離散化することで最適解を得る計算法、例えば Direct Collocation with Nonlinear Programming (DCNLP) が用いられる。

より詳しくは、DCNLP は、時間の関数である連続問題の連続変数を離散化することで、最適制御問題を非線形計画問題として扱い、目的関数（評価関数）の値が最小又は最大となる解を求めるものである。なお、DCNLP は、状態変数に対する不等式制約条件を扱いやすく、初期条件や制約条件に対するロバスト性が高い。また、運動方程式を制約条件として扱うこともできる。

【0044】

図 3 は、DCNLP の概念を示す模式図である。なお、図 3 の縦軸及び横軸は共に状態変数とされる。

DCNLP では、問題を時間 t によって N 個のノード（以下「離散点」ともいう。） $t_1 \sim t_N$ に離散化する。本実施形態に係る DCNLP では、航空機 40 の挙動を示す運動方程式に対して制御変数を代入することで状態変数をノードとして算出する。なお、これに限らず、他の適切な方法によって状態変数がノードとして設定されてもよい。

まず、ノード $t_1 \sim t_N$ の初期推定解を算出するために、制御変数の初期値が運動方程式に代入される。なお、ノード $t_1 \sim t_N$ の初期推定解については、制御変数を運動方程式に代入する方法の他に、他の適切な方法によって設定されてもよい。このノードは、各ノードにおける制御変数や状態変数の微小変化に対する目的関数の変化分に基づき、修正される（図 3 の計算途中）。そして、後述する制約条件を満たし、かつ目的関数（評価関数ともいう。）の値が最小（又は最大）となるノードが航空機 40 の軌道としての最適解とされる。なお、算出されたノードの間は、例えば多項式等により補間される。

【0045】

このように、航空機 40 の軌道を時間的に連続したものとして算出するよりも、DCN

10

20

30

40

50

L Pを用いて状態変数や制御変数を離散化して扱うことにより計算量が少なくなり、短時間での軌道算出が可能となる。

【0046】

しかしながら、このノードは、連続していないために状態変数によっては、実際の航空機40では実現できない軌道ともなり得る。そこで、算出した次のノードと実際にあるべき次のノードとのずれ量が0(零)とする制約条件が与えられる。この制約条件は、DCNLPでいうところのdefectであり、この制約条件を満たすことにより、算出されたノードは航空機40の運動方程式を満たしたものとなり得る。

【0047】

図4は、DCNLPのdefectの概念を示す模式図である。図4において、横軸が時間であり、縦軸が航空機40の位置を示す状態変数であり、ノードA(t_k, X_k)とノードC(t_{k+1}, X_{k+1})が隣接する二つの離散点である。そして、本来、ノードA, Cは、航空機40の軌道上の位置であるため、微分方程式fの関係で繋がるはずである。

そこで、ノードA, Cの微分値である傾きを各々 f_k, f_{k+1} とし、隣接する二つのノードA, C間の差と二つのノードA, Cにおける傾き f_k, f_{k+1} に基づく変化量との差を0とすることを、defectで定義される制約条件とする。

【0048】

そして、下記(1)式で表される二つのノードA, Cの平均微分値を用いて、二つのノードA, Cにおける傾き f_k, f_{k+1} に基づく変化量を下記(2)式のように表す。下記(2)式で算出される値は、図4における点Bとなる。なお、(2)式に基づく点Bの算出方法は、一例であり、これに限られるものではない。

【0049】

【数1】

$$\frac{f_k + f_{k+1}}{2} \quad \dots(1)$$

【0050】

【数2】

$$\frac{f_k + f_{k+1}}{2} \times (t_{k+1} - t_k) \quad \dots(2)$$

【0051】

このように、点Bは、前のノードAから帰納的に求まる値であり、状態変数が運動方程式を満たしているならば点BとノードCとは一致するものであり、点BとノードCとのズレがdefectとなる。具体的には、二つのノードA, C間の差($X_{k+1} - X_k$)と(2)式で表される変化量vとの差がdefectとなる。

すなわち、defectは、隣接するノードA, Cの微分値に基づいて求まる点BとノードCとの残差であり、defectを ζ_k とした下記(3)式で表される。

【0052】

【数3】

$$\zeta_k = X_{k+1} - \left\{ X_k + \frac{f_k + f_{k+1}}{2} \times (t_{k+1} - t_k) \right\} \quad \dots(3)$$

【0053】

そして、 $\zeta_k = 0$ となれば、点BとノードCとが一致し、DCNLPを用いて算出されたノードA, Cは運動方程式を満たすこととなる。このように、defectで定義され

10

20

30

40

50

る制約条件を満たす解（状態変数）は運動方程式を満たしながら滑らかに連続することとなる。

【0054】

そして、航空機管理装置10は、defectで定義される制約条件、及び航空機40の役割に応じた制約条件を満たす軌道のうち、役割に応じた目的関数によって得られる目的関数値（評価値）に基づいて最適な軌道を決定する。

【0055】

以下に、航空機40の役割に応じた制約条件について詳細に説明する。

なお、航空機40の役割とは、例えば、上述したように誘導弾44の発射を行うシュータ（シュータ機40A）、目標の索敵や追尾を行うセンサ（センサ機40C）、及び誘導弾44の誘導を行うガイダ（ガイダ機40B）である。

10

【0056】

まず、本実施形態に係る状態変数Xは、航空機40の姿勢を示す方位角を、航空機40の位置を示す我機座標をx, yとして、下記(4)式で表される。なお、一例として、我機座標xは北方向を基準とし、我機座標yは東方向を基準とする。また、本実施形態では、航空機40の速度及び高度は一定としているが、速度及び高度も状態変数としてもよい。

【0057】

【数4】

$$X = \begin{Bmatrix} \psi \\ x \\ y \end{Bmatrix} \quad \dots(4)$$

20

【0058】

運動方程式における制御変数uは、迎角を、バンク角を、推力をTとして、下記(5)式で表される。

【0059】

【数5】

$$u = \begin{Bmatrix} \alpha \\ \phi \\ T \end{Bmatrix} \quad \dots(5)$$

30

【0060】

そして、航空機40の運動方程式は、一例として、質量をm、速度をv、飛行経路角を、揚力をL、抗力をDとして、下記(6)式の3自由度運動方程式で表される。(6)式で表される運動方程式に上述した制御変数を離散変数として代入することで、航空機40の状態変数が算出され、これにより航空機40の軌道の初期推定解が算出されることとなる。なお、これに限らず、他の適切な方法によって状態変数を設定することにより、航空機40の軌道の初期推定解が設定されてもよい。

40

【0061】

【数 6】

$$\frac{d\Psi}{dt} = \frac{1}{mv \cos \gamma} (T \sin \alpha + L) \sin \phi$$

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \gamma \cos \psi$$

$$\frac{dy}{dt} = v \cos \gamma \sin \psi \quad \dots (6) \quad 10$$

【0062】

次に航空機40の役割に応じた制約条件について具体的に説明する。

まず、航空機40の役割にかかわらず共通の制約条件（以下「共通制約条件」という。）について説明する。

共通制約条件は、下記(7)式から(10)式で表される。

【0063】

【数 7】

$$X_{k+1} - \left\{ X_k + \frac{f_k + f_{k+1}}{2} \times (t_{k+1} - t_k) \right\} (= \zeta_k) = 0 \quad (k=1 \sim N) \quad \dots (7) \quad 20$$

【数 8】

$$\frac{1}{m} (T \cos \alpha - D) - g \sin \gamma \left(= \frac{dv}{dt} \right) = 0 \quad \dots (8)$$

【数 9】

$$\frac{1}{mv} (T \sin \alpha + L) \cos \phi - \frac{g}{v} \cos \gamma \left(= \frac{d\gamma}{dt} \right) = 0 \quad \dots (9) \quad 30$$

【0064】

(7)式は、defect: $\zeta_k = 0$ とする制約条件である。(8)式は、速度を一定とする制約条件であり、Dは抗力である。(9)式は、高度を一定とする制約条件である。なお、(7)式から(9)式のように等式で表される制約条件を等式制約条件という。

【0065】

なお、速度の変化を許容する場合は、(8)式の右辺を0とせずに、例えばある一定の範囲としてもよい。また、高度の変化も許容する場合には、(9)式の右辺を0とせずに、例えばある一定の範囲としてもよい。さらに、(8)、(9)式とは異なる他の制約条件を追加してもよい。 40

【0066】

【数 10】

$$Nz - 4 \leq 0 \quad \dots (10)$$

【0067】

(10)式のNzは航空機40の旋回時に加えられる垂直荷重倍数（以下「旋回G」という。）であり、(10)式では一例として、4G以上の旋回Gが加えられないように制約される。この旋回Gの上限は、航空機40の性能や航空機40の戦闘状況に応じて決定 50

されるものであり、MRM戦よりも近接戦闘においてはより大きな値とされてもよい。

また、(10)式のように不等式で表される制約条件を不等式制約条件という。

【0068】

次にセンサ機40Cに特有の制約条件及び目的関数について、図5を参照して説明する。図5において、縦軸方向が南北(図面上方向が北)であり、横軸方向が東西(図面右方向が東)である。なお、ガイダ機40Bの制約条件及び目的関数は、索敵・追尾可能範囲と誘導可能範囲(誘導弾44を捉えることができる誘導電波の覆域)とが同一である場合、センサ機40Cと同様である。

【0069】

また、以下の説明において、目標機42の軌道は、一例として直進と仮定するが、これに限らず、目標機42の軌道を他のシミュレーション等を用いて直進以外としてもよい。

10

【0070】

センサ機40Cは、彼機である目標機42を常にレーダの覆域内に捉えることが必要あり、これがセンサ機40Cの役割に応じた制約条件となる。この制約条件は、アジマス方向のレーダ覆域を RC_{AZ} とし、我機から見た彼機の方位を ψ_{BtoR} として、下記(11)式で表される。

【0071】

【数11】

$$\begin{aligned} (\psi - RC_{AZ}) - \psi_{BtoR} &\leq 0 \\ \psi_{BtoR} - (\psi + RC_{AZ}) &\leq 0 \end{aligned} \quad \dots(11)$$

20

【0072】

(11)式は、センサ機40の軌道を算出するための不等式制約条件となる。なお、センサ機40Cの等式制約条件は、一例として不要としているが、何かしらの等式制約条件を設定してもよい。

【0073】

センサ機40Cの役割に応じた目的関数 $J(\xi)$ は、彼機座標を (x_{red}, y_{red}) とし、重み係数を k_1, k_2 として、下記(12)式で表される。なお、目的関数 $J(\xi)$ には、状態変数 X 及び制御変数 u が入力され、これによって求められる目的関数値が評価値とされる。

30

【0074】

【数12】

$$\begin{aligned} J(\xi) &= -k_1 \cdot \sum_i^{node} \sqrt{(x(i) - x_{red}(i))^2 + (y(i) - y_{red}(i))^2} + k_2 \cdot \sum_i^{node} \phi_i^2 \\ \xi &= \begin{Bmatrix} X \\ u \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad \dots(12)$$

40

【0075】

目的関数 $J(\xi)$ である(12)式の右辺の第1項は、各ノード(離散点)における航空機40(我機)と目標機42(彼機)との距離(以下「彼我間距離」という。)の総和であり、第2項は、各ノードにおける航空機40(我機)のバンク角の二乗和である。

航空機40は、可能な限り目標機42から離れることが好ましいため、第1項の値はより大きい方が好ましい。第2項は、バンク角の安定性を示した項であり、第2項の値が小さい程、バンク角の変動が少ない安定した軌道となるため、第2項の値は小さい方が好ましい。さらに、彼我間距離及びバンク角の目的関数 $J(\xi)$ に対する重みを調整するために、第1項及び第2項には重み係数 k_1, k_2 が乗算される。

50

また、目的関数値が小さい程評価を高くするために、第 1 項は負の関数とされ、第 1 項に第 2 項が加算される。

【 0 0 7 6 】

次にシュータ機 4 0 A に特有の制約条件及び目的関数について、図 6 を参照して説明する。なお、図 6 において、縦軸方向が南北（図面上方向が北）であり、横軸方向が東西（図面右方向が東）である。

【 0 0 7 7 】

シュータ機 4 0 A は、誘導弾発射時に機首が目標機 4 2 に向いている必要がある。これがシュータ機 4 0 A の役割に応じた制約条件となる。この制約条件は、誘導弾 4 4 の発射時刻を t_{shoot} とし、そのときの我機の方角を $\psi(t_{shoot})$ として、下記 (1 3) 式で表される。

【 0 0 7 8 】

【 数 1 3 】

$$\psi(t_{shoot}) - \psi_{BtoR} = 0 \quad \dots(13)$$

【 0 0 7 9 】

なお、(1 3) 式は等式制約条件とはされずに、左辺が所定角度の範囲内（例えば $\pm 5^\circ$ ）とされる不等式制約条件とされてもよい。

【 0 0 8 0 】

また、シュータ機 4 0 A は、誘導弾発射時に彼我間距離が誘導弾 4 4 の射程範囲 R_{max1} 内であり、かつ、シミュレーション時間内に誘導弾 4 4 を発射することが不等式制約条件となる。この不等式制約条件は、シミュレーション時間を t_1 から t_N とし、誘導弾発射時間を t_{shoot} として、下記 (1 4) 式で表される。なお、一例として、射程範囲 R_{max1} は、シュータ機 4 0 A と目標機 4 2 との相対角（アングル・オフ）によって異なるものである。

【 0 0 8 1 】

【 数 1 4 】

$$\sqrt{(x(t_{shoot}) - x_{red}(t_{shoot}))^2 + (y(t_{shoot}) - y_{red}(t_{shoot}))^2} - R_{max1} \leq 0$$

$$t_1 - t_{shoot} \leq 0$$

$$t_{shoot} - t_N \leq 0$$

.....(14)

【 0 0 8 2 】

また、シュータ機 4 0 A の役割に応じた目的関数 $J(\)$ は、重み係数を $k_3 \sim k_7$ として、下記 (1 5) 式で表される。

【 0 0 8 3 】

10

20

30

【数 15】

$$\begin{aligned}
 J(\xi) = & k_3 \cdot t_{shoot} - k_4 \cdot \sqrt{(x(t_{shoot}) - x_{red}(t_{shoot}))^2 + (y(t_{shoot}) - y_{red}(t_{shoot}))^2} \\
 & - k_5 \cdot \min_i \left(\sqrt{(x(i) - x_{red}(i))^2 + (y(i) - y_{red}(i))^2} \right) \\
 & - k_6 \cdot \sum_{t_{shoot}+1}^{node} \sqrt{(x(i) - x_{red}(i))^2 + (y(i) - y_{red}(i))^2} + k_7 \cdot \sum_i^{node} \phi_i^2
 \end{aligned}$$

10

.....(15)

【0084】

(15)式の右辺の第1項はシミュレーションの開始から誘導弾発射までの時間であり、第2項は誘導弾発射時の彼我間距離であり、第3項は被我間距離の最小値(以下「最小彼我間距離」という。)であり、第4項は誘導弾発射後の彼我間距離の総和であり、第5項は各ノードにおける我機のバンク角の二乗和である。なお、第1項から第5項には各々重み係数 $k_3 \sim k_7$ が乗算される。

すなわち、シュータ機40Aは、誘導弾発射時までの時間を小さく、かつ、誘導弾発射時の彼我間距離を大きく、かつ最小彼我間距離を大きく、かつ誘導弾発射後の彼我間距離の和を大きくする軌道であることが好ましい。そして、(15)式で表される目的関数 $J(\)$ によって算出される値が小さい方がより評価が高い。

【0085】

(12)式及び(15)式に示されるように目的関数 $J(\)$ は、航空機40の役割にかかわらず、航空機40と目標機42との間の距離である彼我間距離を算出するための関数が含まれ、彼我間距離が役割に応じて適した値となる軌道が最適な軌道とされる。

【0086】

次に、上述したDCNLPを用いた最適軌道算出(「制約条件付き非線形計画問題」ともいう。)について説明する。

図7は、最適軌道算出の処理の流れを示すフローチャートである。最適軌道算出は、航空機管理装置10によって実行される。

【0087】

まず、ステップ100では、初期推定解となる制御変数 u を運動方程式に代入することで航空機40の機動を算出するが、初期推定解は他の適切な方法で設定されてもよい。ここで、初期推定解によって求解の実現可能性や求解までの計算時間が変化するので、制約条件をより確実に満たす初期推定解とする必要がある。なお、初期推定解となる制御変数 u は、一例として、航空機40のパイロット自身が経験値に基づいて設定する。

【0088】

ステップ102では、設定された役割に応じた制約条件を満たす制御変数 u 及び状態変数 X が役割に応じた目的関数 $J(\)$ に代入され、目的関数値 J (評価値)が算出される。

【0089】

次のステップ103では、制御変数・状態変数(制御変数及び状態変数少なくとも一方)の微小変化量を算出する。なお、ステップ103では、一例として、微小変化量を制御変数・状態変数に応じた予め定められた値とする。

【0090】

次のステップ104では、制御変数・状態変数(制御変数及び状態変数少なくとも一方)を修正する。なお、制御変数・状態変数の修正量は、制御変数・状態変数の前回の微小変化に対する目的関数値 J の変化分に応じて算出される。

【0091】

10

20

30

40

50

次のステップ 106 では、修正した制御変数・状態変数を用いて目的関数値 J を算出する。

【0092】

次のステップ 108 では、制御変数・状態変数の微小変化に対する目的関数値 J の変化量を算出する。

【0093】

次のステップ 110 では、評価の終了条件を満たしたか否かを判定し、肯定判定の場合は本シミュレーションを終了する。一方、否定判定の場合はステップ 104 へ戻り、制御変数や状態変数を微小変化させ、目的関数値の変化量の算出を繰り返す。

【0094】

ここで、ステップ 110 における評価の終了条件について、図 8 を参照して説明する。図 8 は、横軸が制御変数・状態変数 ξ を示し、縦軸が目的関数値 J を示し、点 a ~ e は制御変数・状態変数 ξ に対する目的関数値 J の変化を示している。

【0095】

終了条件としては、例えば下記のように 4 つの条件がある。

条件 1 : 制御変数・状態変数 ξ の変化量が許容値 ToI よりも小さくなった場合。

条件 2 : 目的関数値 J の変化量が許容値 $ToIFun$ よりも小さくなった場合。

条件 3 : 1 次の最適性の尺度が許容値未満となった場合。

条件 4 : ステップ 104 からステップ 108 までの反復回数、又は目的関数値 J の評価回数が許容値よりも大きくなった場合。

【0096】

次に上記条件 3 における 1 次の最適性について説明する。

【0097】

制約条件付き非線形計画問題に対する 1 次の最適性は、Karush-Kuhn-Tucker 条件（以下「KKT 条件」）に基づいて求められる。

KKT 条件は、制約条件が無い場合に目的関数 $J(\xi)$ の最小値近傍（図 8 における点 e 近傍であり、目的関数値 J の変化が下に凸の状態）において、傾きである勾配 $J'(\xi)$ が略零になるという条件に相当する。しかし、制約条件を考慮する場合には下記（16）式で表される定義となる。

なお、1 次の最適性を満たすことは、必要条件ではあるが十分条件ではない。目的関数値 J の変化が上に凸となる最大値近傍においても勾配 $J'(\xi) = 0$ となり得るためである。

【0098】

そして、KKT 条件に使用するラグランジュ関数 $L(\xi, \lambda)$ を下記（16）式のように表す。なお、下記（16）式において、 $g(\xi)$ は不等式制約条件式であり、 $h(\xi)$ は等式制約条件である。そして、 λ_g は不等式制約条件式に関するラグランジュ乗数であり、 λ_h は等式制約条件式に関するラグランジュ乗数である。

【数 16】

$$L(\xi, \lambda) = J(\xi) + \sum_i \lambda_{g,i} \cdot g_i(\xi) + \sum_i \lambda_{h,j} \cdot h_j(\xi) \quad \dots(16)$$

【0099】

そして、満たすべき KKT 条件は、ラグランジュ関数を用いて下記（17）、（18）式のように表される。

【0100】

10

20

30

40

【数 17】

$$\frac{\partial L(\xi, \lambda)}{\partial \xi} = 0 \quad \dots (17)$$

$$\lambda_{g,i} \cdot g_i(\xi) = 0$$

【数 18】

$$g(\xi) \leq 0 \quad 10$$

$$h(\xi) = 0 \quad \dots (18)$$

$$\lambda_{g,i} \geq 0$$

【0101】

さらに、最適解の十分性を示す 2 次の十分条件は、ラグランジュ関数 $L(\xi, \lambda)$ の Hessian 行列が、下記 (19) 式で表されるように正定となる条件である。

【数 19】

$$\frac{\partial^2 L(\xi, \lambda)}{\partial \xi^2} > 0 \quad \dots (19)$$

(19) 式は、目的関数値 J の変化が制御変数・状態変数 ξ に対して下に凸の状態であることを示している。このため、必要条件である 1 次の最適性に加えて 2 次の十分条件を満たす場合に、目的関数値 J が最適解であるといえる。

【0102】

次に、図 9 から図 12 を参照して、最適軌道算出結果の例について説明する。図 9 から図 12 の (A) は最適軌道算出によって得られた我機の最適軌道解を示し、図 9 から図 12 の (B) は、制御変数である迎角、バンク角、及び推力の離散化された時間変化と共に、参考情報としての旋回 G の時間変化のグラフである。 30

また、各図 (A) の $X = 0$ [NM] から最適軌道算出が開始される我機のうち、白色が初期推定解であり、斜線でハッチングされたものが最適軌道算出によって算出された最適軌道解である。なお、目標機 42 は北方向から直進すると仮定している。

【0103】

図 9, 10 はセンサ機 40C の最適軌道算出結果であり、図 9 はセンサ覆域が $\pm 60^\circ$ であり、図 10 はセンサ覆域が $\pm 120^\circ$ である。

【0104】

図 11, 12 はシュータ機 40A の最適軌道算出結果であり、図 11 は誘導弾 44 の射程範囲が約 50 マイル、図 12 は誘導弾 44 の射程範囲が約 80 マイルである。なお、図 11, 12 における一点鎖線で囲まれた範囲は誘導弾 44 の大まかな射程範囲を示している。 40

【0105】

次に、航空機 40 の軌道と役割の同時最適化 (以下「同時最適化処理」という。) について説明する。

【0106】

本実施形態に係る同時最適化処理は、上述した最適軌道算出と共に行われる。

同時最適化処理では、上述した役割に応じた目的関数及び制約条件をすべて統合して扱う。さらに、役割に応じた目的関数及び制約条件の各々に対して、変数 (以下「インディ 50

データ変数」という。)が付与される。このインディケータ変数は、航空機40に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件を無効化するためのものである。

【0107】

そして、同時最適化処理は、航空機40に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件が無効となるように、インディケータ変数の値を目的関数毎及び制約条件毎に決定する。無効化された目的関数及び制約条件は、航空機40の軌道の算出に影響を与えないこととなるので、無効とされない目的関数及び制約条件のみに基づいて軌道が算出されることとなる。

そして、同時最適化処理は、航空機40の役割、すなわち無効とする目的関数及び制約条件を変化させる毎に、航空機40の軌道を算出してその結果を評価することによって、航空機40の最適な役割及び軌道を同時に決定することができる。

10

【0108】

なお、本実施形態に係るインディケータ係数は、一例として、1又は0に変化される。

これにより、航空機40に設定した役割に対応する目的関数及び制約条件に付与されたインディケータ変数は1とされて有効とされる。一方、航空機40に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件に付与されたインディケータ変数は0とされ、無効化される。

換言すると、インディケータ係数によって航空機40の役割が設定される。すなわち、インディケータ係数が1とされた目的関数及び制約条件に対応する役割が、航空機40の役割として設定されることとなる。

20

【0109】

次に航空機40の役割の決定について具体的に説明する。なお、以下の説明では、一例として、航空機40である我機が2機であり、目標機42である彼機が2機であると仮定して説明する。このため、2機の我機はB#1、B#2で表記され、2機の彼機はR#1、R#2で表記される。

【0110】

航空機40の役割をシュータ機40A(SHT)とする場合における、目的関数及び制約条件を表1に示す。

【0111】

【表1】

30

目的関数	$J_{\alpha,\beta}^{SHT}$
等式制約条件	$h_{\alpha,\beta}^{SHT} = 0$
不等式制約条件	$g_{\alpha,\beta}^{SHT} \leq 0$

40

【0112】

表1における $J_{\alpha,\beta}^{SHT}$ はB#1又はB#2であり、 $h_{\alpha,\beta}^{SHT}$ はR#1又はR#2である。

一例として、目的関数 $J_{B\#1,R\#2}^{SHT}$ は、B#1がR#2へ誘導弾44を発射する場合の目的関数値である。また、不等式制約条件 $g_{B\#1,R\#2}^{SHT}$ は、B#1がR#2へ誘導弾44を発射する場合の不等式制約条件である。また、等式制約条件 $h_{B\#1,R\#2}^{SHT}$ は、B#1がR#2へ誘導弾44を発射する場合の等式制約条件である。

【0113】

次に、航空機40の役割をセンサ機40C(SNS)とする場合における、目的関数及び制約条件を表2に示す。

【0114】

50

【表 2】

目的関数	$J_{\alpha, \beta}^{SNS}$
等式制約条件	—
不等式制約条件	$g_{\alpha, \beta}^{SNS} \leq 0$

10

【0115】

表 2 における は B # 1 又は B # 2 であり、 は R # 1 又は R # 2 である。

一例として、目的関数 $J_{B\#1, R\#1}^{SNS}$ は、B # 1 が R # 2 を索敵・追尾する場合の目的関数である。また、不等式制約条件 $g_{B\#1, R\#1}^{SHI}$ は、B # 1 が R # 2 を索敵・追尾する場合の不等式制約条件である。なお、等式制約条件は、上述した DCNLP で説明したように一例として不要とする。

【0116】

また、設定された役割にかかわらず、2 機の我機に共通の制約条件が表 3 に示すように設定されてもよい。

【0117】

20

【表 3】

等式制約条件	$h_{\alpha}^{com} \leq 0$
不等式制約条件	$g_{\alpha}^{com} \leq 0$

【0118】

表 3 における不等式制約条件の は B # 1 又は B # 2、若しくは B # 1 と B # 2 である。そして、特に、 を B # 1 と B # 2 とした不等式制約条件は、僚機同士の衝突回避を目的とし、B # 1 と B # 2 との距離が所定値よりも長くなることを条件としたものである。

30

【0119】

次に、インディケータ変数について説明する。

表 4 はインディケータ変数の種類を示したものである。表 4 においてインディケータ変数は i_j で表記される。タスク i は我機が行う役割を示し、エージェント j はタスク（役割）を行う我機を示す。

【0120】

【表 4】

タスク i	タスクの説明	エージェント j	
		$B\#1(j=1)$	$B\#2(j=2)$
$i=1$	$R\#1$ に誘導弾発射	δ_{11}	δ_{12}
$i=2$	$R\#1$ を索敵・追尾	δ_{21}	δ_{22}
$i=3$	$R\#2$ に誘導弾発射	δ_{31}	δ_{32}
$i=4$	$R\#2$ を索敵・追尾	δ_{41}	δ_{42}

【0121】

そして、タスク i をエージェント j に割り当てる場合は $\delta_{ij} = 1$ とされ、タスク i をエージェント j に割り当てない場合は $\delta_{ij} = 0$ とされる。例えば、エージェントである $B\#1$ が $R\#1$ に誘導弾 44 を発射するというタスクを行う場合は、 δ_{11} は 1 とされる一方、他のタスク i とエージェント j の組み合わせの δ_{ij} は 0 とされる。

【0122】

なお、本実施形態では、一例として、同一の目標機 42 に対して、同一の役割の航空機 40 が複数割り当てられることはない。すなわち、例えば $\delta_{11} = 1$ の場合には $\delta_{12} = 0$ となる。このことは、タスク（役割）の割り当てに関する等式制約条件 $h^{tsk} = 0$ となり、より具体的には下記（20）式で表される。

【0123】

【数 20】

$$h^{tsk} = \sum_j \delta_{ij} - 1 = 0 \quad \dots (20)$$

【0124】

すなわち、タスクの割り当てに関する制約条件は、1機の我機は1つの役割しか割り当てられないというものである。

【0125】

次に、統合した目的関数と統合した制約条件に付いて説明する。

下記（21）式は、統合した目的関数（以下「統合目的関数 J_{INT} 」という。）である。

【0126】

【数 21】

$$\begin{aligned}
 J_{INT} = & \delta_{11} \cdot J_{B\#1,R\#1}^{SHT} + \delta_{31} \cdot J_{B\#1,R\#2}^{SHT} \\
 & + \delta_{12} \cdot J_{B\#2,R\#1}^{SHT} + \delta_{32} \cdot J_{B\#2,R\#2}^{SHT} \\
 & + \delta_{21} \cdot J_{B\#1,R\#1}^{SNS} + \delta_{41} \cdot J_{B\#1,R\#2}^{SNS} \\
 & + \delta_{22} \cdot J_{B\#2,R\#1}^{SNS} + \delta_{42} \cdot J_{B\#2,R\#2}^{SNS} \quad \dots (21)
 \end{aligned}$$

10

20

30

40

50

【 0 1 2 7 】

統合目的関数 J_{INT} は、目的関数毎にインディケータ変数 i_j が乗算され、インディケータ変数 i_j が乗算された目的関数の総和とされる。そして、統合目的関数 J_{INT} から目的関数値（評価値）を算出する場合に、全ての目的関数のインディケータ変数 i_j が 1 又は 0 とされる。

【 0 1 2 8 】

下記（ 2 2 ）式は、統合した等式制約条件（以下「統合等式制約条件 h_{INT} 」という。）である。統合等式制約条件 h_{INT} は、各等式制約条件を一括して扱う。

【 0 1 2 9 】

【 数 2 2 】

10

$$h_{INT} : \delta_{11} \cdot h_{B\#1,R\#1}^{SHT} = 0$$

$$\delta_{31} \cdot h_{B\#1,R\#2}^{SHT} = 0$$

$$\delta_{12} \cdot h_{B\#2,R\#1}^{SHT} = 0$$

$$\delta_{32} \cdot h_{B\#2,R\#2}^{SHT} = 0$$

$$h_{B\#1}^{com} = 0$$

20

$$h_{B\#2}^{com} = 0$$

$$h^{tsk} = 0$$

……(22)

【 0 1 3 0 】

なお、上述したようにセンサ機 4 0 C には等式制約条件が設定されないので、（ 2 2 ）式はセンサ機 4 0 C に特有の等式制約条件が含まれていない。しかしながら、センサ機 4 0 C にも等式制約条件が設定されている場合は、下記（ 2 3 ）式で表されるセンサ機 4 0 C に特有の等式制約条件が（ 2 2 ）式に追加される。

30

【 0 1 3 1 】

【 数 2 3 】

$$\delta_{21} \cdot h_{B\#1,R\#1}^{SNS} = 0$$

$$\delta_{41} \cdot h_{B\#1,R\#2}^{SNS} = 0$$

$$\delta_{22} \cdot h_{B\#2,R\#1}^{SNS} = 0$$

$$\delta_{42} \cdot h_{B\#2,R\#2}^{SNS} = 0$$

……(23)

40

【 0 1 3 2 】

統合等式制約条件 h_{INT} は、等式制約条件毎にインディケータ変数 i_j が乗算される。そして、統合等式制約条件 h_{INT} の可否を判定する場合に、全ての等式制約条件のインディケータ変数 i_j が 1 又は 0 とされる。

【 0 1 3 3 】

上記（ 2 1 ）式から（ 2 3 ）式で表されるように、インディケータ変数 i_j は、目的関数及び等式制約条件に対して各々乗算される。そして、航空機 4 0 に設定した役割に対応する目的関数及び等式制約条件に付与されているインディケータ係数 i_j は 1 とされ

50

る。一方、航空機 40 に設定した役割に対応しない、不要な目的関数及び等式制約条件に付与されているインディケータ係数 i_j は 0 とされ、不要な目的関数及び等式制約条件は無効化される。

このように、インディケータ係数 i_j によって不要な目的関数の値は 0 となるので、統合目的関数 J_{INT} は不要な目的関数の影響を受けることなく、航空機 40 に設定した役割に応じた目標関数値（評価値）を算出できる。また、不要な等式制約条件の値が 0 となることで等式制約条件が成立するので、統合等式制約条件 h_{INT} は不要な等式制約条件の影響を受けることなく、航空機 40 に設定した役割に応じた等式制約条件のみを判定できる。

【 0 1 3 4 】

さらに、下記 (24) 式は、統合した不等式制約条件(以下「統合不等式制約条件 g_{INT} 」という。)である。

【数 2 4】

$$\begin{aligned}
 g_{INT} : g_{B\#1,R\#1}^{SHT} - (1 - \delta_{11}) \cdot M \leq 0 \quad , \quad & g_{B\#1,R\#1}^{SNS} - (1 - \delta_{21}) \cdot M \leq 0 \\
 g_{B\#1,R\#2}^{SHT} - (1 - \delta_{31}) \cdot M \leq 0 \quad , \quad & g_{B\#1,R\#2}^{SNS} - (1 - \delta_{41}) \cdot M \leq 0 \\
 g_{B\#2,R\#1}^{SHT} - (1 - \delta_{12}) \cdot M \leq 0 \quad , \quad & g_{B\#2,R\#1}^{SNS} - (1 - \delta_{22}) \cdot M \leq 0 \\
 g_{B\#2,R\#2}^{SHT} - (1 - \delta_{32}) \cdot M \leq 0 \quad , \quad & g_{B\#2,R\#2}^{SNS} - (1 - \delta_{42}) \cdot M \leq 0 \\
 g_{B\#1}^{com} \leq 0 \quad , \quad & g_{B\#2}^{com} \leq 0 \\
 g_{B\#1\&B\#2}^{com} \leq 0 & \dots (24)
 \end{aligned}$$

【 0 1 3 5 】

統合不等式制約条件 g_{INT} は、不等式制約条件に対して 0 とされると不等式が成立するようにインディケータ変数 i_j が付与される。具体的には、(24) 式に表されるように、不等式制約条件毎に“(1 - i_j) · M”の項が付与され、 g の値はこの項で減算される。なお、 M は、想定される g の値よりも十分に大きな正の整数である。そして、統合不等式制約条件 g_{INT} の可否を判定する場合に、全ての不等式制約条件のインディケータ変数 i_j が 1 又は 0 とされる。

すなわち、航空機 40 の役割に対応した不等式制約条件のインディケータ変数 i_j は 1 とされるので、上記項の値は 0 となり、上記項の影響はない。一方、航空機 40 の役割に対応しない、不要な不等式制約条件ではインディケータ変数 i_j が 0 とされ、上記項は大きな整数となっていかなる状態においても不等式が成立し、統合不等式制約条件 g_{INT} に影響を与えないこととなる。従って、統合不等式制約条件 g_{INT} は不要な不等式制約条件の影響を受けることなく、航空機 40 に設定した役割に応じた不等式制約条件のみを判定できる。

【 0 1 3 6 】

図 1 3 は、本実施形態に係る航空機管理装置 10 における航空機 40 の役割及び軌道の同時最適化(以下「役割軌道最適化処理」という。)に関する機能ブロック図である。

【 0 1 3 7 】

CPU 1 2 は予め HDD 1 8 に記憶されているプログラムを実行することにより、役割決定部 5 0、軌道決定部 5 2、及び最適解判定部 5 4 の機能を有する。また、HDD 1 8 には、上述した統合目的関数 J_{INT} 、統合等式制約条件 h_{INT} 、及び統合不等式制約条件 g_{INT} が記憶されている。

【 0 1 3 8 】

10

20

30

40

50

役割決定部 50 は、航空機 40 の役割を決定する。

具体的には、役割決定部 50 は、統合目的関数 J_{INT} 、統合等式制約条件 h_{INT} 、及び統合不等式制約条件 g_{INT} を HDD 18 から読み出し、航空機 40 に設定した役割に応じて、統合目的関数 J_{INT} 、統合等式制約条件 h_{INT} 、及び統合不等式制約条件 g_{INT} のインデキータ変数 i_j を 1 又は 0 とする。

【0139】

軌道決定部 52 は、役割決定部 50 によってインデキータ変数 i_j が 1 又は 0 とされた後の統合目的関数 J_{INT} 、統合等式制約条件 h_{INT} 、及び統合不等式制約条件 g_{INT} に基づいて、図 7 に示される最適軌道算出を行うことによって航空機 40 の役割に応じた最適な軌道を算出する。

10

【0140】

なお、役割決定部 50 は、インデキータ変数 i_j を変化させることで、航空機 40 に設定する役割を変化させる。そして、軌道決定部 52 は、航空機 40 に設定する役割が変化される毎に、航空機 40 の役割に応じた最適な軌道を算出する。

【0141】

最適解判定部 54 は、航空機 40 に設定した役割毎に算出された複数の軌道のうち、統合目的関数を最も小さくする役割とそのときの軌道を、最適な役割及び最適な軌道とし、実際に航空機 40 に設定する役割及び軌道として決定する。

これにより、航空機 40 の役割及び軌道が同時に最適化される。

【0142】

なお、役割軌道最適化処理では、航空機 40 の役割を変化させるために、例えば遺伝的アルゴリズム等の進化的計算手法や分岐限定法を用い、このループの中で DCNLP を解くことで最適な軌道が算出される。

20

【0143】

なお、航空機管理装置 10 は、一例として、編隊を構成する全ての航空機 40 が有しているが、例えば、所定の僚機（例えばリーダ機）が役割軌道最適化処理を実行して僚機の役割及び軌道を決定し、決定した役割及び軌道は役割軌道情報として僚機に送信する。僚機に送信された役割軌道情報は、僚機の MFD に表示され、僚機のパイロットは表示された情報に従って操縦する。

【0144】

以上説明したように、本実施形態に係る航空機管理装置 10 は、離散化した航空機 40 の制御変数を航空機 40 の運動方程式に代入することで軌道を示す N 個のノードを算出し、又は他の適切な方法で軌道を示す N のノードを設定し、各ノード間において、次のノードと実際にあるべき次のノードとのずれ量を 0 とする制約条件及び航空機 40 の役割に応じた制約条件を満たす軌道のうち、役割に応じた目的関数によって得られる評価値に基づいて最適な軌道を決定する。

30

このように、航空機管理装置 10 は、連続変数を離散化することで最適解を得る計算法を用いることによって、航空機 40 の役割に応じたより最適な軌道をより短時間で算出できる。

【0145】

また、航空機管理装置 10 は、役割に応じた目的関数及び制約条件の各々に対してインデキータ変数を付与し、航空機 40 に設定した役割に対応しない目的関数及び制約条件が無効となるように、インデキータ変数の値を目的関数毎及び制約条件毎に決定する。

従って、航空機管理装置 10 は、航空機 40 の役割、すなわち無効とする目的関数及び制約条件を変化させる毎に、航空機 40 の軌道を算出してその結果を評価することによって、航空機 40 の最適な役割及び軌道を同時に決定することができる。

40

【0146】

以上、本発明を、上記実施形態を用いて説明したが、本発明の技術的範囲は上記実施形態に記載の範囲には限定されない。発明の要旨を逸脱しない範囲で上記実施形態に多様な変更又は改良を加えることができ、該変更又は改良を加えた形態も本発明の技術的範囲に

50

含まれる。また、上記実施形態を適宜組み合わせてもよい。

【0147】

例えば、上記実施形態では、役割軌道最適化処理は航空機40が行う形態について説明したが、本発明は、これに限定されるものではなく、編隊に参加している航空機40全てで分散処理しても良いし、航空機40から各種情報を受信した地上設備が行い、決定した航空機40の役割及び軌道を各航空機40へ送信する形態としてもよい。

【0148】

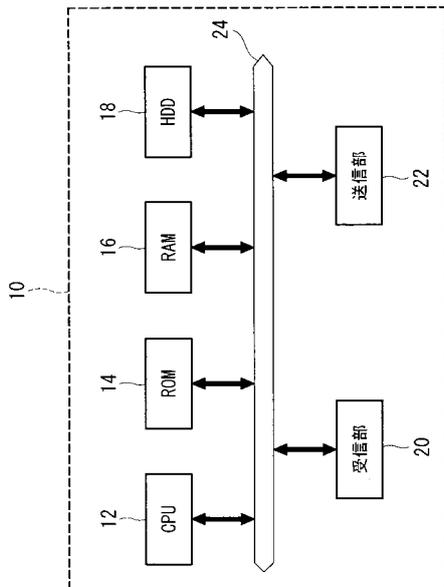
また、上記実施形態で説明した最適軌道算出及び役割軌道最適化処理に関する処理の流れも一例であり、本発明の主旨を逸脱しない範囲内において不要なステップを削除したり、新たなステップを追加したり、処理順序を入れ替えたりしてもよい。

【符号の説明】

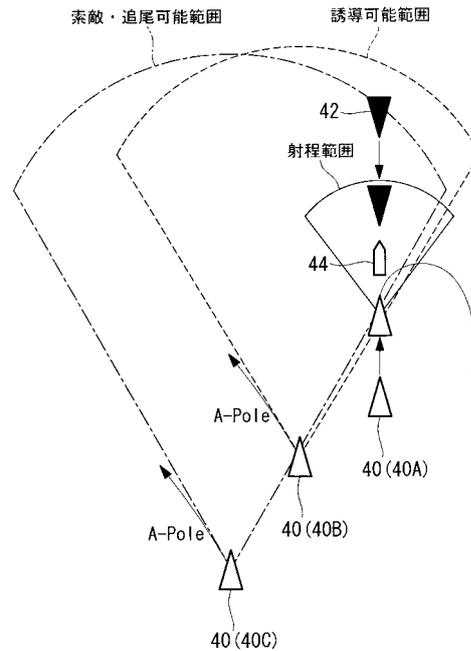
【0149】

- 10 航空機管理装置
- 40 航空機
- 42 目標機
- 44 誘導弾
- 50 役割決定部
- 52 軌道決定部

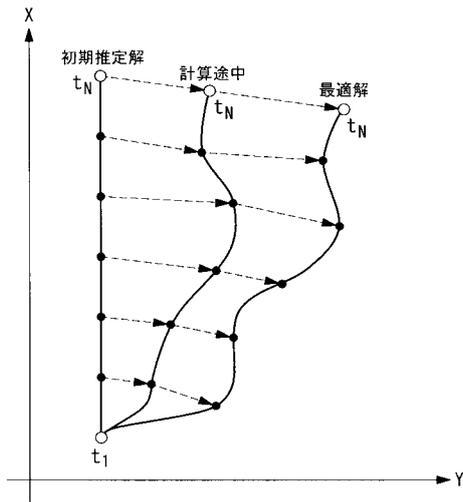
【図1】



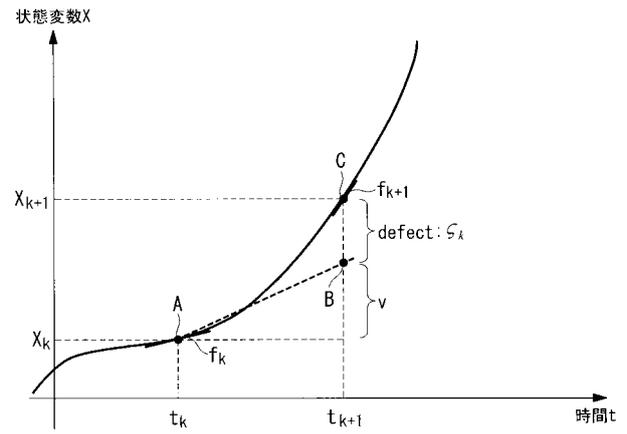
【図2】



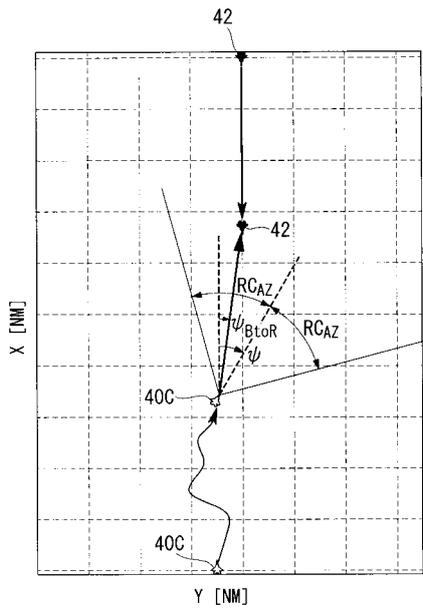
【 図 3 】



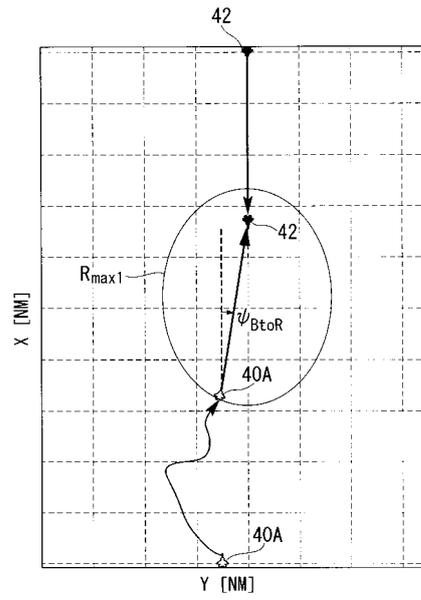
【 図 4 】



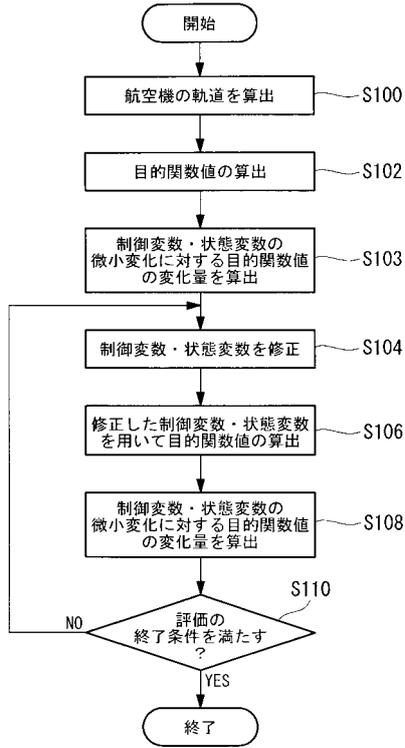
【 図 5 】



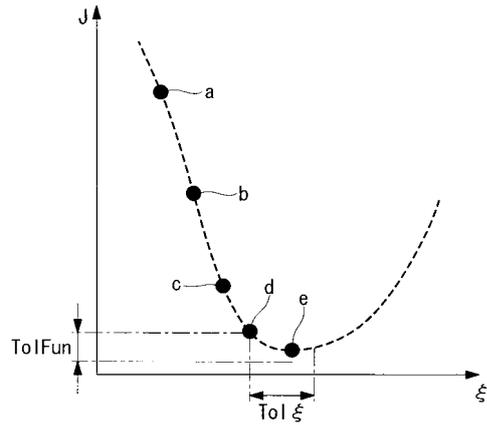
【 図 6 】



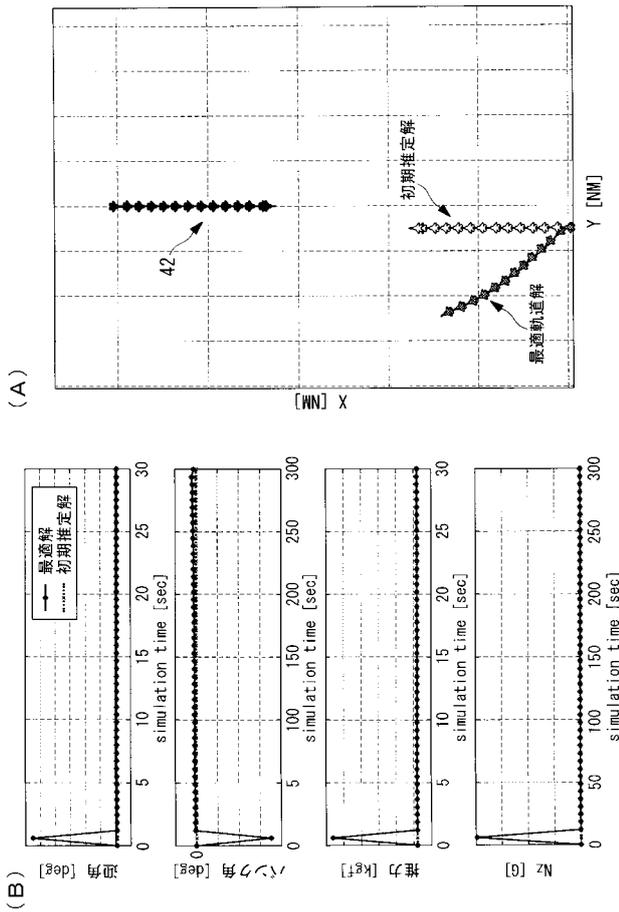
【 図 7 】



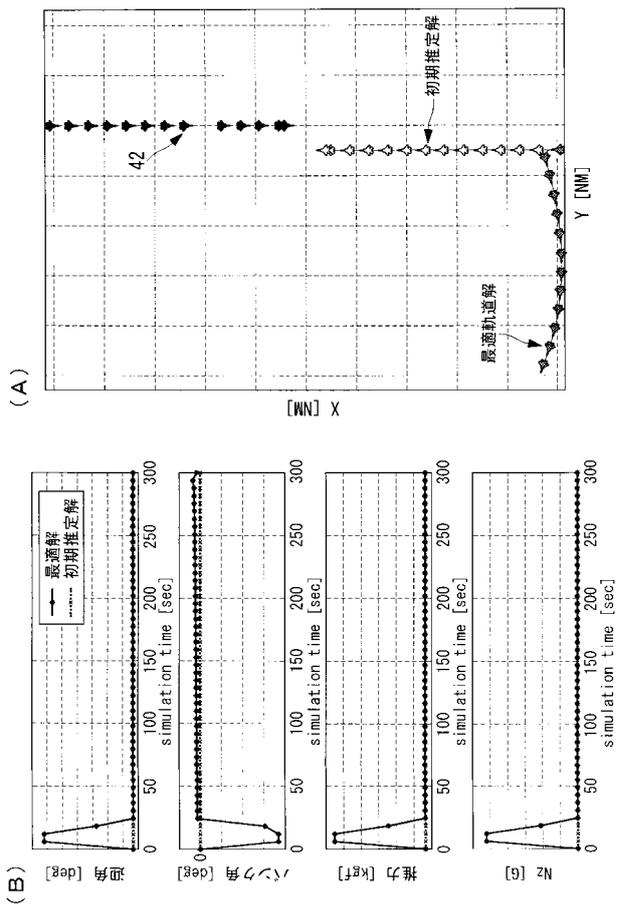
【 図 8 】



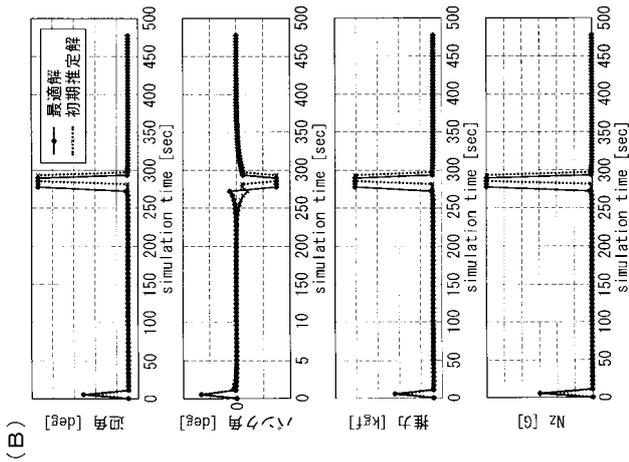
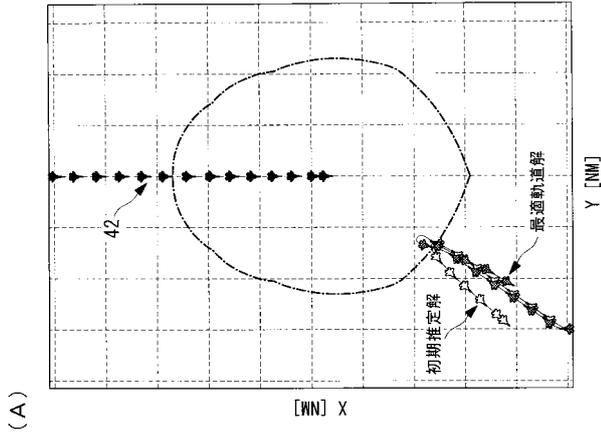
【 図 9 】



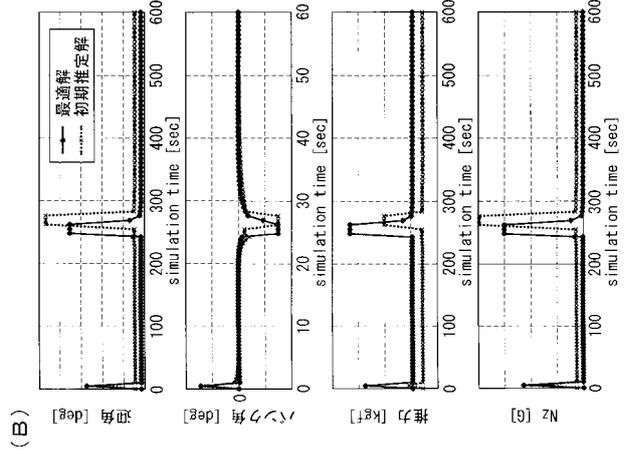
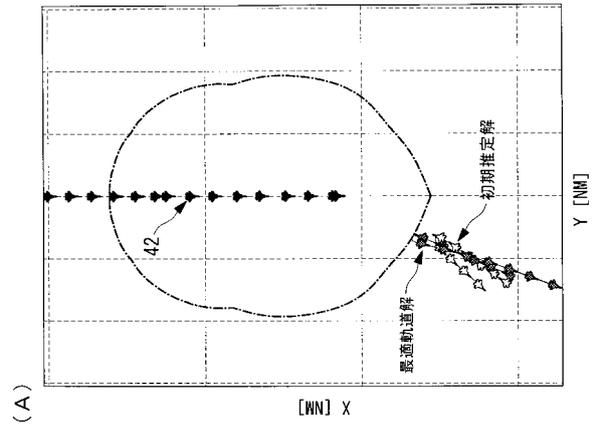
【 図 10 】



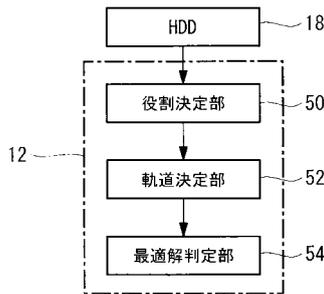
【図 1 1】



【図 1 2】



【図 1 3】



【手続補正書】

【提出日】平成27年9月9日(2015.9.9)

【手続補正1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0117

【補正方法】変更

【補正の内容】

【0117】

【表3】

等式制約条件	$h_{\alpha}^{com} = 0$
不等式制約条件	$g_{\alpha}^{com} \leq 0$