(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2011 年 3 月 17 日(17.03.2011)

PCT

(10) 国際公開番号
WO 2011/030901 A1

(51) 国際特許分類:
*B64C 13/02* (2006.01) *G05D 1/08* (2006.01)

(21) 国際出願番号: PCT/JP2010/065780

(22) 国際出願日: 2010 年 9 月 14 日(14.09.2010)

(25) 国際出願の言語: 日本語

(26) 国際公開の言語: 日本語

(30) 優先権データ:
特願 2009-212256 2009 年 9 月 14 日(14.09.2009) JP

(71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 三菱重工業株式会社(MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目１６番５号 Tokyo (JP).

(72) 発明者; および
(75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 白田 音夢(SHIROTA, Nemu) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目１６番５号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP).

(74) 代理人: 工藤 実(KUDOH, Minoru); 〒1400013 東京都品川区南大井六丁目２４番１０号カドヤビル６階 Tokyo (JP).

(81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

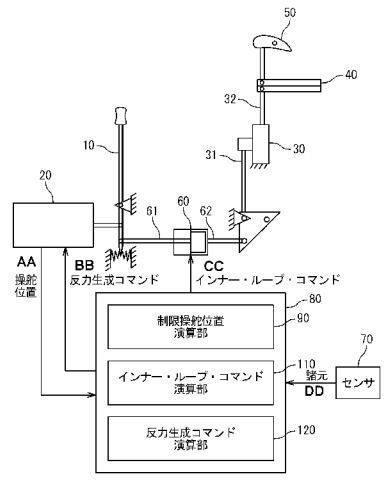
(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:
— 国際調査報告（条約第 21 条(3)）

(54) **Title**: AIRCRAFT FLIGHT CONTROL SYSTEM

(54) 発明の名称 : 航空機の操縦システム

[図2]




AA FLIGHT CONTROL POSITIONS
BB REACTION FORCE GENERATION COMMAND
CC INNER LOOP COMMAND
DD DATA
70 SENSOR
90 LIMIT FLIGHT CONTROL POSITION COMPUTING UNIT
110 INNER LOOP COMMAND COMPUTING UNIT
120 REACTION FORCE GENERATION COMMAND COMPUTING UNIT

(57) **Abstract**: Provided are an aircraft flight control system and an aircraft flight control method such that even if a pilot operates a flight control device quickly, restrictions regarding the flight status are prevented from being exceeded. The aircraft flight control system is equipped with a flight control device, a sensor that detects a first piece of data which changes according to the flight status of an aircraft, a limit flight control position computing unit whereby on the basis of the first piece of data, computation is made of that limit flight control position in the flight control device at which the first piece of data reaches the limit value, a reaction force generation actuator which changes the reaction force that is received when the pilot performs flight control input into the flight control device in accordance with a reaction force generation command that is generated on the basis of the limit flight control position and of a flight control position in the flight control device, an inner loop command computing unit which generates an inner loop command on the basis of the flight control position, and a flight control surface actuator which drives the flight control surface of the aircraft on the basis of the flight control position and the inner loop command.

(57) 要約: パイロットが操縦装置を速く操作した場合であっても飛行状態に関する運用制限の超過が防止される航空機の操縦システム及び航空機の操縦方法を提供する。航空機の操縦システムは、操縦装置と、航空機の飛行状態によって変化する第１諸元を検出するセンサと、第１諸元に基づいて、第１諸元が制限値に達する操縦装置の制限操舵位置を算出する制限操舵位置演算部と、操縦装置の操舵位置と制限操舵位置とに基づいて生成された反力生成コマンドに基づいて、パイロットが操縦装置に対して操舵入力を行うときに受ける反力を変化させる反力生成用アクチュエータと、操舵位置に基づいてインナー・ループ・コマンドを生成するインナー・ループ・コマンド演算部と、操舵位置とインナー・ループ・コマンドとに基づいて、航空機の舵面を駆動する舵面アクチュエータとを備える。

WO 2011/030901 A1

# 明　細　書

## 発明の名称 ： 航空機の操縦システム

## 技術分野

[0001] 本発明は、航空機の操縦システム及び航空機の操縦方法に関する。

## 背景技術

[0002] パイロットは、航空機を操縦する際、常時変動する航空機の出力システム及び飛行制御システム等の状態を認識していなければならない。パイロットは、これらシステムの現在の状態だけでなく、それらの作動制限を知っている必要がある。

[0003] 航空機によっては機構的なばねが用いられ、航空機の作動制限が近づいていることを指摘するために触覚による合図（キュー）が制御レバーを介してパイロットに提供される。そのような機構的なばねは、設定された所定のレベルで連動し、制御に所定の抵抗力を供給する。予め設定されたレベルは一度ばねが取り付けられたら変更不可能である。

[0004] 特許文献１（特表２００４－５１６９７０号公報）は、航空機の所定の動的条件に応じて接触力の大きさを変更することが可能であり、且つ機構的なばねを必要としない航空機用出力レバー触覚キューイングシステムを開示している。このシステムにおいては、機構的なばねは、コンピュータ制御されたソフトウエア、可変な磁性粒子摩擦クラッチ、及び電子トリムモータに置き換えられている。触覚警報として出力レバーソフトストップ及び出力レバーバックドライブが用いられている。これらの触覚警報は、出力コマンドが所定の作動限界に達すると、ばね様の触覚キューを提供する。バックドライブコマンドは、航空機及びエンジンの作動状況に基づいて出力レバーを可変の速度でトリムダウンさせる。触覚キューは、航空機及びエンジンが作動制限を超過していない状態になるまで作動したままである。

[0005] 一方、図１は、インナー・ループ・コマンドを使用する従来の操縦システムを開示している。操縦システムは、操縦装置２１０と、舵面アクチュエー

タ２３０と、スワッシュプレート２４０と、舵面２５０と、インナー・ループ・アクチュエータ２６０と、レート・ジャイロ２７０と、インナー・ループ・コマンド演算部２８０を備える。舵面アクチュエータ２３０は、インナー・ループ・アクチュエータ２６０を介して操縦装置２１０に接続され、スワッシュプレート２４０を介して舵面２５０に接続されている。舵面アクチュエータ２３０は、操縦装置２１０の操舵位置に基づいて舵面を駆動する。ここで、レート・ジャイロ２７０は、機体の外乱による姿勢変化を検出し、インナー・ループ・コマンド演算部２８０に出力する。インナー・ループ・コマンド演算部２８０は姿勢変化に基づいてインナー・ループ・コマンドを出力する。インナー・ループ・コマンドは、舵面アクチュエータ２３０に与えられるコマンド量をパイロットによる操縦装置２１０の操舵位置の変化なく増減させるためのコマンドである。インナー・ループ・アクチュエータ２６０は、インナー・ループ・コマンドに基づいて、舵面アクチュエータ２３０を介して舵面２５０を駆動する。したがって、パイロットが細かな修正操舵をせずに操縦装置２１０の操舵位置を一定に保持した場合であっても、外乱によって機体が不安定になることが防がれる。

## 先行技術文献

## 特許文献

[0006] 特許文献1：特表２００４－５１６９７０号公報

## 発明の概要

[0007] 本発明の目的は、パイロットが操縦装置を速く操作した場合であっても飛行状態に関する運用制限の超過が防止される航空機の操縦システム及び航空機の操縦方法を提供することである。

[0008] 本発明による航空機の操縦システムは、操縦装置と、航空機の飛行状態によって変化する第１諸元を検出するセンサと、前記第１諸元に基づいて、前記第１諸元が制限値に達する前記操縦装置の制限操舵位置を算出する制限操舵位置演算部と、前記操縦装置の操舵位置と前記制限操舵位置とに基づいて、反力生成コマンドを生成する反力生成コマンド演算部と、前記反力生成コ

マンドに基づいて、パイロットが前記操縦装置に対して操舵入力を行うときに受ける反力を変化させる反力生成用アクチュエータと、前記操舵位置に基づいてインナー・ループ・コマンドを生成するインナー・ループ・コマンド演算部と、前記操舵位置と前記インナー・ループ・コマンドとに基づいて、前記航空機の舵面を駆動する舵面アクチュエータと、を具備する。

[0009] 前記インナー・ループ・コマンド演算部は、前記インナー・ループ・コマンドが前記操舵位置の時間変化率に依存するように前記インナー・ループ・コマンドを生成する。前記舵面アクチュエータは、前記操舵位置が速く変化した場合に前記舵面の駆動量が減少するように前記舵面を駆動する。

[0010] 上記航空機の操縦システムは、前記インナー・ループ・コマンドに基づいて作動するインナー・ループ・アクチュエータを更に具備する。前記舵面アクチュエータは、前記操舵位置と前記インナー・ループ・アクチュエータの出力変位に基づいて前記舵面を駆動する。

[0011] 上記航空機の操縦システムは、飛行制御演算部と、舵面コマンド演算部を更に具備する。前記飛行制御演算部は、前記操舵位置に基づいて操舵コマンドを生成する。前記舵面コマンド演算部は、前記操舵コマンドから前記インナー・ループ・コマンドを減算して舵面コマンドを生成する。前記舵面アクチュエータは、前記舵面コマンドに基づいて前記舵面を駆動する。

[0012] 前記センサは、前記第１諸元を含む複数諸元を検出する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置演算部は、前記複数諸元の値の組合せと前記制限操舵位置を対応付けたテーブルに基づいて前記制限操舵位置を算出する。

[0013] 前記制限操舵位置演算部は、前記制限値と前記第１諸元の差分と、前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とに基づいて、操舵位置変化量を算出し、前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出する。

[0014] 前記センサは、前記第１諸元とは異なる複数諸元を更に検出する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置演算部は、前記

差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記割合を対応付けたテーブルとに基づいて、前記操舵位置変化量を算出する。

[0015] 前記センサは、前記第１諸元とは異なる複数諸元を更に検出する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置演算部は、前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出し、前記制限値と前記第１諸元予測値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出し、前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出する。

[0016] 前記センサは、前記第１諸元とは異なる複数諸元を更に検出する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置演算部は、前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出し、前記第１諸元予測値と、前記第１諸元と、保持時間として前記予測時間が設定されたバッファと、フィルタとに基づいて、前記第１諸元予測値の補正値としての第１諸元補正値を算出し、前記制限値と前記第１諸元補正値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出し、前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出する。

[0017] 本発明による航空機の操縦方法は、航空機の飛行状態によって変化する第１諸元を検出するステップと、前記第１諸元に基づいて、前記第１諸元が制限値に達する操縦装置の制限操舵位置を算出するステップと、前記操縦装置の操舵位置と前記制限操舵位置とに基づいて、反力生成コマンドを生成するステップと、前記反力生成コマンドに基づいて、パイロットが前記操縦装置に操舵入力を行うときに受ける反力を変化させるステップと、前記操舵位置に基づいてインナー・ループ・コマンドを生成するステップと、前記操舵位置と前記インナー・ループ・コマンドとに基づいて、前記航空機の舵面を駆動するステップとを具備する。

[0018] 前記インナー・ループ・コマンドを生成する前記ステップにおいて、前記インナー・ループ・コマンドが前記操舵位置の時間変化率に依存するように前記インナー・ループ・コマンドを生成する。前記舵面を駆動する前記ステップにおいて、前記操舵位置が速く変化した場合に前記舵面の駆動量が減少するように前記舵面を駆動する。

[0019] 前記操縦装置は、インナー・ループ・アクチュエータ及び舵面アクチュエータを介して前記舵面に接続される。前記舵面を駆動する前記ステップは、前記インナー・ループ・アクチュエータが前記インナー・ループ・コマンドに基づいて作動するステップと、前記舵面アクチュエータが、前記操舵位置及び前記インナー・ループ・アクチュエータの出力変位に基づいて前記舵面を駆動するステップとを含む。

[0020] 上記航空機の操縦方法は、前記操舵位置に基づいて操舵コマンドを生成するステップと、前記操舵コマンドから前記インナー・ループ・コマンドを減算して舵面コマンドを生成するステップを更に具備する。前記舵面を駆動する前記ステップにおいて、前記舵面コマンドに基づいて前記舵面を駆動する。

[0021] 前記第１諸元を検出する前記ステップにおいて、前記第１諸元を含む複数諸元を検出する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置を算出する前記ステップにおいて、前記複数諸元の値の組合せと前記制限操舵位置を対応付けたテーブルに基づいて前記制限操舵位置を算出する。

[0022] 前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、前記制限値と前記第１諸元の差分と、前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とに基づいて、操舵位置変化量を算出するステップと、前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出するステップとを含む。

[0023] 上記航空機の操縦方法は、前記第１諸元とは異なる複数諸元を検出するステップを更に具備する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前

記操舵位置変化量を算出する前記ステップにおいて、前記差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記割合を対応付けたテーブルとに基づいて、前記操舵位置変化量を算出する。

[0024] 上記航空機の操縦方法は、前記第１諸元とは異なる複数諸元を検出するステップを更に具備する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出するステップと、前記制限値と前記第１諸元予測値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出するステップと、前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出するステップとを含む。

[0025] 上記航空機の操縦方法は、前記第１諸元とは異なる複数諸元を検出するステップを更に具備する。前記複数諸元は前記飛行状態によって変化する。前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出するステップと、前記第１諸元予測値と、前記第１諸元と、保持時間として前記予測時間が設定されたバッファと、フィルタとに基づいて、前記第１諸元予測値の補正値としての第１諸元補正値を算出するステップと、前記制限値と前記第１諸元補正値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出するステップと、前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出するステップとを含む。

[0026] 本発明によれば、パイロットが操縦装置を速く操作した場合であっても飛行状態に関する運用制限の超過が防止される航空機の操縦システム及び航空機の操縦方法が提供される。

## 図面の簡単な説明

[0027] [図1]図１は、インナー・ループ・コマンドを使用する従来の操縦システムの

概略図である。

[図2]図２は、本発明の第１の実施形態に係る操縦システムの概略図である。

[図3]図３は、第１の実施形態に係る操縦システムのブロック図である。

[図4]図４は、インナー・ループ・コマンド演算部のブロック図である。

[図5]図５は、制限操舵位置演算部のブロック図である。

[図6]図６は、反力生成コマンド演算部のブロック図である。

[図7]図７は、第１の実施形態に係る操縦システムの動作を説明するタイミングチャートである。

[図8]図８は、第１比較例に係る操縦システムの動作を説明するタイミングチャートである。

[図9]図９は、第２比較例に係る操縦システムの動作を説明するタイミングチャートである。

[図10]図１０は、本発明の第２の実施形態に係る操縦システムの概略図である。

[図11]図１１は、第２の実施形態に係る操縦システムのブロック図である。

[図12]図１２は、本発明の第３の実施形態に係る制限操舵位置演算部のブロック図である。

[図13]図１３は、本発明の第４の実施形態に係る制限操舵位置演算部のブロック図である。

[図14]図１４は、本発明の第５の実施形態に係る制限操舵位置演算部のブロック図である。

[図15]図１５は、本発明の第６の実施形態に係る制限操舵位置演算部のブロック図である。

[図16]図１６は、第２の実施形態に係る操縦システムの動作を説明するタイミングチャートである。

## 発明を実施するための形態

[0028] 添付図面を参照して、本発明による航空機の操縦システムを以下に説明する。

[0029] （第１の実施形態）

図２を参照して、本発明の第１の実施形態に係る操縦システムを説明する。本実施形態に係る操縦システムは、機力操縦システム（ｐｏｗｅｒｅｄ ｆｌｉｇｈｔ－ｃｏｎｔｒｏｌ ｓｙｓｔｅｍ）であって、ヘリコプタのような航空機に適用される。機力操縦システムは、例えば、ハイドロメカニカル操縦システムである。本実施形態に係る操縦システムは、操縦装置１０と、反力生成用アクチュエータ２０と、舵面アクチュエータ３０と、スワッシュプレート４０と、舵面５０と、インナー・ループ・アクチュエータ６０と、センサ７０と、制御装置８０を備える。制御装置８０は、制限操舵位置演算部９０と、インナー・ループ・コマンド演算部１１０と、反力生成コマンド演算部１２０を備える。

[0030] 操縦装置１０は、インナー・ループ・アクチュエータ６０、舵面アクチュエータ３０、及びスワッシュプレート（ｓｗａｓｈｐｌａｔｅ）４０を介して舵面５０に接続されている。インナー・ループ・アクチュエータ６０は、第１部分６１と、第２部分６２を備える。舵面アクチュエータ３０は、入力部３１と、出力部３２を備える。第１部分６１は、操縦装置１０に接続されている。第２部分６２は、入力部３１に接続されている。出力部３２は、スワッシュプレート４０を介して舵面５０に接続されている。

[0031] センサ７０は、航空機の飛行状態によって変化する少なくとも機体運動の諸元を検出し、検出した諸元を示す諸元信号を制御装置８０に出力する。反力生成用アクチュエータ２０は、操縦装置１０の操舵位置を検出し、検出した操舵位置を示す操舵位置信号を制御装置８０に出力する。制御装置８０は、インナー・ループ・コマンドをインナー・ループ・アクチュエータ６０に出力し、反力生成コマンドを反力生成用アクチュエータ２０に出力する。インナー・ループ・アクチュエータ６０は、インナー・ループ・コマンドに基づいて作動する。より具体的には、第１部分６１に対する第２部分６２の相対位置がインナー・ループ・コマンドに基づいて変化する。第１部分６１に対する第２部分６２の相対位置は、インナー・ループ・アクチュエータ６０

の出力変位と称される場合がある。反力生成用アクチュエータ２０は、反力生成コマンドに基づいて、パイロットが操縦装置１０に対して操舵入力を行うときに受ける反力を変化させる。

[0032] 図３は、本実施形態に係る操縦システムのブロック図を示している。操縦装置１０の操舵位置δは、パイロットの操舵入力によって変化する。インナー・ループ・コマンド演算部１１０は、操舵位置δを示す操舵位置信号に基づいて、インナー・ループ・コマンドを生成する。

[0033] 図４を参照して、インナー・ループ・コマンド演算部１１０は、ハイパスフィルタ１１１を備える。インナー・ループ・コマンドは、操舵位置δを示す操舵位置信号を入力とするハイパスフィルタ１１１の出力に相当する。より具体的には、インナー・ループ・コマンドは、操舵位置信号を入力とする伝達関数$G_{111}$（ｓ）の出力にゲインＫを乗算して得られる。伝達関数$G_{111}$（ｓ）は、時定数をτとすると、下記式（１）で表される。このように、操舵位置δの時間変化率に依存するインナー・ループ・コマンドが生成される。

（数１）

$$G_{111}(s)=\frac{\tau s}{\tau s+1} \qquad \cdots(1)$$

[0034] 図３を参照して、インナー・ループ・アクチュエータ６０は、インナー・ループ・コマンドに基づいて作動し、これによりインナー・ループ・アクチュエータ６０の出力変位が変化する。第２部分６２の位置は、インナー・ループ・コマンドに基づくインナー・ループ・アクチュエータ６０の出力変位が第１部分６１の位置に減算的に合成されて決定される。舵面アクチュエータ３０は、操舵コマンドとしての第２部分６２の位置に基づいて舵面５０を駆動する。第１部分６１が操舵位置δに連動しているため、舵面アクチュエータ３０は、操舵位置δとインナー・ループ・アクチュエータ６０の出力変位に基づいて、舵面５０を駆動する。すなわち、舵面アクチュエータ３０は、操舵位置δ及びインナー・ループ・コマンドに基づいて舵面５０を駆動す

る。

[0035] センサ７０は、航空機の飛行状態によって変化する機体運動の諸元を検出し、検出した諸元を示す諸元信号を出力する。ここで、諸元は、エンジントルク、バンク角、前進速度、横方向の速度、メインロータの回転数等である。本実施形態では、センサ７０は、複数の諸元Ａ～Ｃを検出する。ここで、諸元Ａは、舵面５０の影響を受ける。制限操舵位置演算部９０は、諸元Ａ～Ｃを示す諸元信号に基づいて、諸元Ａが制限値に達する操縦装置１０の制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。

[0036] 図５を参照して、制限操舵位置演算部９０は、諸元Ａ～Ｃの値の組合せと制限操舵位置$\delta_{lim}$とを対応付けたテーブル９１を備える。制限操舵位置演算部９０は、テーブル９１に基づいて制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。このような制限操舵位置$\delta_{lim}$の算出方法は、制限操舵位置$\delta_{lim}$が諸元Ａだけでなく諸元Ｂ，Ｃにも依存する場合に有効である。

[0037] 図６を参照して、反力生成コマンド演算部１２０は、操舵位置$\delta$を示す操舵位置信号と制限操舵位置$\delta_{lim}$とに基づいて、パイロットが操縦装置１０から受けるべき反力を示す反力生成コマンドを生成する。反力生成コマンドは、操舵位置$\delta$が制限操舵位置$\delta_{lim}$の近くで反力が急に大きくなるように生成される。

[0038] 図３を参照して、反力生成用アクチュエータ２０は、反力生成コマンドに基づいて、パイロットが操縦装置１０に対して操舵入力を行うときに受ける反力を変化させる。

[0039] 図７を参照して、本実施形態に係る航空機の操縦システム及び航空機の操縦方法を説明する。図７は、パイロットが操舵入力により、時刻ｔより前は操舵位置$\delta$を一定に保持し、時刻ｔにおいて操舵位置$\delta$を制限操舵位置$\delta_{lim}$まで速く変化（増加）させてその後一定に保持した場合において、操舵位置$\delta$、インナー・ループ・コマンド、操舵コマンド、及び、舵面５０の影響を受ける諸元Ａの変化を示す。本実施形態においては、操舵コマンドは第２部分６２の位置である。

[0040] パイロットは、操縦装置１０から受ける反力の変化に基づいて制限操舵位置$\delta_{lim}$を認識し、操舵位置$\delta$が制限操舵位置$\delta_{lim}$に達した後は、操舵位置$\delta$を制限操舵位置$\delta_{lim}$に保持する。

[0041] インナー・ループ・コマンドは、時刻ｔより前は一定値（例えばゼロ）に保持され、時刻ｔにおいて速く変化（増加）した後、時刻ｔより前の値に向かって漸近する。

[0042] インナー・ループ・コマンドに基づくインナー・ループ・アクチュエータ６０の出力変位が第１部分６１の位置に減算的に合成されて決定されるため、第２部分６２の位置としての操舵コマンドは、時刻ｔより前は一定に保持され、時刻ｔ以後に制限操舵位置$\delta_{lim}$に対応する位置まで変化した後、制限操舵位置$\delta_{lim}$に対応する位置に保持される。ここで、第２部分６２の位置の時刻ｔ以後における変化は、時刻ｔにおける操舵位置$\delta$の変化に比べると緩やかである。

[0043] 諸元Ａは、時刻ｔより前は一定値に保持され、時刻ｔ以後に制限値まで変化してその後制限値で一定に保持される。本実施形態においては、操舵位置$\delta$に基づくインナー・ループ・コマンドに基づいて舵面アクチュエータ３０が舵面５０を駆動する。例えば、操舵位置$\delta$の時間変化率に依存するインナー・ループ・コマンドに基づいて、操舵位置$\delta$が速く変化した場合に舵面５０の駆動量が減少するように、舵面アクチュエータ３０が舵面５０を駆動する。そのため、諸元Ａが過渡応答において制限値を超過することが防止される。本実施形態においては、パイロットが反力変化に基づいて操縦装置１０の操舵位置$\delta$を制限操舵位置$\delta_{lim}$に保持するため、諸元Ａが定常応答において制限値で一定に保持される。諸元Ａが過渡応答において制限値を超過することが防止されるため、航空機が不安定になることが防止される。更に、諸元Ａが定常応答において制限値で一定に保持されるため、航空機の性能を最大限生かした操縦が可能となる。

[0044] なお、上述の効果と同様の効果が得られるのであれば、図４に示されるアルゴリズムとは異なるアルゴリズムによりインナー・ループ・コマンドを生

成してもよい。

[0045] 上述の効果をより明らかにするために、図８を参照して、第１比較例における操舵位置δ、第２部分６２の位置としての操舵コマンド、及び、舵面５０の影響を受ける諸元Ａの変化を説明する。第１比較例においては、インナー・ループ・コマンドが無効にされて第２部分６２の第１部分６１に対する相対位置が固定される。操舵位置δは、図７の場合と同様に変化する。第２部分６２の第１部分６１に対する相対位置が固定されているため、第２部分６２の位置は操舵位置δに連動する。したがって、第２部分６２の位置としての操舵コマンドは、時刻ｔより前は一定に保持され、時刻ｔにおいてある位置まで速く変化してその後はその位置で一定に保持される。諸元Ａは、時刻ｔより前は一定値に保持され、時刻ｔにおいて急に変化して制限値を一時的に超過して最大値をとった後、制限値まで減少して制限値で一定に保持される。第１比較例においては、諸元Ａが過渡応答において制限値を超過するため、航空機が不安定になる。

[0046] 上述の効果をより明らかにするために、図９を参照して、第２比較例における操舵位置δ、第２部分６２の位置としての操舵コマンド、及び、舵面５０の影響を受ける諸元Ａの変化を説明する。第２比較例においては、インナー・ループ・コマンドが無効にされて第２部分６２の第１部分６１に対する相対位置が固定され、且つ、制限操舵位置算出部９０が制限操舵位置$\delta_{lim}$のかわりに制限操舵位置$\delta_{lim'}$を算出する。ここで、制限操舵位置$\delta_{lim'}$は、諸元Ａが過渡応答の最大値において制限値を超過しないように設定されている。この場合、パイロットが操舵入力により、時刻ｔより前は操舵位置δを一定に保持し、時刻ｔにおいて操舵位置δを制限操舵位置$\delta_{lim'}$まで速く変化させてその後一定に保持する。第２部分６２の第１部分６１に対する相対位置が固定されているため、第２部分６２の位置は操舵位置δに連動する。したがって、第２部分６２の位置としての操舵コマンドは、時刻ｔより前は一定に保持され、時刻ｔにおいてある位置まで速く変化してその後はその位置で一定に保持される。図９に示された操舵コマンドの時刻ｔにおける変化

量は、図８に示された操舵コマンドの時刻ｔにおける変化量より小さい。諸元Ａは、時刻ｔより前は一定値に保持され、時刻ｔにおいて急に変化して制限値の近傍まで達した後、時刻ｔより前の一定値に向かって少し戻った値で一定に保持される。第２比較例においては、諸元Ａが定常応答において制限値からずれた値で一定に保持されるため、航空機の性能を最大限生かした操縦が実現されない。このように、図８に示される例では、諸元の制限値を超えるオーバーシュートが発生している。図９に示される例でも、諸元の制限値を超えるオーバーシュートと同様の変化を発生している。しかしながら、本願発明では、オーバーシュート形状の変化は発生せず、漸近的に制限値に近づいている。

[0047] （第２の実施形態）

図１０を参照して、本発明の第２の実施形態に係る操縦システムを説明する。本実施形態に係る操縦システムは、フライ・バイ・ワイヤ操縦システムであって、ヘリコプタのような航空機に適用される。本実施形態に係る操縦システムは、操縦装置１０と、反力生成用アクチュエータ２０と、舵面アクチュエータ３５と、スワッシュプレート４０と、舵面５０と、センサ７０と、制御装置８５を備える。制御装置８５は、制限操舵位置演算部９０と、インナー・ループ・コマンド演算部１１０と、反力生成コマンド演算部１２０と、飛行制御演算部１４０と、舵面コマンド演算部１５０を備える。

[0048] 舵面アクチュエータ３５は、スワッシュプレート４０を介して舵面５０に接続されている。

[0049] センサ７０は、航空機の飛行状態によって変化する機体運動の諸元を検出し、検出した諸元を示す諸元信号を制御装置８５に出力する。反力生成用アクチュエータ２０は、操縦装置１０の操舵位置を検出し、検出した操舵位置を示す操舵位置信号を制御装置８５に出力する。制御装置８５は、反力生成コマンドを反力生成用アクチュエータ２０に出力し、電気信号又は光信号としての舵面コマンドを舵面アクチュエータ３５に出力する。反力生成用アクチュエータ２０は、反力生成コマンドに基づいて、パイロットが操縦装置１

０に対して操舵入力を行うときに受ける反力を変化させる。舵面アクチュエータ３５は、舵面コマンドに基づいて、スワッシュプレート４０を介して舵面５０を駆動する。

[0050] 図１１は、本実施形態に係る操縦システムのブロック図を示している。操縦装置１０の操舵位置δは、パイロットの操舵入力によって変化する。インナー・ループ・コマンド演算部１１０は、第１の実施形態と同様に構成される。インナー・ループ・コマンド演算部１１０は、第１の実施形態と同様に、操舵位置δを示す操舵位置信号に基づいて、インナー・ループ・コマンドを生成する。

[0051] 飛行制御演算部１４０は、操舵位置δに基づいて操舵コマンドを生成する。舵面コマンド演算部１５０は、例えば減算器である。舵面コマンド演算部１５０は、操舵コマンドからインナー・ループ・コマンドを減算して舵面コマンドを生成する。舵面アクチュエータ３５は、舵面コマンドに基づいて舵面５０を駆動する。すなわち、舵面アクチュエータ３５は、操舵コマンド及びインナー・ループ・コマンドに基づいて舵面５０を駆動する。

[0052] センサ７０は、第１の実施形態と同様に構成される。センサ７０は、第１の実施形態と同様に、複数の諸元Ａ～Ｃを検出し、検出した諸元を示す諸元信号を出力する。制限操舵位置演算部９０は、第１の実施形態と同様に構成される。制限操舵位置演算部９０は、第１の実施形態と同様に、諸元Ａ～Ｃを示す諸元信号に基づいて、諸元Ａが制限値に達する操縦装置１０の制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。

[0053] 反力生成コマンド演算部１２０は、第１の実施形態と同様に構成される。反力生成コマンド演算部１２０は、第１の実施形態と同様に、操舵位置δを示す操舵位置信号と制限操舵位置$\delta_{lim}$とに基づいて、パイロットが操縦装置１０から受けるべき反力を示す反力生成コマンドを生成する。反力生成コマンドは、操舵位置δが制限操舵位置$\delta_{lim}$の近くで反力が急に大きくなるように生成される。

[0054] 反力生成用アクチュエータ２０は、第１の実施形態と同様に、反力生成コ

マンドに基づいて、パイロットが操縦装置１０に対して操舵入力を行うときに受ける反力を変化させる。

[0055] 図１６を参照して、本実施形態に係る航空機の操縦システム及び航空機の操縦方法の効果を説明する。図１６は、パイロットが操舵入力により、時刻ｔより前は操舵位置δを一定に保持し、時刻ｔにおいて操舵位置δを制限操舵位置$\delta_{lim}$まで速く変化（増加）させてその後一定に保持した場合において、操舵位置δ、操舵コマンド、インナー・ループ・コマンド、電気信号又は光信号としての舵面コマンド、及び、舵面５０の影響を受ける諸元Ａの変化を示す。

[0056] パイロットは、操縦装置１０から受ける反力の変化に基づいて制限操舵位置$\delta_{lim}$を認識し、操舵位置δが制限操舵位置$\delta_{lim}$に達した後は、操舵位置δを制限操舵位置$\delta_{lim}$に保持する。

[0057] 操舵コマンドは、操舵位置δと同様に変化する。すなわち、操舵コマンドは、時刻ｔより前は一定に保持され、時刻ｔにおいて制限操舵位置$\delta_{lim}$に対応する値まで速く変化（増加）し、その後制限操舵位置$\delta_{lim}$に対応する値で一定に保持される。

[0058] インナー・ループ・コマンドは、時刻ｔより前は一定値（例えばゼロ）に保持され、時刻ｔにおいて速く変化（増加）した後、時刻ｔより前の値に向かって漸近する。

[0059] 操舵コマンドからインナー・ループ・コマンドを減算して舵面コマンドが生成されるため、舵面コマンドは、時刻ｔより前は一定に保持され、時刻ｔ以後に制限操舵位置$\delta_{lim}$に対応する値まで変化した後、制限操舵位置$\delta_{lim}$に対応する値に保持される。ここで、舵面コマンドの時刻ｔ以後における変化は、時刻ｔにおける操舵位置δや操舵コマンドの変化に比べると緩やかである。

[0060] 諸元Ａは、時刻ｔより前は一定値に保持され、時刻ｔ以後に制限値まで変化してその後制限値で一定に保持される。本実施形態においては、操舵位置δに基づくインナー・ループ・コマンドに基づいて舵面アクチュエータ３５

が舵面５０を駆動する。例えば、操舵位置δの時間変化率に依存するインナー・ループ・コマンドに基づいて、操舵位置δが速く変化した場合に舵面５０の駆動量が減少するように、舵面アクチュエータ３５が舵面５０を駆動する。そのため、諸元Ａが過渡応答において制限値を超過することが防止される。本実施形態においては、パイロットが反力変化に基づいて操縦装置１０の操舵位置δを制限操舵位置$\delta_{lim}$に保持するため、諸元Ａが定常応答において制限値で一定に保持される。諸元Ａが過渡応答において制限値を超過することが防止されるため、航空機が不安定になることが防止される。更に、諸元Ａが定常応答において制限値で一定に保持されるため、航空機の性能を最大限生かした操縦が可能となる。

[0061] （第３の実施形態）

図１２を参照して、本発明の第３の実施形態に係る航空機の操縦システムを説明する。本実施形態に係る航空機の操縦システムは、第１又は第２の実施形態に係る航空機の操縦システムの制限操舵位置演算部９０が、図１２に示す制限操舵位置演算部９０で置き換えられたものである。本実施形態に係る制限操舵位置演算部９０は、減算器９２と、除算器９３と、加算器９４とを備える。本実施形態に係る制限操舵位置演算部９０は、諸元Ｂ、Ｃを用いないで制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。

[0062] 減算器９２は、諸元Ａの所定の制限値$A_{lim}$から諸元Ａを減算して諸元差分値ΔＡを算出する。除算器９３は、操舵位置δの変化量に対する諸元Ａの変化量の割合ｄＡ／ｄδで諸元差分値ΔＡを除して操舵位置変化量Δδを算出する。言い換えると、除算器９３は、割合ｄＡ／ｄδの逆数と諸元差分値ΔＡとの積としての操舵位置変化量Δδを算出する。加算器９４は、操舵位置δに操舵位置変化量Δδを加算して制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。

[0063] （第４の実施形態）

図１３を参照して、本発明の第４の実施形態に係る航空機の操縦システムを説明する。本実施形態に係る航空機の操縦システムは、第１又は第２の実施形態に係る航空機の操縦システムの制限操舵位置演算部９０が、図１３に

示す制限操舵位置演算部９０で置き換えられたものである。本実施形態に係る制限操舵位置演算部９０は、減算器９２と、除算器９３と、加算器９４と、テーブル９５を備える。テーブル９５は、諸元Ｂ、Ｃの値の組合せと操舵位置δの変化量に対する諸元Ａの変化量の割合ｄＡ／ｄδとを対応付けている。本実施形態においては、操舵位置δの変化量に対する諸元Ａの変化量の割合が諸元Ｂ、Ｃによって変化する点が第３の実施形態と異なる。

[0064] 減算器９２は、諸元Ａの所定の制限値$A_{lim}$から諸元Ａを減算して諸元差分値ΔＡを算出する。除算器９３は、テーブル９５に基づいて、割合ｄＡ／ｄδで諸元差分値ΔＡを除して操舵位置変化量Δδを算出する。言い換えると、除算器９３は、テーブル９５に基づいて、割合ｄＡ／ｄδの逆数と諸元差分値ΔＡとの積としての操舵位置変化量Δδを算出する。加算器９４は、操舵位置δに操舵位置変化量Δδを加算して制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。このような制限操舵位置$\delta_{lim}$の算出方法は、制限操舵位置$\delta_{lim}$が諸元Ａだけでなく諸元Ｂ，Ｃにも依存する場合に有効である。

[0065] （第５の実施形態）

図１４を参照して、本発明の第５の実施形態に係る航空機の操縦システムを説明する。本実施形態に係る航空機の操縦システムは、第１又は第２の実施形態に係る航空機の操縦システムの制限操舵位置演算部９０が、図１４に示す制限操舵位置演算部９０で置き換えられたものである。本実施形態に係る制限操舵位置演算部９０は、減算器９２と、除算器９３と、加算器９４と、テーブル９５と、微分器９６と、乗算器９７と、加算器９８を備える。テーブル９５は、諸元Ｂ、Ｃの値の組合せと操舵位置δの変化量に対する諸元Ａの変化量の割合ｄＡ／ｄδとを対応付けている。本実施形態においては、諸元Ａのかわりに諸元Ａの予測値Ａｐが減算器９２に入力される点が第４の実施形態と異なる。

[0066] 微分器９６は、諸元Ａを微分して諸元微分ｄＡ／ｄｔを算出する。乗算器９７は、諸元微分ｄＡ／ｄｔと所定の予測時間Δｔｐとの積である諸元変化量ΔＡｐを算出する。加算器９８は、諸元Ａに諸元変化量ΔＡｐを加算して

、諸元Ａの予測時間Δｔｐ後の予測値としての諸元予測値Ａｐを算出する。減算器９２は、諸元Ａの所定の制限値$A_{lim}$から諸元予測値Ａｐを減算して諸元差分値$\Delta A_{lim}$を算出する。除算器９３は、テーブル９５に基づいて、割合ｄＡ／ｄδで諸元差分値$\Delta A_{lim}$を除して操舵位置変化量Δδを算出する。言い換えると、除算器９３は、テーブル９５に基づいて、割合ｄＡ／ｄδの逆数と諸元差分値$\Delta A_{lim}$との積としての操舵位置変化量Δδを算出する。加算器９４は、操舵位置δに操舵位置変化量Δδを加算して制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。諸元Ａの予測値Ａｐに基づいて制限操舵位置$\delta_{lim}$が算出されるため、本実施形態に係る制限操舵位置$\delta_{lim}$の算出方法は、諸元Ａが非常に速く変化する場合に有効である。

[0067] （第６の実施形態）

図１５を参照して、本発明の第６の実施形態に係る航空機の操縦システムを説明する。本実施形態に係る航空機の操縦システムは、第１又は第２の実施形態に係る航空機の操縦システムの制限操舵位置演算部９０が、図１５に示す制限操舵位置演算部９０で置き換えられたものである。本実施形態に係る制限操舵位置演算部９０は、減算器９２と、除算器９３と、加算器９４と、テーブル９５と、微分器９６と、乗算器９７と、加算器９８と、バッファ９９と、減算器１００と、減算器１０１と、一次遅れフィルタ１０２を備える。一次遅れフィルタ１０２の伝達関数$G_{102}$（ｓ）は、時定数を$\tau$とすると、下記式で表される。

（数２）

$$G_{102}(s)=\frac{1}{\tau s+1} \qquad \cdots(2)$$

テーブル９５は、諸元Ｂ、Ｃの値の組合せと操舵位置δの変化量に対する諸元Ａの変化量の割合ｄＡ／ｄδとを対応付けている。本実施形態においては、予測値Ａｐのかわりに予測値Ａｐが補正された補正値Ａｃが減算器９２に入力される点が第５の実施形態と異なる。

[0068] 微分器９６は、諸元Ａを微分して諸元微分ｄＡ／ｄｔを算出する。乗算器

９７は、諸元微分ｄＡ／ｄｔと所定の予測時間Δｔｐとの積である諸元変化量ΔＡｐを算出する。加算器９８は、諸元Ａに諸元変化量ΔＡｐを加算して、諸元Ａの予測時間Δｔｐ後の予測値としての諸元予測値Ａｐを算出する。減算器１００は、諸元予測値Ａｐを入力とするバッファ９９の出力から諸元Ａを減算した予測誤差を算出する。ここで、バッファ９９の保持時間は予測時間Δｔｐである。減算器１０１は、減算器１００が算出した予測誤差を入力とする一次遅れフィルタ１０２の出力を諸元予測値Ａｐから減算した諸元補正値Ａｃを算出する。減算器９２は、諸元Ａの所定の制限値$A_{lim}$から諸元補正値Ａｃを減算して諸元差分値$\Delta A_{lim}$を算出する。除算器９３は、テーブル９５に基づいて、割合ｄＡ／ｄδで諸元差分値$\Delta A_{lim}$を除して操舵位置変化量Δδを算出する。言い換えると、除算器９３は、テーブル９５に基づいて、割合ｄＡ／ｄδの逆数と諸元差分値$\Delta A_{lim}$との積としての操舵位置変化量Δδを算出する。加算器９４は、操舵位置δに操舵位置変化量Δδを加算して制限操舵位置$\delta_{lim}$を算出する。本実施形態によれば、諸元Ａの予測値Ａｐが予測誤差に基づいて補正される。

[0069] 以上、上記各実施形態に係る操縦システムがヘリコプタに適用される場合を説明したが、上記各実施形態に係る操縦システムを固定翼機に適用してもよい。

[0070] 制限操舵位置演算部９０、インナー・ループ・コマンド演算部１１０、反力生成コマンド演算部１２０、飛行制御演算部１４０、及び舵面コマンド演算部１５０は、電気回路が載ったボードとして実現されてもよく、コンピュータとしての制御装置８０又は８５がコンピュータプログラムに基づいて動作することで実現されてもよい。

[0071] 上記各実施形態において、反力生成用アクチュエータ２０のかわりに操舵位置センサ（不図示）を用いて操縦装置１０の操舵位置δを検出してもよい。

# 請求の範囲

[請求項1] 操縦装置と、

航空機の飛行状態によって変化する複数の諸元のうちの少なくとも第１諸元を検出するセンサと、

前記センサの検出結果に基づいて、前記第１諸元が制限値に達する前記操縦装置の制限操舵位置を算出する制限操舵位置演算部と、

前記操縦装置の操舵位置と前記制限操舵位置とに基づいて、反力生成コマンドを生成する反力生成コマンド演算部と、

前記反力生成コマンドに基づいて、前記操縦装置に対して操舵入力を行うときにパイロットが受ける反力を変化させる反力生成用アクチュエータと、

前記操舵位置に基づいてインナー・ループ・コマンドを生成するインナー・ループ・コマンド演算部と、

前記操舵位置と前記インナー・ループ・コマンドとから得られる舵面コマンドに基づいて、前記航空機の舵面を駆動する舵面アクチュエータと、

を具備する

航空機の操縦システム。

[請求項2] 請求項１の航空機の操縦システムにおいて、

前記インナー・ループ・コマンド演算部は、前記インナー・ループ・コマンドが前記操舵位置の時間変化率に依存するように、また前記舵面の駆動量が減少するように前記インナー・ループ・コマンドを生成する

航空機の操縦システム。

[請求項3] 請求項２の航空機の操縦システムおいて、

前記インナー・ループ・コマンドに基づいて作動するインナー・ループ・アクチュエータを更に具備し、

前記舵面アクチュエータは、前記操舵位置と前記インナー・ループ

・アクチュエータの作動結果としての出力変位とから得られる前記舵面コマンドに基づいて前記舵面を駆動する

航空機の操縦システム。

[請求項4] 請求項２の航空機の操縦システムにおいて、

飛行制御演算部と、

舵面コマンド演算部と

を更に具備し、

前記飛行制御演算部は、前記操舵位置に基づいて操舵コマンドを生成し、

前記舵面コマンド演算部は、前記操舵コマンドから前記インナー・ループ・コマンドを減算して前記舵面コマンドを生成する

航空機の操縦システム。

[請求項5] 請求項１乃至４のいずれかに記載の航空機の操縦システムにおいて、

前記センサは、前記複数の諸元を検出し、

前記制限操舵位置演算部は、前記複数の諸元の値の組合せと前記制限操舵位置を対応付けたテーブルに基づいて前記制限操舵位置を算出する

航空機の操縦システム。

[請求項6] 請求項１乃至４のいずれかに記載の航空機の操縦システムにおいて、

前記制限操舵位置演算部は、

前記制限値と前記第１諸元の差分と、前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とに基づいて、操舵位置変化量を算出し、

前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出する

航空機の操縦システム。

[請求項7] 請求項６の航空機の操縦システムにおいて、

前記センサは、前記複数の諸元を検出し、

前記制限操舵位置演算部は、前記差分と、前記複数の諸元と、前記複数の諸元の値の組合せと前記割合を対応付けたテーブルとに基づいて、前記操舵位置変化量を算出する

航空機の操縦システム。

[請求項8] 請求項１乃至４のいずれかに記載の航空機の操縦システムにおいて、

前記センサは、前記複数の諸元を検出し、

前記制限操舵位置演算部は、

前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出し、

前記制限値と前記第１諸元予測値の差分と、前記複数の諸元と、前記複数の諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出し、

前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出する

航空機の操縦システム。

[請求項9] 請求項１乃至４のいずれかに記載の航空機の操縦システムにおいて、

前記センサは、前記複数の諸元を検出し、

前記制限操舵位置演算部は、

前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出し、

前記第１諸元予測値と、前記第１諸元と、保持時間として前記予測時間が設定されたバッファと、フィルタとに基づいて、前記第１諸元予測値の補正値としての第１諸元補正値を算出し、

前記制限値と前記第１諸元補正値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出し、

前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出する

航空機の操縦システム。

[請求項10] 航空機の飛行状態によって変化する複数の諸元のうちの少なくとも第１諸元をセンサにより検出するステップと、

前記センサの検出結果に基づいて、前記第１諸元が制限値に達する操縦装置の制限操舵位置を算出するステップと、

前記操縦装置の操舵位置と前記制限操舵位置とに基づいて、反力生成コマンドを生成するステップと、

前記反力生成コマンドに基づいて、パイロットが前記操縦装置に操舵入力を行うときに受ける反力を変化させるステップと、

前記操舵位置に基づいてインナー・ループ・コマンドを生成するステップと、

前記操舵位置と前記インナー・ループ・コマンドとから得られる舵面コマンドに基づいて、前記航空機の舵面を駆動するステップと

を具備する

航空機の操縦方法。

[請求項11] 請求項１０の航空機の操縦方法において、

前記インナー・ループ・コマンドを生成する前記ステップは、前記インナー・ループ・コマンドが前記操舵位置の時間変化率に依存するように、また前記舵面の駆動量が減少するように前記インナー・ループ・コマンドを生成するステップを備える

航空機の操縦方法。

[請求項12] 請求項１１の航空機の操縦方法において、

前記操縦装置は、インナー・ループ・アクチュエータ及び舵面アクチュエータを介して前記舵面に接続され、

前記舵面を駆動する前記ステップは、

前記インナー・ループ・コマンドに基づいて前記インナー・ループ・アクチュエータの作動を行うステップと、

前記操舵位置及び前記インナー・ループ・アクチュエータの作動結果としての出力変位とから得られる前記舵面コマンドに基づいて、前記舵面アクチュエータにより前記舵面を駆動するステップと

を備える

航空機の操縦方法。

[請求項13] 請求項１１の航空機の操縦方法において、

前記操舵位置に基づいて、操舵コマンドを生成するステップと、

前記操舵コマンドから前記インナー・ループ・コマンドを減算して前記舵面コマンドを生成するステップを更に具備する

航空機の操縦方法。

[請求項14] 請求項１０乃至１３のいずれかに記載の航空機の操縦方法において、

前記検出するステップは、前記複数の諸元を検出するステップを備え、

前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、前記複数諸元の値の組合せと前記制限操舵位置を対応付けたテーブルに基づいて前記制限操舵位置を算出するステップを備える

航空機の操縦方法。

[請求項15] 請求項１０乃至１３のいずれかに記載の航空機の操縦方法において、

前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、

前記制限値と前記第１諸元の差分と、前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とに基づいて、操舵位置変化量を算出

するステップと、

前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出するステップと

を備える

航空機の操縦方法。

[請求項16] 請求項１５の航空機の操縦方法において、

前記検出するステップは、前記複数の諸元を検出するステップを備え、

前記操舵位置変化量を算出する前記ステップは、前記差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記割合を対応付けたテーブルとに基づいて、前記操舵位置変化量を算出するステップを備える

航空機の操縦方法。

[請求項17] 請求項１０乃至１３のいずれかに記載の航空機の操縦方法において、

前記検出するステップは、前記複数の諸元を検出するステップを備え、

前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、

前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出するステップと、

前記制限値と前記第１諸元予測値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出するステップと、

前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出するステップと

を備える

航空機の操縦方法。

[請求項18] 請求項１０乃至１３のいずれかに記載の航空機の操縦方法において

、

前記検出するステップは、前記複数の諸元を検出するステップを備え、

前記制限操舵位置を算出する前記ステップは、

前記第１諸元の所定の予測時間後の予測値としての第１諸元予測値を算出するステップと、

前記第１諸元予測値と、前記第１諸元と、保持時間として前記予測時間が設定されたバッファと、フィルタとに基づいて、前記第１諸元予測値の補正値としての第１諸元補正値を算出するステップと、

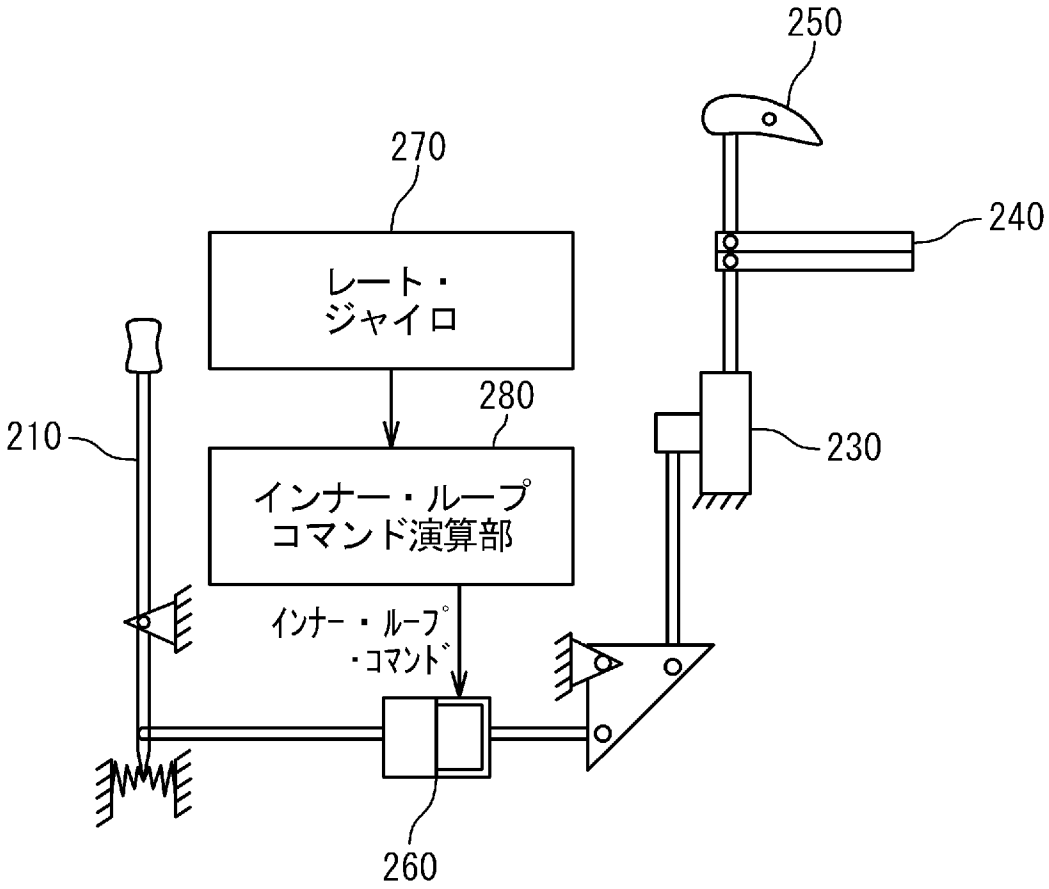
前記制限値と前記第１諸元補正値の差分と、前記複数諸元と、前記複数諸元の値の組合せと前記操舵位置の変化量に対する前記第１諸元の変化量の割合とを対応付けたテーブルとに基づいて、操舵位置変化量を算出するステップと、

前記操舵位置変化量と、前記操舵位置とに基づいて、前記制限操舵位置を算出するステップと

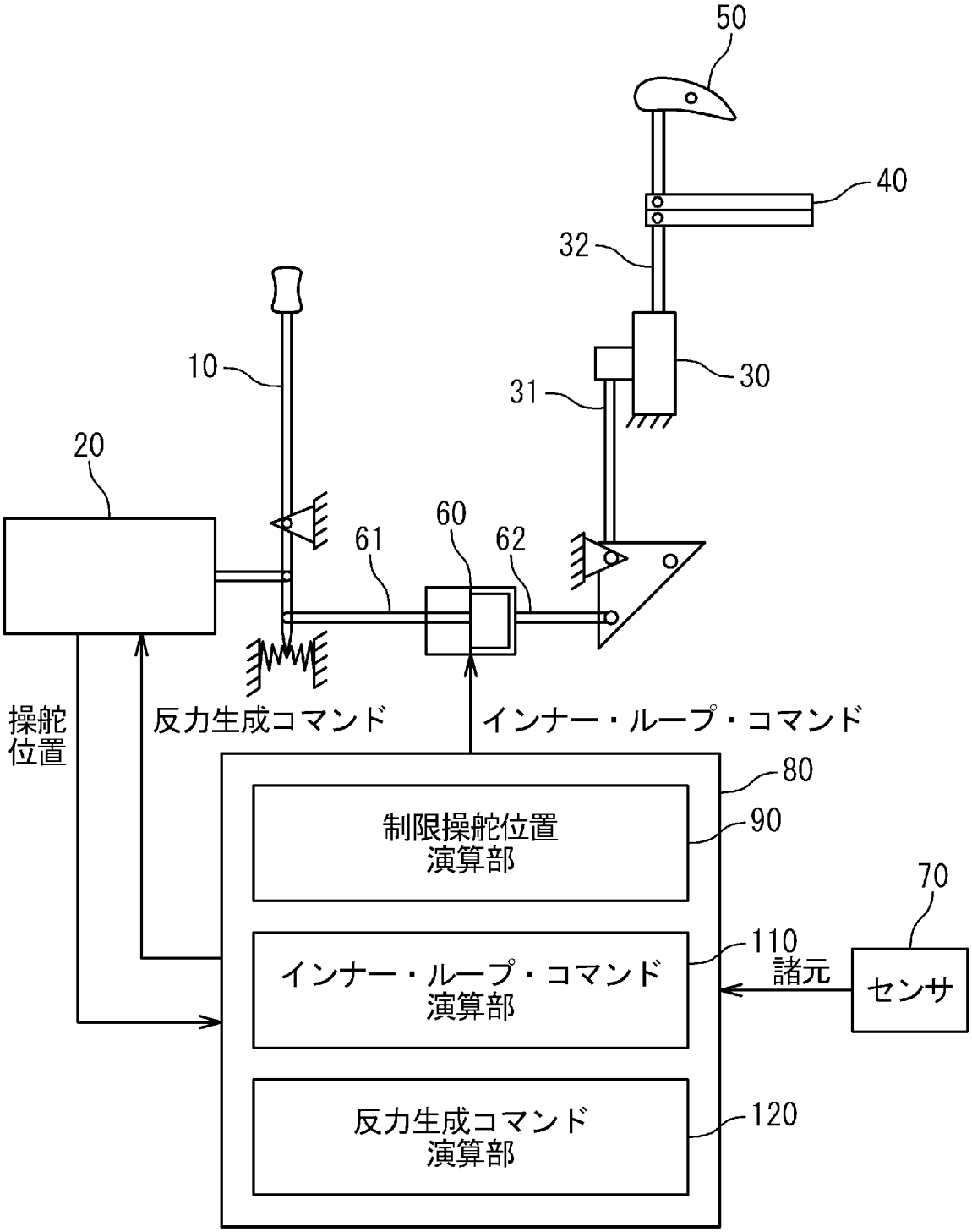
を備える

航空機の操縦方法。

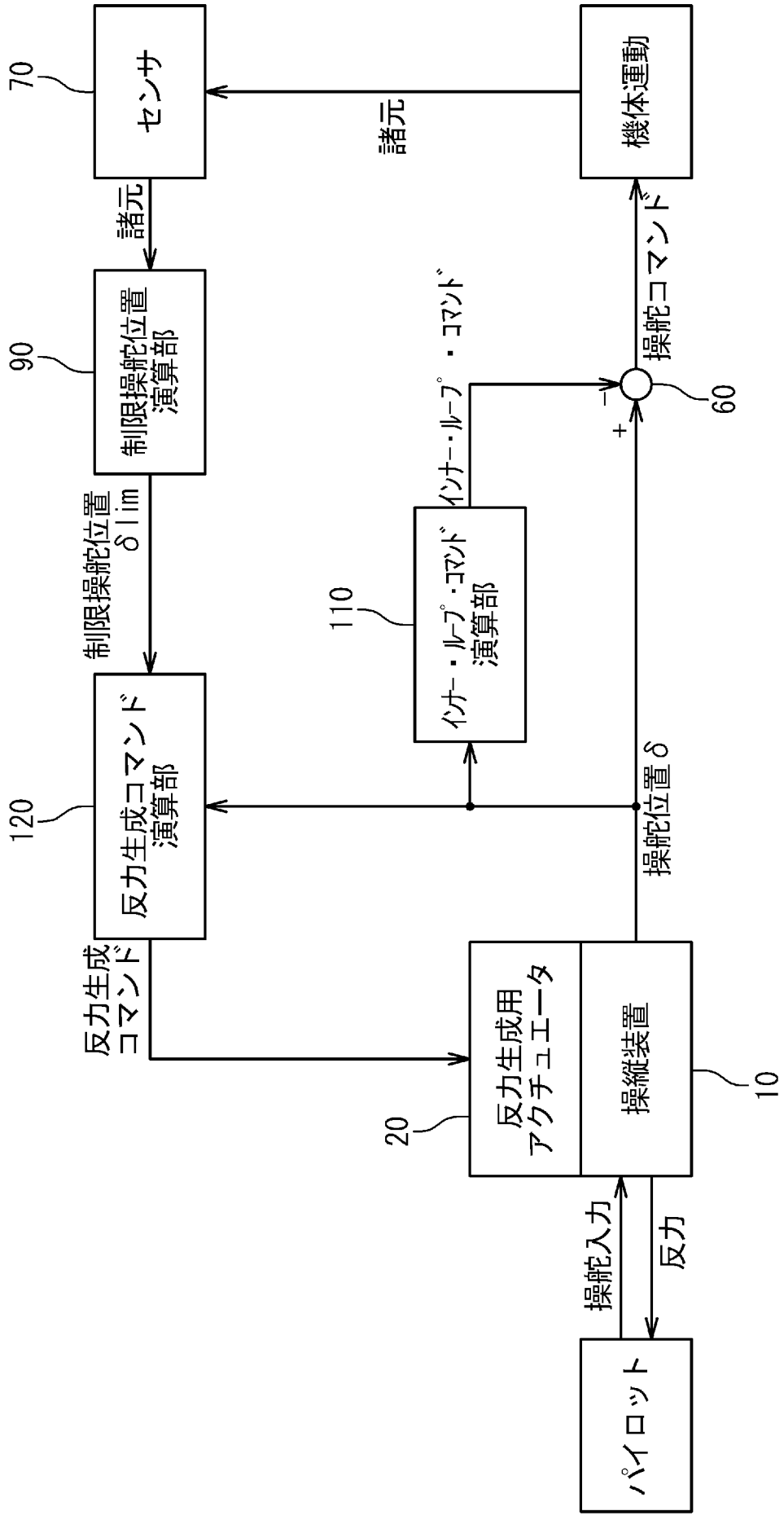
[図1]


250
270
240
レート・
ジャイロ
280
210
230
インナー・ループ
コマンド演算部
インナー・ループ
・コマンド
260

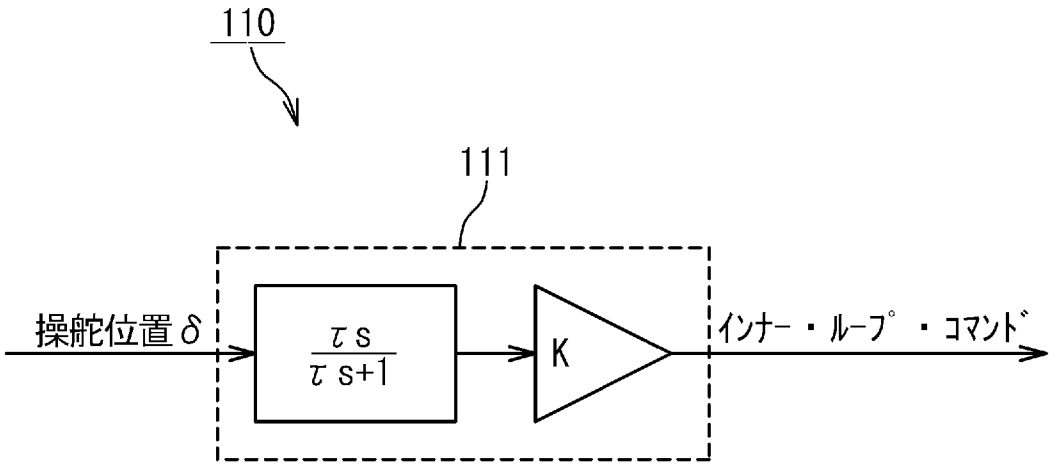
[図2]


50
40
32
10
31
30
20
61
60
62
操舵
位置
反力生成コマンド
インナー・ループ・コマンド
80
制限操舵位置
演算部
90
70
110
インナー・ループ・コマンド
演算部
諸元
センサ
反力生成コマンド
演算部
120

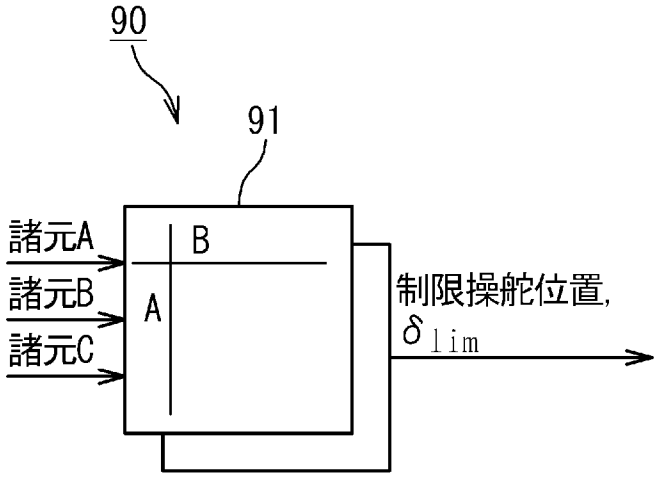
[図3]


70
センサ
諸元
機体運動
諸元
90
制限操舵位置
演算部
制限操舵位置
δlim
操舵コマンド
インナー・ループ・コマンド
110
インナー・ループ・コマンド
演算部
60
−
+
120
反力生成コマンド
演算部
操舵位置δ
反力生成
コマンド
20
反力生成用
アクチュエータ
操縦装置
10
操舵入力
反力
パイロット

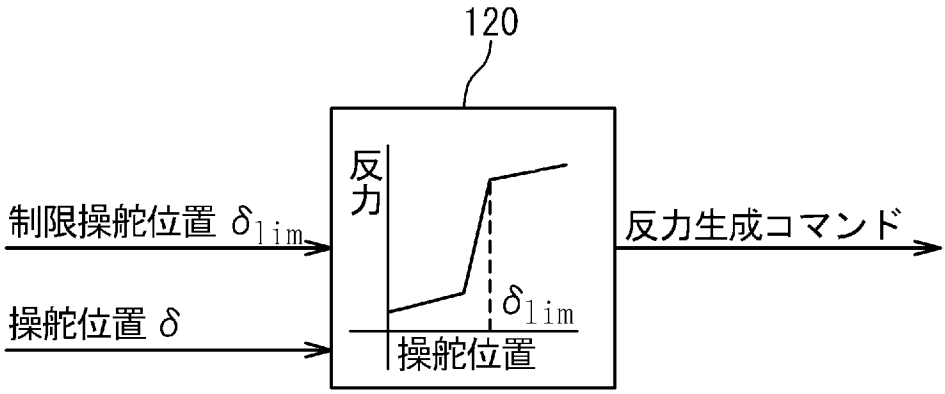
[図4]


110
111
操舵位置δ
τs
τs+1
K
インナー・ループ・コマンド

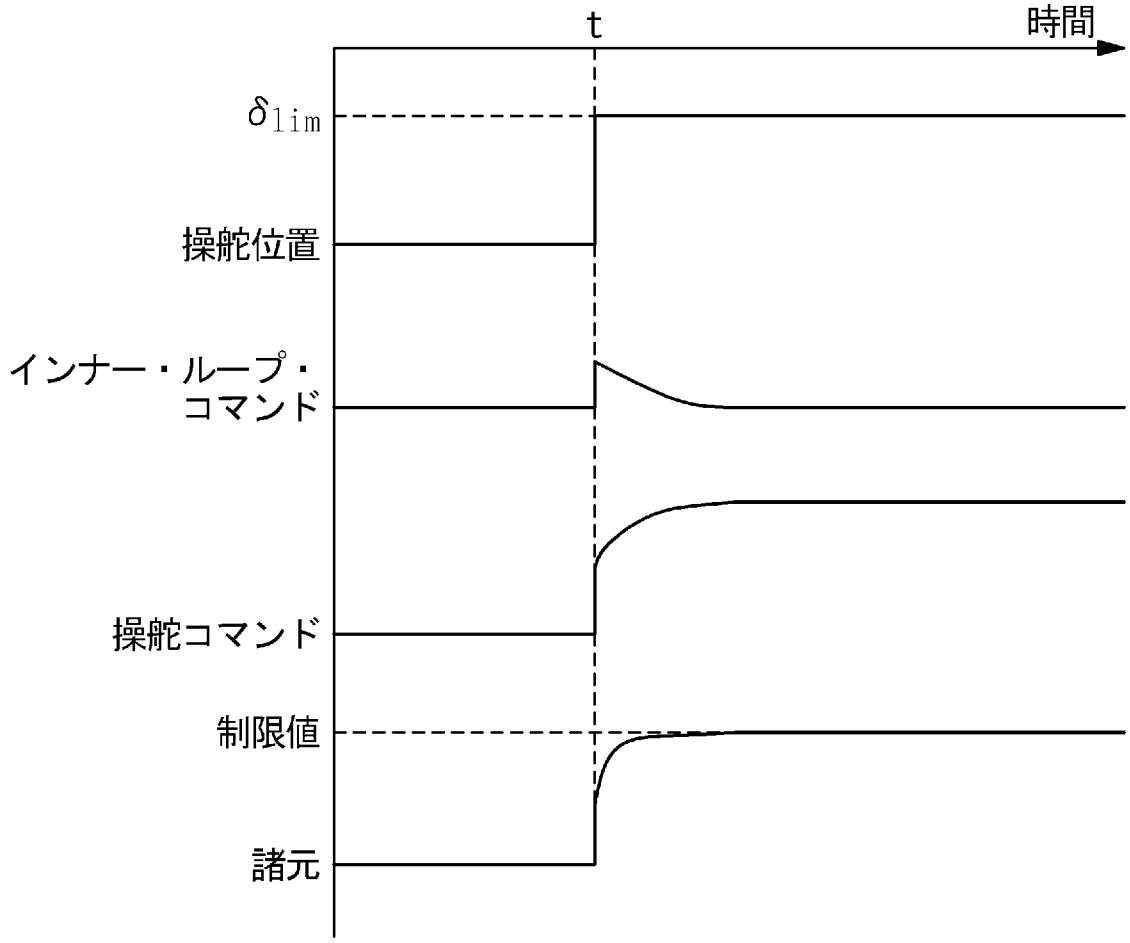
[図5]


90
91
諸元A
諸元B
諸元C
B
A
制限操舵位置,
δlim

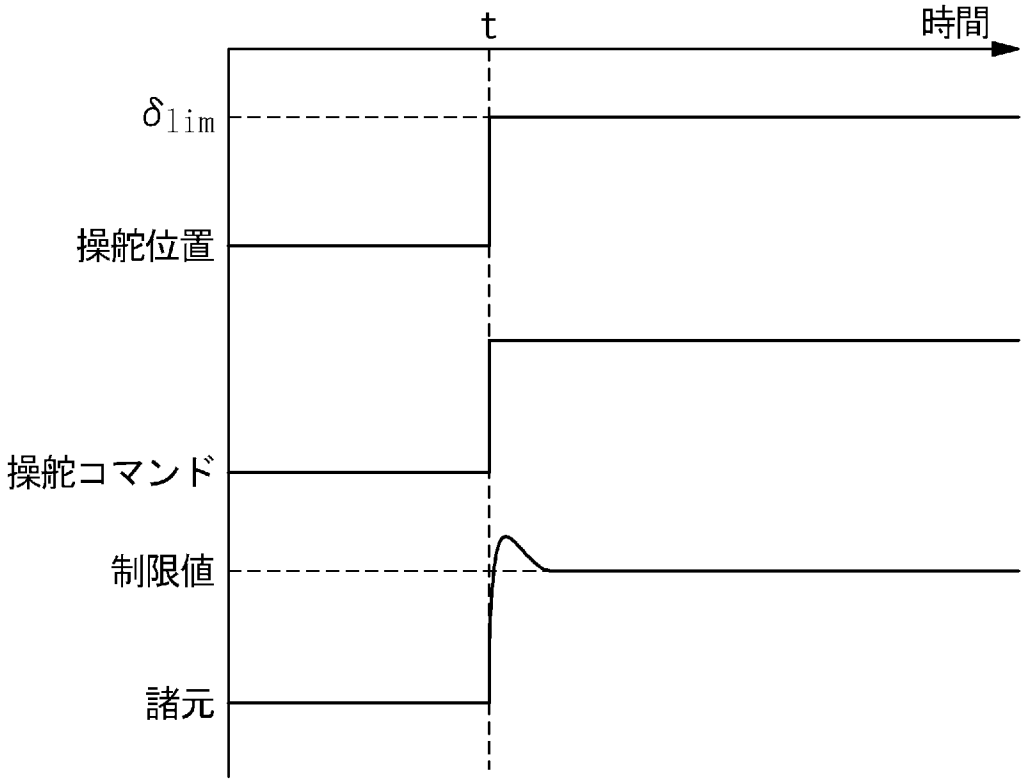
[図6]


120
制限操舵位置 $\delta_{lim}$
操舵位置 $\delta$
反力
$\delta_{lim}$
操舵位置
反力生成コマンド

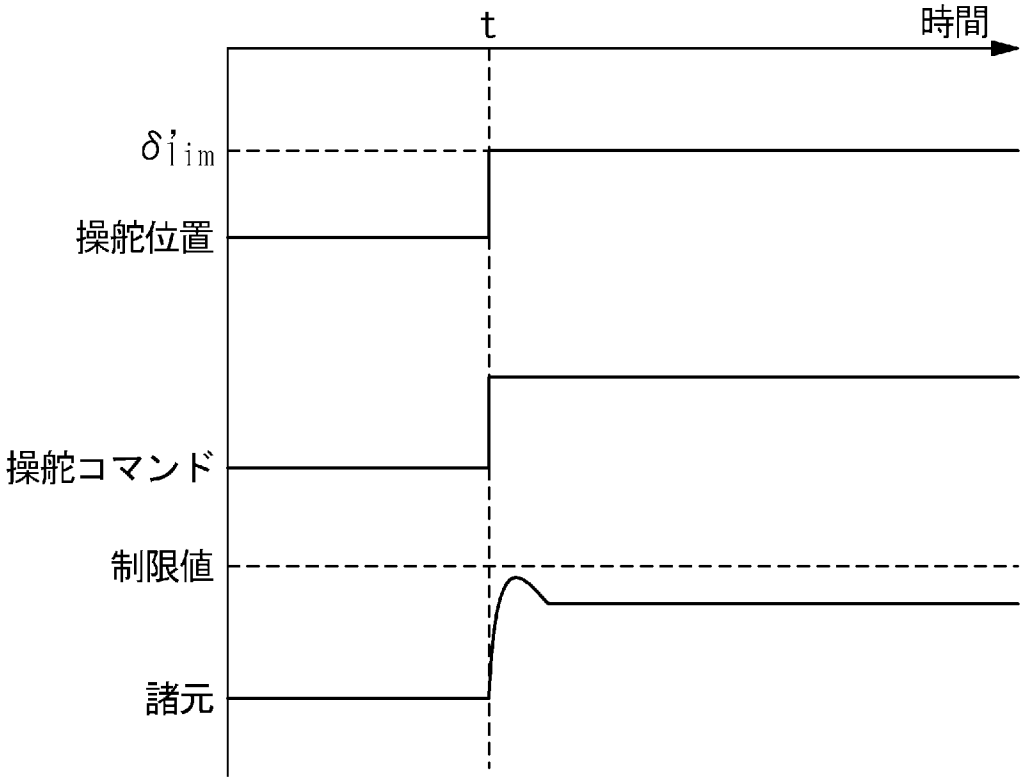
[図7]


t
時間
$\delta_{lim}$
操舵位置
インナー・ループ・
コマンド
操舵コマンド
制限値
諸元

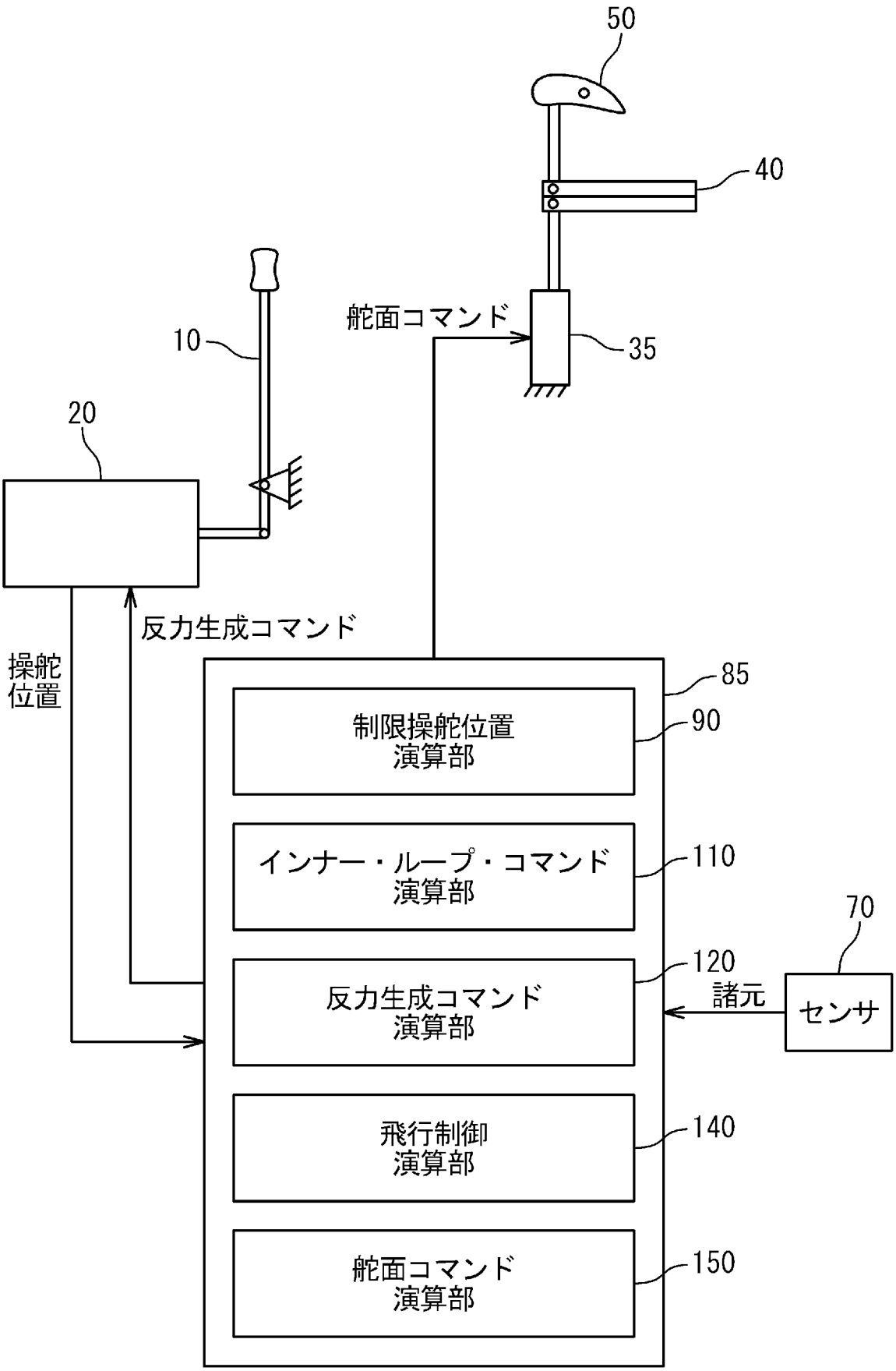
[図8]



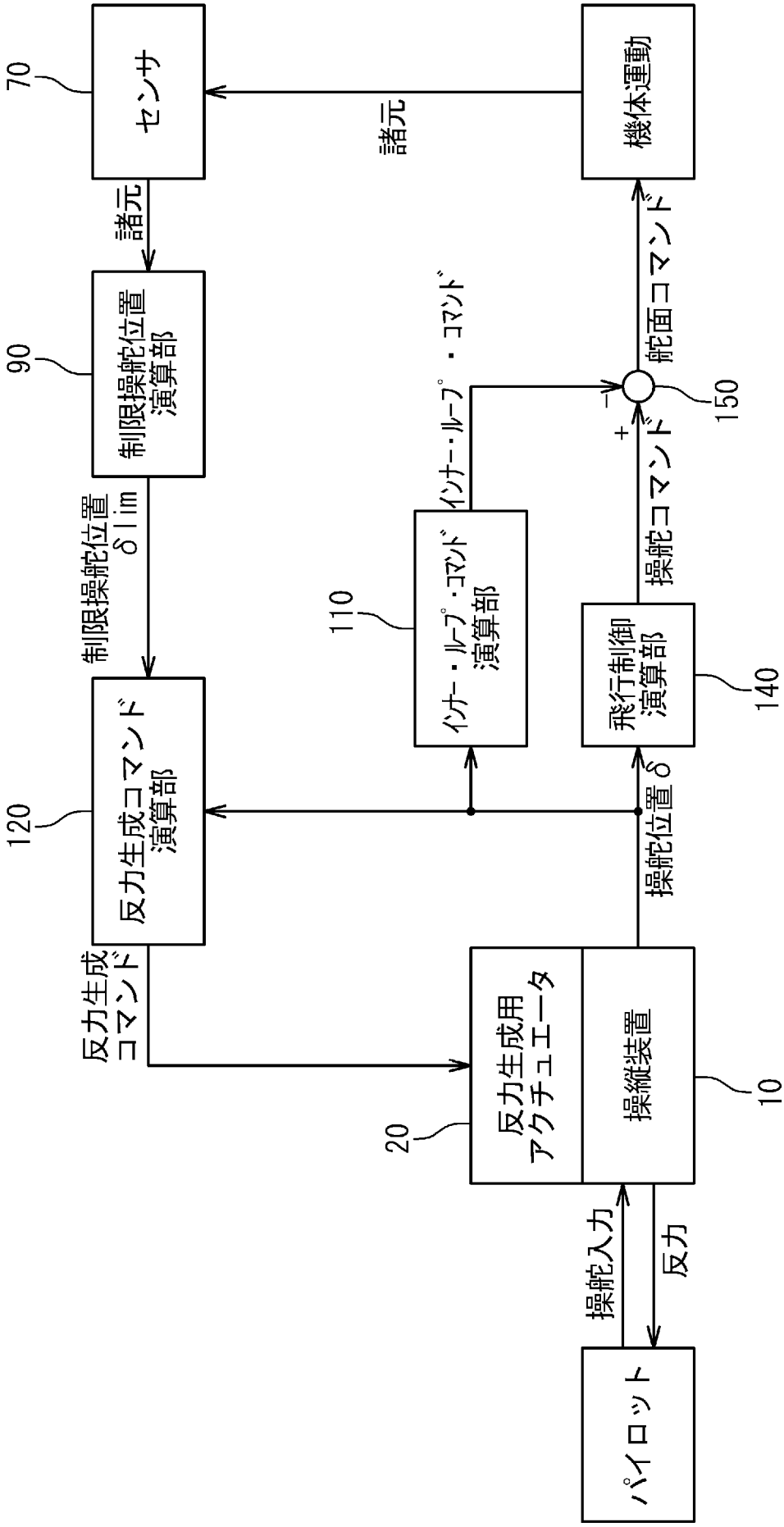
[図9]



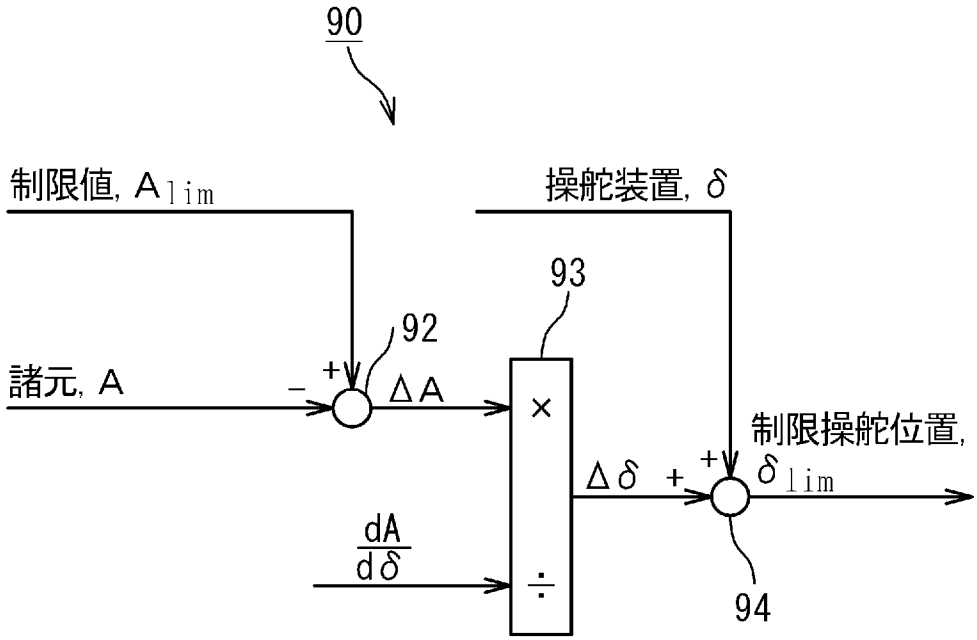
[図10]


50
40
10
舵面コマンド
35
20
反力生成コマンド
操舵
位置
85
制限操舵位置
演算部
90
インナー・ループ・コマンド
演算部
110
70
120
反力生成コマンド
演算部
諸元
センサ
飛行制御
演算部
140
舵面コマンド
演算部
150

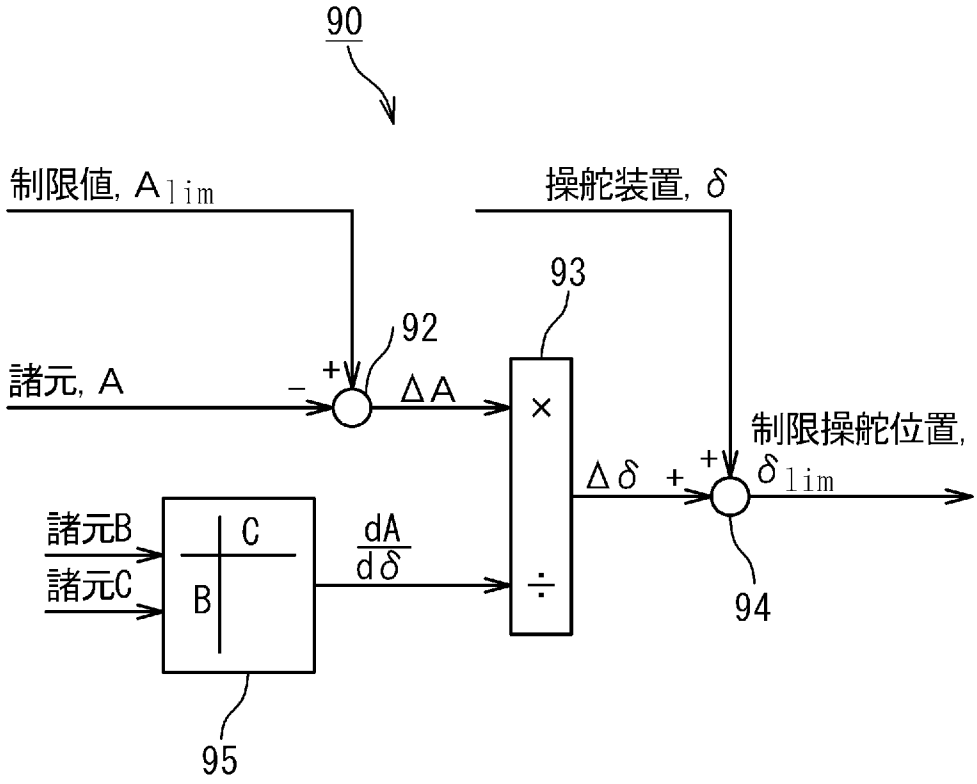
[図11]


センサ
70
諸元
機体運動
諸元
制限操舵位置演算部
90
制限操舵位置 δlim
インナー・ループ・コマンド
舵面コマンド
150
操舵コマンド
インナー・ループ・コマンド演算部
110
飛行制御演算部
140
反力生成コマンド演算部
120
操舵位置 δ
反力生成コマンド
反力生成用アクチュエータ
20
操縦装置
10
操舵入力
反力
パイロット

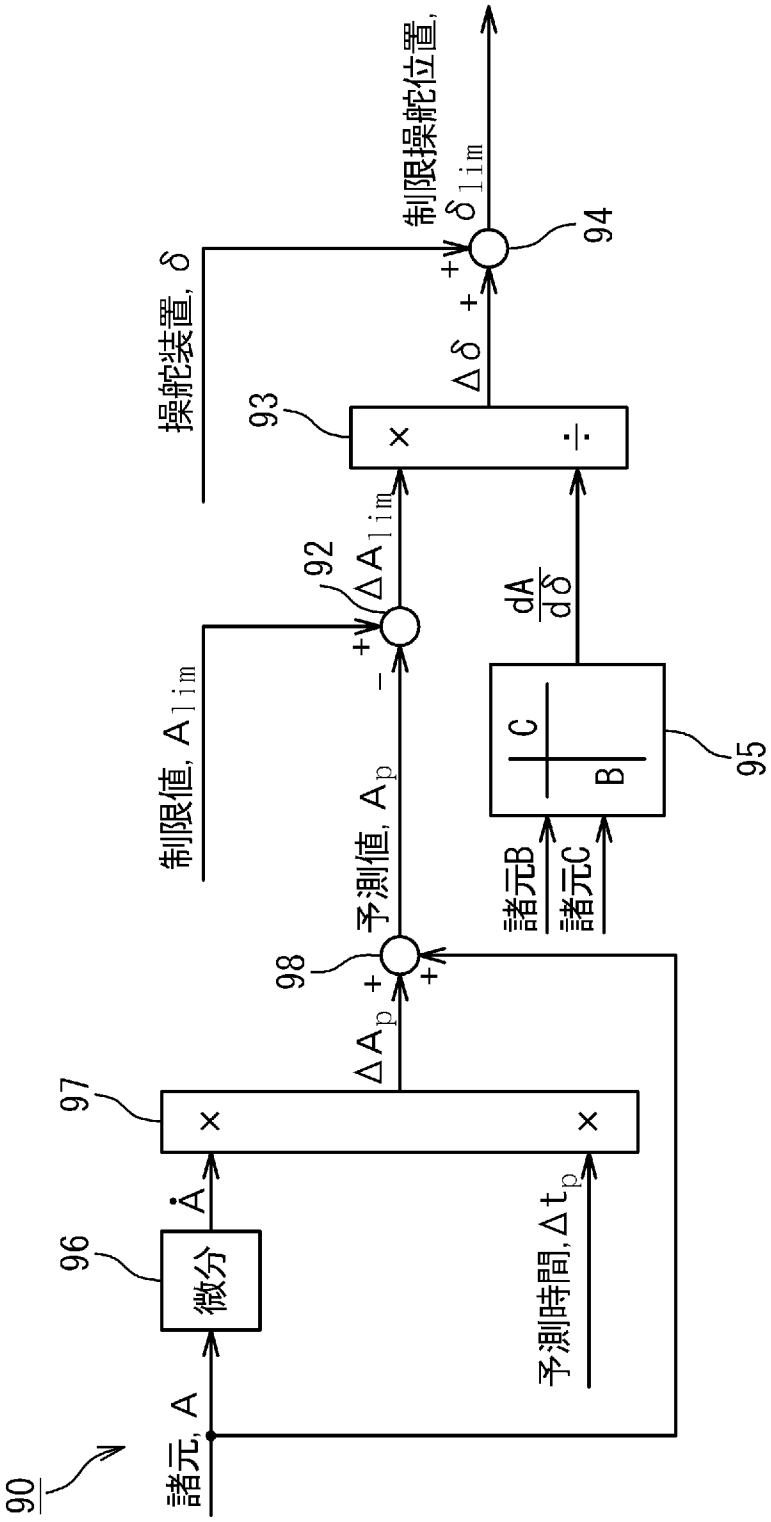
[図12]


90
制限値, $A_{lim}$
操舵装置, δ
93
92
諸元, A
−
+
ΔA
×
制限操舵位置,
Δδ
+
+
$\delta_{lim}$
$\frac{dA}{d\delta}$
÷
94

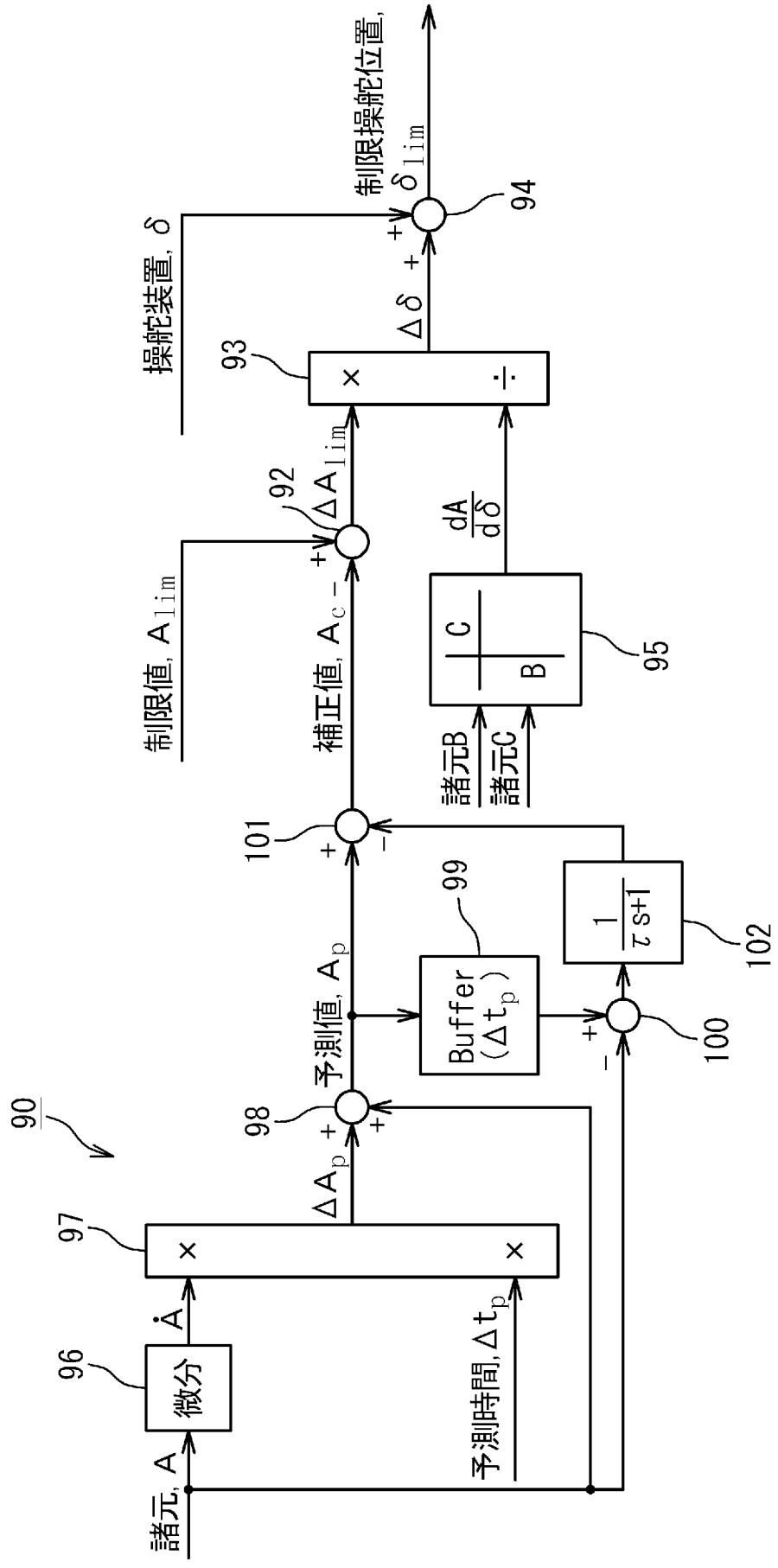
[図13]


90
制限値, $A_{lim}$
操舵装置, δ
93
92
諸元, A
−
+
ΔA
×
制限操舵位置,
Δδ
+
+
$\delta_{lim}$
諸元B
諸元C
C
B
$\frac{dA}{d\delta}$
÷
94
95

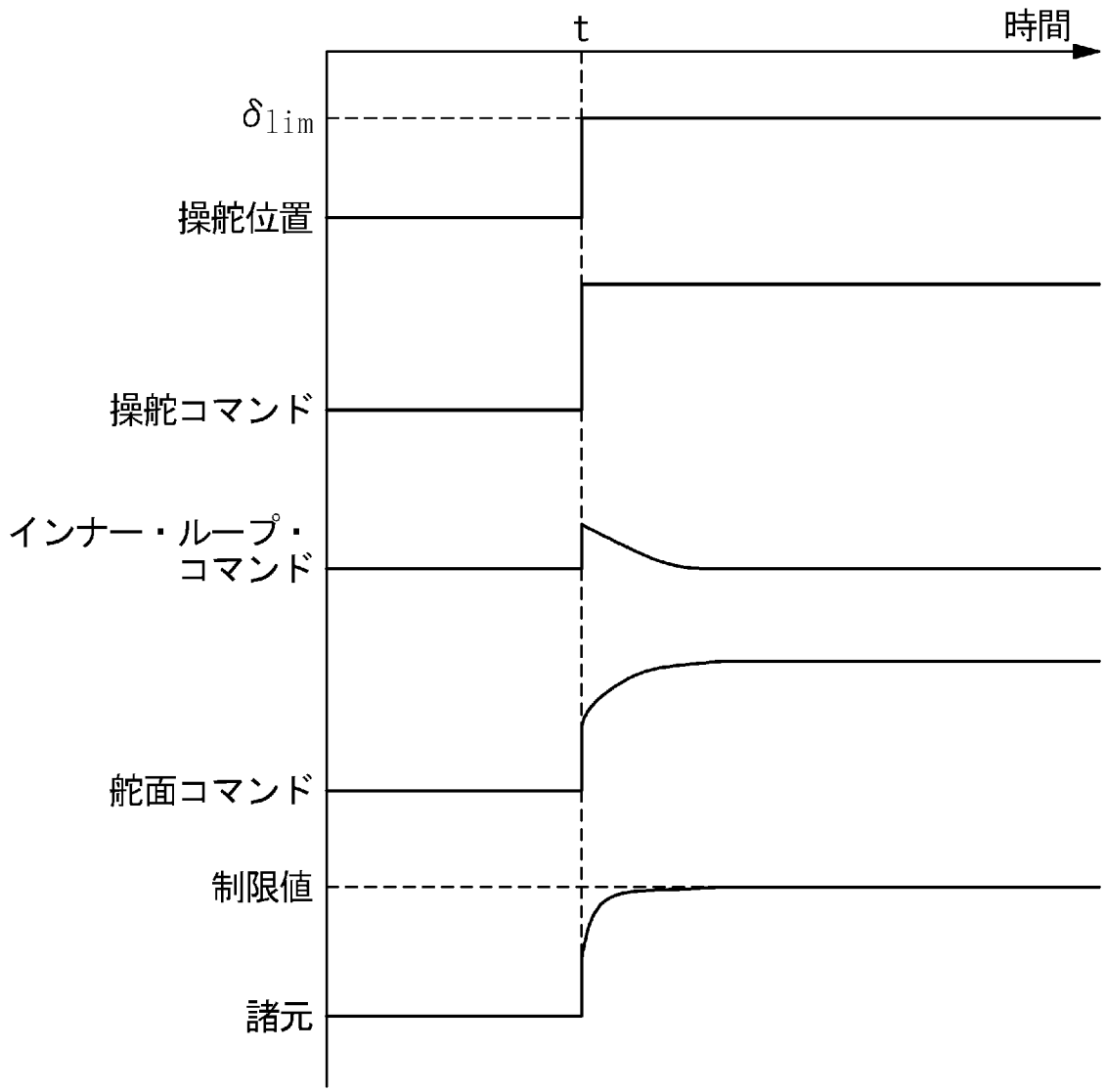
[図14]


90
諸元, A
96
微分
Ȧ
97
×
×
予測時間, Δtp
ΔAp
98
+
+
予測値, Ap
制限値, Alim
92
+
−
ΔAlim
諸元B
諸元C
C
B
95
dA/dδ
93
×
÷
Δδ
+
+
94
操舵装置, δ
制限操舵位置, δlim

[図15]


諸元, A
微分
96
Ȧ
97
予測時間, Δt_p
ΔA_p
98
予測値, A_p
Buffer (Δt_p)
99
1/(τs+1)
102
100
101
補正値, A_c
制限値, A_lim
92
ΔA_lim
dA/dδ
C/B
95
諸元B
諸元C
93
Δδ
操舵装置, δ
94
制限操舵位置, δ_lim
90

[図16]



# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2010/065780

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
*B64C13/02*(2006.01)i, *G05D1/08*(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64C13/02, G05D1/08

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

| | | | |
|---|---|---|---|
| Jitsuyo Shinan Koho | 1922-1996 | Jitsuyo Shinan Toroku Koho | 1996-2010 |
| Kokai Jitsuyo Shinan Koho | 1971-2010 | Toroku Jitsuyo Shinan Koho | 1994-2010 |

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages | Relevant to claim No. |
|---|---|---|
| X<br>A | JP 6-41279 B2 (United Technologies Corp.),<br>01 June 1994 (01.06.1994),<br>entire text; fig. 1 to 5<br>& US 4385355 A | 1-7,10-16<br>8-9,17-18 |
| A | JP 7-8679 B2 (Honeywell Inc.),<br>01 February 1995 (01.02.1995),<br>entire text; fig. 1 to 3<br>& US 4609988 A | 1-18 |
| A | JP 4-37838 Y2 (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.),<br>04 September 1992 (04.09.1992),<br>entire text; fig. 1<br>(Family: none) | 1-18 |

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

| Date of the actual completion of the international search | Date of mailing of the international search report |
|---|---|
| 04 October, 2010 (04.10.10) | 12 October, 2010 (12.10.10) |
| Name and mailing address of the ISA/<br>Japanese Patent Office<br><br>Facsimile No. | Authorized officer<br><br>Telephone No. |

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.
PCT/JP2010/065780

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages | Relevant to claim No. |
|---|---|---|
| A | JP 4198668 B2 (Kawasaki Heavy Industries, Ltd.), 17 December 2008 (17.12.2008), entire text; fig. 1 to 4 (Family: none) | 1-18 |
| A | JP 2004-516970 A (Bell Helicopter Textron Inc.), 10 June 2004 (10.06.2004), entire text; fig. 1 to 7 & US 2003/0094539 A1 | 1-18 |

国際調査報告

国際出願番号　ＰＣＴ／ＪＰ２０１０／０６５７８０

Ａ．　発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64C13/02(2006.01)i, G05D1/08(2006.01)i

Ｂ．　調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64C13/02, G05D1/08

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

| | |
|---|---|
| 日本国実用新案公報 | １９２２－１９９６年 |
| 日本国公開実用新案公報 | １９７１－２０１０年 |
| 日本国実用新案登録公報 | １９９６－２０１０年 |
| 日本国登録実用新案公報 | １９９４－２０１０年 |

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

Ｃ．　関連すると認められる文献

| 引用文献のカテゴリー＊ | 引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示 | 関連する請求項の番号 |
|---|---|---|
| X | JP 6-41279 B2 (ユナイテッド・テクノロジーズ・コーポレイション) 1994.06.01, 全文, 第１－５図 & US 4385355 A | 1-7,10-16 |
| A | | 8-9,17-18 |
| A | JP 7-8679 B2 (ハネウェル・インコーポレーテッド) 1995.02.01, 全文, 第１－３図 & US 4609988 A | 1-18 |
| A | JP 4-37838 Y2 (三菱重工業株式会社) 1992.09.04, 全文, 第１図（ファミリーなし） | 1-18 |

☑　Ｃ欄の続きにも文献が列挙されている。

☐　パテントファミリーに関する別紙を参照。

＊　引用文献のカテゴリー

「Ａ」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの

「Ｅ」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの

「Ｌ」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）

「Ｏ」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献

「Ｐ」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献

「Ｔ」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの

「Ｘ」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの

「Ｙ」特に関連のある文献であって、当該文献と他の１以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの

「＆」同一パテントファミリー文献

| 国際調査を完了した日 | 国際調査報告の発送日 |
|---|---|
| ０４．１０．２０１０ | １２．１０．２０１０ |

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁（ＩＳＡ／ＪＰ）

郵便番号１００－８９１５

東京都千代田区霞が関三丁目４番３号

特許庁審査官（権限のある職員）　３Ｄ　３３２２

杉山　悟史

電話番号　０３－３５８１－１１０１　内線　３３４１

Ｃ（続き）．　関連すると認められる文献

| 引用文献のカテゴリー＊ | 引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示 | 関連する請求項の番号 |
|---|---|---|
| A | JP 4198668 B2（川崎重工業株式会社）2008.12.17，全文，第１－４図（ファミリーなし） | 1-18 |
| A | JP 2004-516970 A（ベル　ヘリコプター　テクストロン　インコーポレイテッド）2004.06.10，全文，第１－７図 & US 2003/0094539 A1 | 1-18 |