

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-701

研究用運航シミュレータの試作

村岡 浩治・船引 浩平・田中 敬司
中村 勝・照井 祐之

1996年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概要	1
略語	1
1. はじめに	2
2. 運航シミュレータの構成	3
2.1 概要	3
2.2 コックピット及び模擬視界発生装置	5
2.3 多目的ディスプレイ (MPD: Multi-Purpose Display)	5
2.4 機体搭載システム	6
2.5 自動操縦システム	7
2.6 実験用管制卓	10
2.7 運航用文書	11
3. 評価実験	11
3.1 方法	11
3.2 結果及び検討	13
4. おわりに	14
文献	15
付録. 自動操縦システムの設計	16

研究用運航シミュレータの試作

村岡 浩治** 船引 浩平** 田中 敬司**

中村 勝** 照井 祐之**

Development of a Line Operational Simulator for Research Purposes *

Koji MURAOKA **, Kohei FUNABIKI **, Keiji TANAKA **,
Masaru NAKAMURA **, and Yushi TERUI **

ABSTRACT

A line operational simulator which provides full-mission flight environment of an automated cockpit is developed for research purposes. This simulator is constructed by adding software and pilot interfaces to an existing simulator of the NAL (National Aerospace Laboratory). A generic aircraft model is employed in the simulator. Systems required for a line operation and AFCS (Automatic Flight Control System) are newly designed and installed. The concept of utilizing a generic model and of utilizing distributed and networked computer systems are found to bring numerous benefits such as flexibility, lower costs and easier accessibility. Line operational simulations for evaluation and for human error extraction are conducted using this simulator. The results suggest future directions of line operational simulation technologies.

Keywords: line operational simulator, human factors, automatic flight control system

概 要

自動化コックピット内の運航環境再現能力を持つ、ヒューマン・ファクタ研究用の運航シミュレータを試作した。この運航シミュレータ試作は、航空宇宙技術研究所に既存の汎用飛行シミュレータに、運航操作に必要な機体搭載システム、自動操縦システム、グラス・コックピット計器、航法援助施設及び航空交通管制などの模擬機能を付加することによって行った。また、いわゆる第4世代航空機の共通的な機能を持つ汎用航空機を想定し、運航シミュレータの航空機モデルに用いた。汎用航空機モデルを採用し、ネットワークを用いて簡潔なシステムを構成したため、参加パイロットのシステム習熟時間の短縮化、各機能の柔軟化及び開発コストの削減をはかることができた。

模擬した運航環境及び汎用航空機モデルの妥当性を評価するために運航シミュレーションを行い、これが確認された。又、この結果から運航シミュレータの拡充方針を得た。

略 語

	ADF	Automatic Direction Finder	AP	AutoPilot
	ADI	Attitude Director Indicator	APU	Auxiliary Power Unit
	ALT HOL	ALTitude HOLd	ATC	Air Traffic Control
			ATIS	Automatic Traffic Information Service
			CDU	Control Display Unit

* 平成8年5月13日受付 (received 13 May 1996)

** 飛行実験部

CRM	Crew Resource Management
DME	Distance Measuring Equipment
FCU	autopilot Flight mode Control Unit
FLCH	Flight Level CHange
FMA	autopilot Flight Mode Annunciator
FMS	Flight Management System
FPL	Flight PLan
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitors
GA	Go Around
HDG HOL	HeaDinG HOLd
HDG SEL	HeaDinG SElect
HSI	Horizontal Situation Indicator
IAS	Indicated Air Speed
ILS	Instrument Landing System
IMC	Instrument Meteorological Conditions
LNAV	Lateral NAVigation
LOC	LOCalizer
LOFT	Line Oriented Flight Training
LOS	Line Operational Simulation
MPD	Multi-Purpose Display
ND	Navigation Display
NDB	NonDirectional radio Beacon
PERF	PERformance
PF	Pilot Flying
PFD	Primary Flight Display
PNF	Pilot Not Flying
QNH	Altimeter sub-scale setting
SCAS	Stability and Control Augmentation System
SID	Standard Instrument Departure
SPD HOL	SPeeD HOLd
STAR	STandard instrument ARrival
TAS	True Air Speed
THR HOL	THRust HOLd
VHF	Very High Frequency
VNAV	Vertical NAVigation
VOR	VHF Omnidirectional Radio range
VORTAC	VOR and TACAN combination
VS	Vertical Speed
VTR	Video Tape Recorder
K	コントロール・ゲイン

1. はじめに

航空機事故原因の7割以上には、乗員、管制官、整備などが引き起こした人的過誤が関与しているとされる。なかでも、操作ミスや意志伝達の相違といった乗員に関

わるヒューマン・ファクタは航空安全のための最大の課題であることが認識されつつある¹⁾。

乗員のヒューマン・ファクタには、コックピット・インターフェースに代表されるいわゆる人間-機械系の問題だけでなく、個人の動機、乗員間の協調、操作手順、航空管制や気象状況など、航空機の運航に関わる全ての要因が関与するといえる。したがって、ヒューマン・ファクタを分析し、その対策を講じるためには、個々の要因を分類整理するだけではなく、実際の運航に則して要因の相互関係に注目する必要がある。ところが、我々がこの問題をすべて実際の運航において取り扱おうとすると、ばく大な費用がかかるだけでなく、実験者側で実験条件が自由に選択できないという制約があるため、その実現は極めて困難である。

このような点を克服し、強力な研究ツールとなりうるのが運航シミュレータである。ここでいう運航シミュレータとは、実運航環境を地上において模擬するシステムであり、飛行運動計算機、模擬視界発生装置、モーション模擬装置、コックピット、さらにはモデルとしてインストールされた航空機、航空交通管制や気象条件などコックピット外の環境、操作手順などの運航用文書までを含むものである。このような運航シミュレータを用いれば、研究者自身が、取り扱う問題に適した運航環境を意図的につくり出すことができ、またそれを何度でも再現することができる。

このような能力を持つ類似のシミュレータに訓練用シミュレータがある。現在、多くの航空会社において、これを用いてCRM^{*1} (Crew Resource Management)、LOFT^{*2} (Line Oriented Flight Training) 等運航環境に即した訓練が行われている。また、この訓練用シミュレータが直接ヒューマン・ファクタ研究のための運航シミュレーション(LOS: Line Operational Simulation)に用いられた例もある²⁾。

訓練用シミュレータの最大の特長は実機の忠実な模擬である。しかし、これを研究目的に用いる際には、(1)製作費用が高価である、(2)システムがパッケージ化されて研究者に供給されるため、ディスプレイ・フォーマットなどのシステム変更が困難である、(3)研究対象となる乗員が特定の機種に限られてしまうといった問題がある。したがって著者らは、研究手段として運航シミュレーションを行うためにはシステムが実験実施者に透明であり、かつ柔軟であることが有効であるという観点から、システムを基礎から組み上げて作成する方針で研究用の運航

注 *1 CRM: 航空安全の向上を図るため、乗員間の協調、コックピットの機器、客室乗務員や地上職員など運航に関わる全ての資源を総合的、効率的に管理すること。

注 *2 LOFT: 飛行シミュレータで実際の路線運航に則したシナリオに基づいて行う訓練。

シミュレータを新たに開発することとし、試作を行った。

この運航シミュレータは、主として飛行性評価などに用いてきた航空宇宙技術研究所（以下、航技研）の汎用飛行シミュレータに、運航模擬のために必要な機能を付加することによって試作を行った。その経緯を以下に略述する。まず予備的検討として、運航シミュレータに必要と思われる機能を絞り込み、特定の小型コンピュータ機とその機体搭載システムの模擬を試みた³⁾。また、それを用いてヒューマン・エラーの発生あるいはその兆候が観察可能かを検討するための評価を行った。そして、航技研汎用飛行シミュレータの機能を引き続き拡張することによって運航シミュレータが開発でき、また模擬する機種に汎用航空機モデルを採用することが適当であると結論した。ここで、汎用航空機とは、ボーイング B767、B747-400 や、エアバス A320 といった特定の機種ではなく、これらいわゆる第 4 世代航空機がもつ標準的な機能を備えた仮想の航空機を意味するものである。このような航空機モデルを運航シミュレータに採用すると、次の利点がある。

- (1) 特定機種に限らず多くの機種のパイロットの参画が可能である。
 - (2) 機体に固有な特徴や機器に関するパイロットの慣れや経験の要素を排除できる。
 - (3) 複雑なシステムを構築する必要がない。
 - (4) 実機のシステムにとらわれず、実験の目的に則した環境を柔軟に構築できる。
- ということがあげられる。

一方で、

- (1) 特定機種の課題を扱うことができない。
 - (2) 実験の現実感が薄れる可能性がある。
 - (3) 実験に参加する全てのパイロットにとって、ある程度の慣熟時間を必要とする。
- という制約があげられる。

しかし、航技研で扱う研究課題は、第 4 世代航空機の自動化コックピットに共通するものであるため、汎用航空機モデルの採用が最適であると考えた。

以上の経緯に基づいて今回試作したシステムは、自動化コックピット内での運航環境を再現し、汎用航空機モデルの妥当性の検証を可能とすることを目指している。本稿では、汎用航空機モデルと運航シミュレータの試作内容、評価実験およびその結果に基づく検討を記述する。また、ここから得られた将来の研究用運航シミュレーション手法の展望についても述べる。

2. 運航シミュレータの構成

2.1 概要

本運航シミュレータは、ヒューマン・エラー、マン・マシン・インターフェースや乗員間協調(Crew Coordination)など、第 4 世代航空機において特に注目されている課題の研究に用いることを目指している。この運航シミュレータの模擬した環境を図 1 に示した。ここでは、自動化コックピットを再現し、航空機をとりまく環境として、気象条件、航空管制および航法援助施設を模擬した。なお、現段階では他機の模擬は省いている。また、客室乗務員や乗客に関連する課題も対象外とした。

運航シミュレータの試作は、既存の航技研汎用飛行シミュレータに運航操作に必要な機能を付加することによって行った。航技研汎用飛行シミュレータ⁴⁾は、低騒音短距離離着陸実験機「飛鳥」の開発や操縦特性研究に利用することを目的として開発されたため、運航に必要な航法やチェック・リスト実施などの操作を行うための機能を持ち合わせていない。そこで、この汎用飛行シミュレータに表 1 に示すような機能及びインターフェースを付加した。

まず、自動化技術の核心をなす、オートパイロット/オートスロットル及び FMS (Flight Management System: 飛行管理システム)を含む自動操縦システムを設計した。次に、グラフィック端末を用いて ND (Navigation Display: 航法表示装置)や ECAM (Electric Centralized Aircraft Monitor: 電子中央航空機監視装置)などの統合計器を装備し、グラス・コックピット化を計った。航法援助施設は、運航の行われる空域に存在するもの約 50 箇所を模擬した。航空交通管制は、1 人の実験者が複数の管制官を演ずることによって模擬した。また、運航操作のための文書類も新たに整備した。

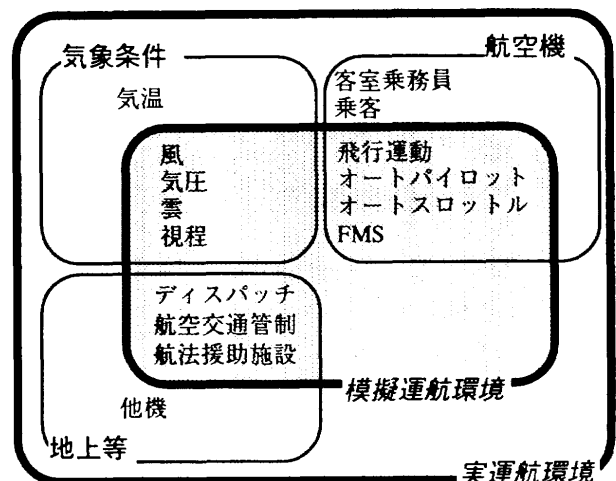


図 1 模擬運航環境

表1 運航シミュレータ開発内容

		研究用シミュレータ (「飛鳥」)	運航シミュレータ
用途		STOL実験機「飛鳥」の開発, 同類機の飛行特性評価	ヒューマン・エラーの抽出, 運航環境における問題, インターフェース評価, CRM設計
コックピット	フライト・ コントロール	コラム, ペダル, スラスト・レバー, SCAS	コラム, ペダル, スラスト・レバー, オートパイロット, FMS
	計器	アナログ計器 (「飛鳥」の計器パネルを 模したもの)	アナログ計器, グラフィック端末, (ND, FMA, 交信パネル, ECAM) 天井パネル
ソフトウェア		飛行機ダイナミクス, 自動操縦システム	飛行機ダイナミクス, 自動操縦システム, 航法援助施設, 航空交通管制, ディスプレイ切替装置
モーション装置		6自由度	使用せず
模擬視界 装置	性能	テクスチャ・マッピング機能, 4チャンネル無限遠表示	同左
	データベースの範囲	ターミナル・エリア	出発飛行場から目的飛行場まで
文書類		必要に応じて用意	運航規定, チェック・リスト, ナビゲーション・ログ, 天気図

注) 影付き部は新たに製作したものを表す。

表2 汎用飛行機仕様概略

原動機	双発ターボ・ファン・ジェット 補助動力装置(APU)
最大巡航速度	102.9 m/s (200 kt)
コックピット	2人乗務 グラス・コックピット
客室	搭乗可能人員19名 客室与圧システム
自動操縦 システム	オートパイロット/オートスロットル (自動着陸可能) FMS (飛行管理システム)

表2に運航シミュレータの航空機モデルとして用いた汎用航空機の仕様概略を示す。この航空機は、19人乗りの双発ターボ・ファン・ジェット機であり、2人の乗員によって運航される。また、自動着陸能力を持つオートパイロット/オートスロットル及びFMSを装備している。ここで、模擬した機体の規模は、現実の運航会社の主要定期路線で用いられているものよりも小さい。これは、

対象とした機体の数学モデルを実験者が熟知しており、後述する自動操縦システムや機体搭載システムの設計を容易にするためである。また、同様の理由からエンジンの数学モデルにはターボ・プロップ型のものをを用いたが、運航操作上はターボ・ファン・ジェット型として取り扱った。

図2に運航シミュレータのハードウェア構成を示す。航技研汎用飛行シミュレータに対し、運航に必要な機能を模擬するためにワークステーション1台を付加し、ディスプレイ計器やFMS等の多目的インターフェースとしてタッチパネル付きグラフィック端末2台をコックピット内に設置した。また、オートパイロット/オートスロットルのモード選択に用いるFCU (Flight Control Unit) 及び天井パネルを新たにコックピット内にとりつけ、パーソナル・コンピュータによって入出力状態を管理した。さらに、グラフィック端末1台を実験用管制卓としてコックピット外に設置した。これらすべての装置をシェアード・メモリ・バス・インターフェース及びローカル・エリア・ネットワークによって連結する方式で運航シミュ

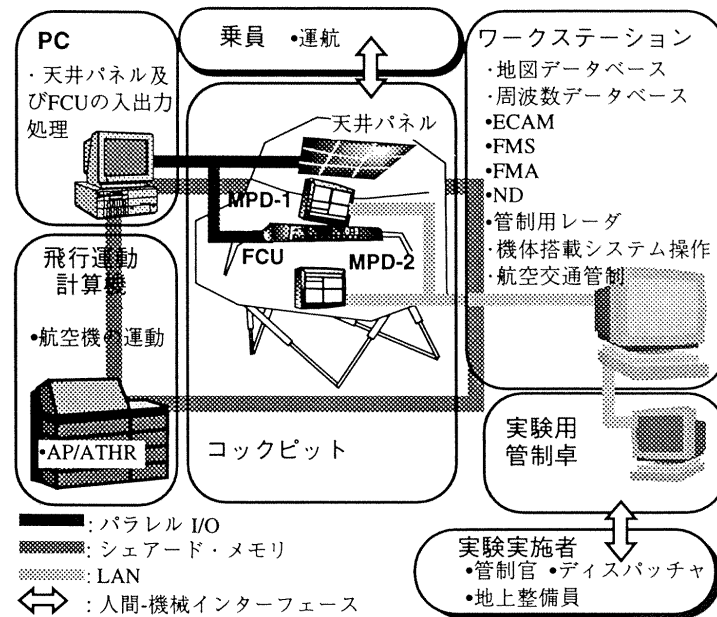


図2 システム構成図

レータを構成した。

次節以降で、運航シミュレータの各要素について詳述する。

2.2 コックピット及び模擬視界発生装置

既存のコックピットは4発機である「飛鳥」のインターフェースを装備しているため、本運航シミュレータ用のインターフェースとして、2本のスロットル・レバーとエンジン計器が不要である。ここでは、これら以外の計器及び操舵入力装置すなわち、ADI、高度計、昇降計、速度計、HSI、ADF、DME、操縦輪、ラダー・ペダル、スロットル・レバー2本、ギア・レバー及びフラップ・レバーを利用した。ここで、第4世代航空機においてはADI、高度計、昇降計、速度計に表示される情報は、統合化されPFDに表示されるが、ディスプレイをパイロット正面に配置できなかったためPFDはとりつけなかった。一方、HSI、ADF、DMEに表示される情報は、2.3節に示すNDに表示し、これらのアナログ計器は補助的に利用できるものとした。

模擬視界発生装置には航技研汎用飛行シミュレータに既設のものをを用いた。この模擬視界発生装置の7階層視程モデルを用いて、計器飛行気象状態(IMC: Instrument Meteorological Conditions)を模擬した。

2.3 多目的ディスプレイ(MPD: Multi-Purpose Display)

図3にコックピットの概観を示す。既存のコックピットに装備されていないインターフェースを仮想的に模擬するため、前方窓中央支柱及び計器パネル中央にタッチパネル付きグラフィック端末をとりつけ、これをMPD-1

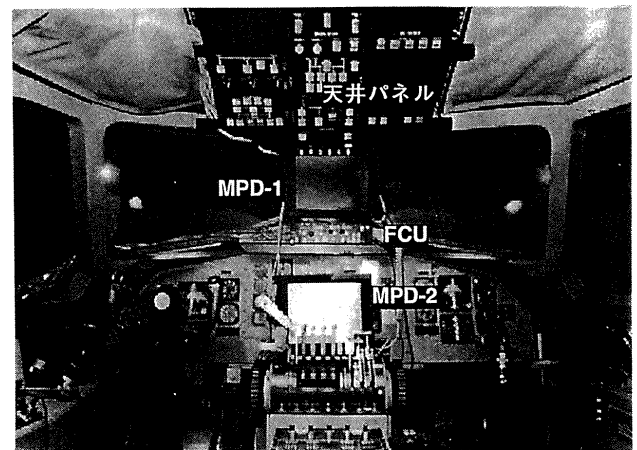


図3 運航シミュレータ・コックピットの機器配置

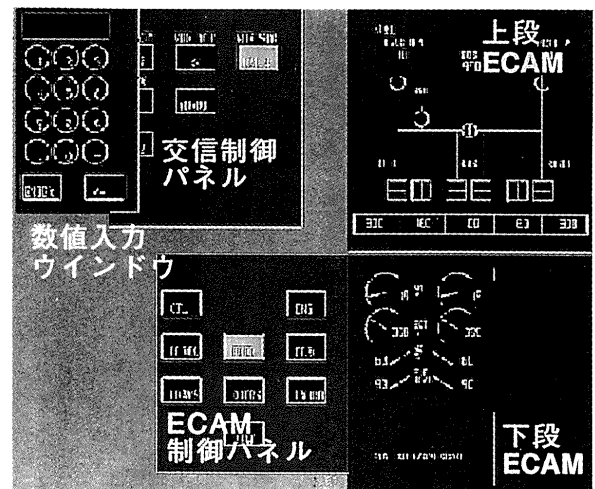


図4 MPD-1 表示例

及び-2と名付けた。MPD-1には二つのECAM及び通信制御パネルを表示した(図4)。また、MPD-2には、

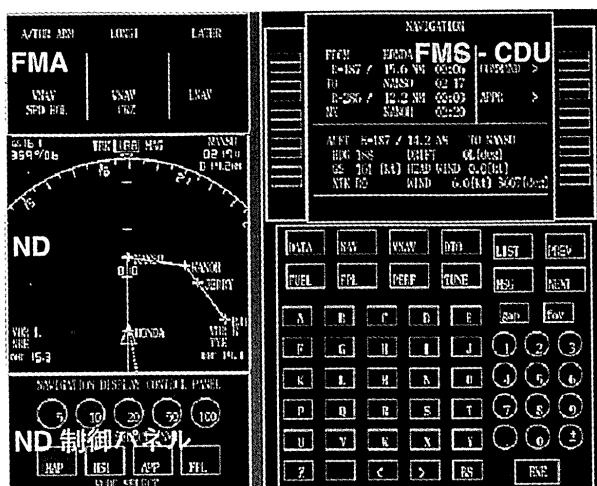


図5 MDP-2表示例

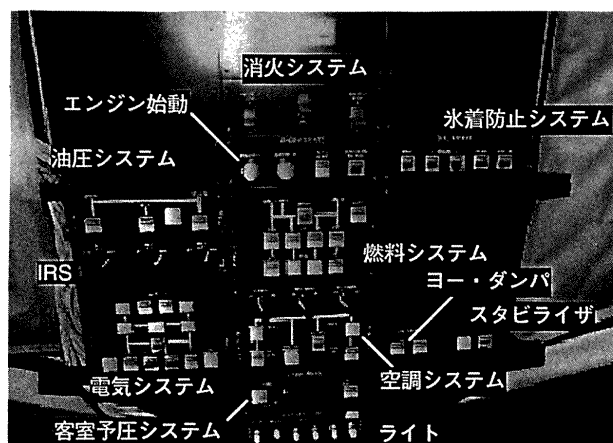


図6 天井パネル

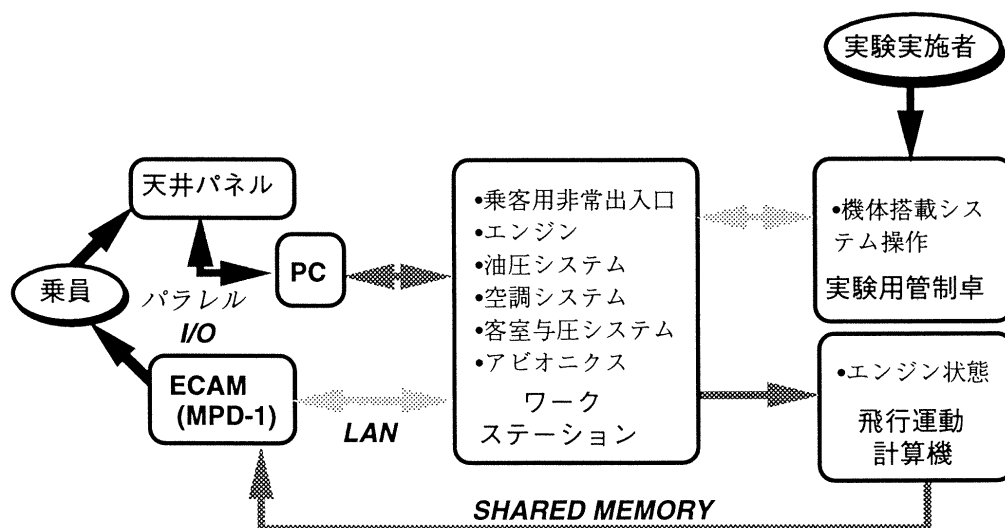


図7 機体搭載システムのインストレーション

FMS/CDU (Control Display Unit: 飛行管理システム・データ入出力装置), FMA (autopilot Flight Mode Annunciator: オートパイロット飛行モード表示器)およびND (Navigation Display: 航法ディスプレイ)を表示した(図5)。

乗員は、これらのインターフェースへのデータ入力を、タッチパネルを介して行った。また、右席パイロット用の補助的なデータ入出力装置としてマウスを装備した。

2.4 機体搭載システム

運航に必要な手順を遂行可能にするため、機体搭載システムの機能をワークステーション上に模擬した。汎用航空機モデルの機体搭載システムは、以下のように設定した。

(1) 収容可能乗客数を19人とした。また、貨物搭載部を客席後部に設けた。乗客用非常出口を胴体の前後両側に合計4ヶ所設けた。

(2) 2発のターボ・ファン・ジェット・エンジンを両翼に装備した。また、機体尾部には1台の補助動力装置(APU: Auxiliary Power Unit)を備えた。機体中央底部に2個と、両翼各々に2個ずつの合計6個の燃料タンクを装備した。

(3) 独立3系統の油圧システム、空調システム及び客室与圧システムを装備した。また、アビオニクスとして、VHF 交信システム、ATC トランスポンダ、VOR / ILS, DME 及び着氷防止システムを装備した。

機体搭載システムのパイロット・インターフェースとして、天井パネルとMPD-1上の交信制御パネル及びECAMを装備した。パイロットは、交信制御パネル上でVHF 周波数の設定、ATC トランスポンダの設定及び高度計補正值(QNH)の設定を行うことができる。また、下段ECAMにはエンジン計器及び注意や警告などのシステム・メッセージを表示し、上段ECAMには機体搭載システムの詳細状態を表示した。上段ECAMには、エンジン、

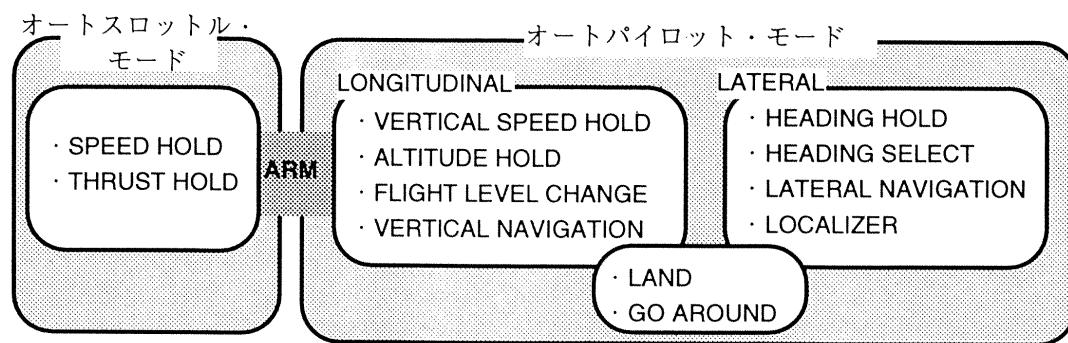


図8 オートパイロット/オートスロットルのモード

電気系統、油圧システム、燃料系統、ドア、操縦系統/補助動力装置及び降着装置の表示モードを設定し、パイロットは表示モード選択スイッチによってこれらを選択した。

機体搭載システムの機能は、ワークステーション上で模擬した。天井パネルの入出力はパーソナル・コンピュータで処理し、ワークステーションへ転送した。ワークステーションでは、スイッチ・ランプやディスプレイ上の論理的機能を模擬し、その結果を天井パネルおよびECAMに転送した。

2.5 自動操縦システム

自動化コックピットにおいては、自動操縦システムが操縦を司り、このことが乗員のヒューマン・ファクタに及ぼす影響が注目されている。したがって、この運航シミュレータにおいても自動操縦システムの模擬は重要であり、この部分に焦点を当ててシステムの構築を行った。

ここでは、汎用航空機の自動操縦システムとして、ヨーダンパ、オートパイロット/オートスロットル及びFMSを製作した。これらは、模擬対象とした機体の数学モデルを用いて新たに設計した。制御則の詳細は付録に示す。

2.5.1 オートパイロット/オートスロットル・システム

図8にオートパイロット/オートスロットル・システムの飛行モードを示す。これらは、いわゆる第4世代航空機と共通のものであるが、一般化するために制御則やモード論理には簡単なものを採用した。また、図9に示すFCUのスイッチ配置も第4世代航空機のそれを模擬したものである。

図10は縦のオートパイロットのフィードバック・ループである。縦のオートパイロットの制御入力にはエレベータを用いた。

(1)縦のオートパイロットの最も内側のフィードバックとしてピッチ・ホールド・ループを形成した。オートパイロットをエンゲージすると、基本モードとして最初にエンゲージされるのがこのループである。

(2)昇降率保持 (VS HOL: Vertical Speed Hold)モードは、ピ

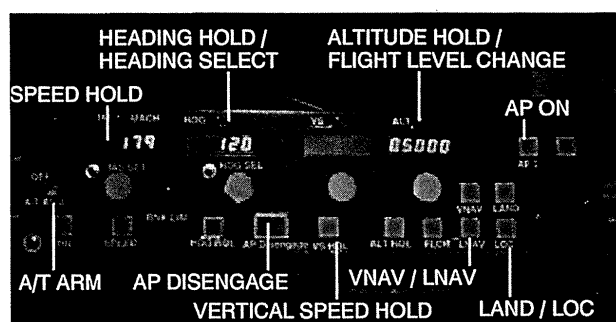


図9 FCU

ッチ・コマンドをピッチ・ホールド・ループへ印加し、機の昇降率を保持するように働く。

(3)高度保持 (ALT HOL: Altitude Hold)モードは、昇降率コマンドを生成し、機の高度を保持するように働く。

(4)指示対気速度 (IAS: Indicated Air Speed) 保持ループはピッチ・コマンドを生成して機体の指示対気速度を保持する。高度変更 (FLCH: Flight Level Change) モードには、この指示対気速度保持ループ及び高度保持ループが用いられる。上昇あるいは降下のフェーズでは、指示対気速度保持ループが上昇あるいは降下速度を保持し、オートスロットルがアームされている場合、オートスロットルが上昇あるいは降下推力を保持する。ここでは、上昇あるいは降下のフェーズを、目標高度と機の高度の差が152.5 m (500 ft) 以内の場合と定義した。レベルオフのフェーズでは、高度保持ループを用いて高度を捕捉し、オートスロットルがアームされているならば、オートスロットルは巡航 (フラップ又は降着装置展開時は進入) 速度を保持する。

(5)縦の航法 (VNAV: Vertical Navigation)モードはFMSと組み合わせて用いられる。乗員は、FMS上でウェイポイントの高度及び真対気速度 (TAS: True Air Speed)を設定することによって飛行経路を定義する。VNAVモードはFLCHモード論理へのコマンドを算出し、飛行経路を制御する。

図11に、横のオートパイロットのフィードバックループを示した。横のオートパイロットの制御入力にはエルロン及びラダーを用いた。

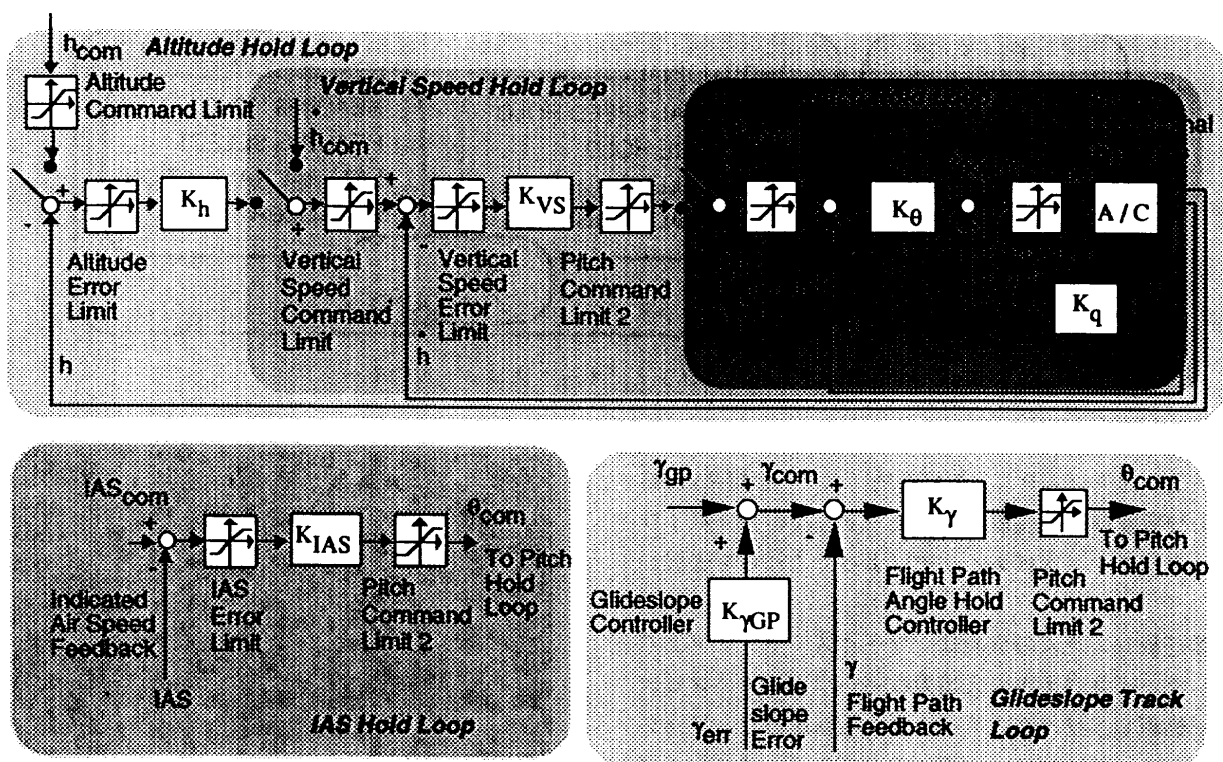


図 10 縦のオートパイロット

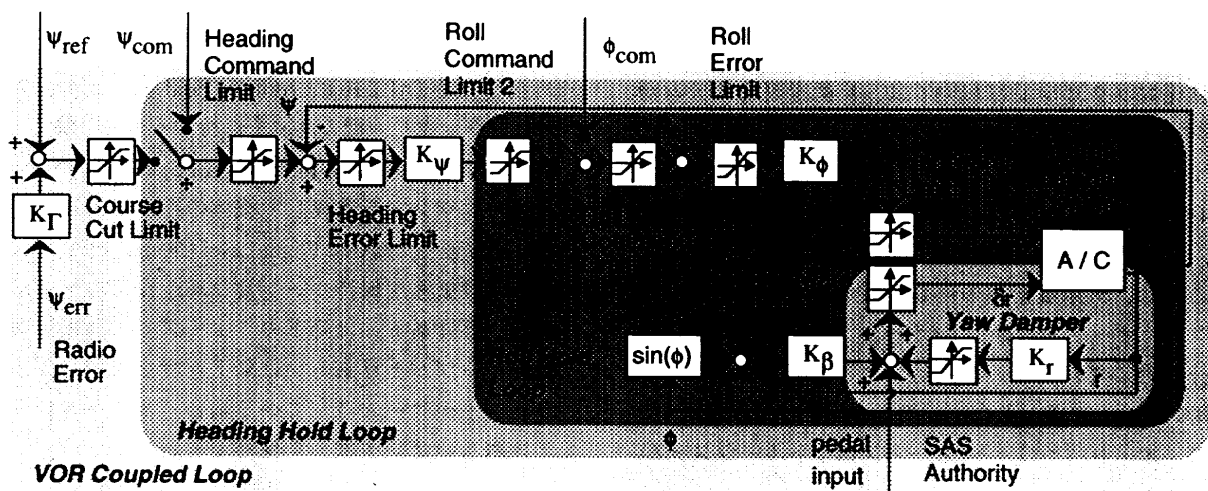


図 11 横のオートパイロット

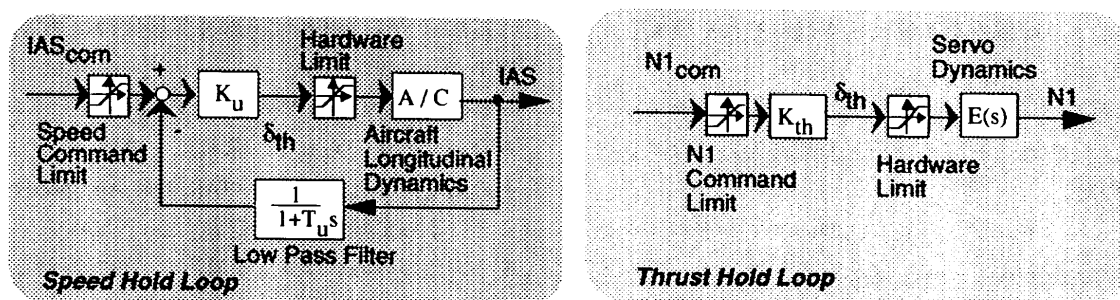


図 12 オートスロットル

(6)横のオートパイロットには、安定性増大装置としてヨーダンパを加えた。ライン運航では、常時ヨーダンパをエンゲージした状態で飛行することが多く、そのため、このシステムのエンゲージ・スイッチは天井パネルに配置した。

(7)ロール姿勢保持ループは、横のオートパイロットの最も内側のフィードバックを形成する。ロール姿勢保持ループはオートパイロットの基本モードとして動作し、オートパイロットをエンゲージした際のロール角を保持する。

(8)機首方位保持ループは、機首方位保持 (HDG HOL: Heading Hold) 及び機首方位選択 (HDG SEL: Heading Select) モードに用いられる。HDG HOL モードは、機首方位をモードをエンゲージした際の値に保持する。また、HDG SEL モードは、機首を FCU のヘディング・ノブで指定した方位に転回させ、その後保持する。

(9)横の航法 (LNAV: Lateral Navigation) モードは FMS と組み合わせて用いられる。乗員は、FMS 上で飛行ルートを設定する。LNAV モードは、FMS が計算したコース・コマンドと VOR からのコースエラーを用いて機首方位コマンドを生成し、飛行ルートを制御する。

(10)自動着陸 (LAND) モードは縦、横のオートパイロット及びオートスロットルを用いる。航空機がローカライザ信号受信可能領域にはいると、システムは VOR カップル・ループに着陸滑走路方位及びローカライザ偏差を印加し、着陸滑走路へと誘導する。航空機がグライドスロープ信号受信可能領域に進入すると、システムは、グライドスロープ保持ループを利用してグライドスロープを捕捉するとともにオートスロットルの速度保持 (SPD HOL: Speed Hold) モードによって進入速度を保持する。フレアのフェーズでは昇降率保持ループを用いて、フレアの飛行経路を制御する。接地時には、オートスロットル推力保持ループがフライト・アイドルを保持する。

(11)着陸復行 (GA: Go Around) モードは指示対気速度保持、

ロール保持及び推力保持ループを用いて最良上昇率速度、両翼水平及び最大推力を保持する。あらかじめ設定した着陸復行高度の 152.5 m (500 ft) 手前からレベルオフを始め、着陸復行高度を保持する。

(12)オートスロットルの推力保持 (THR HOL: Thrust Hold) モードは、エンジン・トルクをエンゲージした際の値に保持する。このモードは、主に縦のオートパイロットと組み合わせて用いられ、そのような場合には推力コマンドが縦のオートパイロットから印加される。

(13)オートスロットルの SPD HOL モードは、FMS から印加された指示対気速度コマンドを保持する。FMS は巡航、上昇、降下及び進入のフェーズを判定して、指示対気速度コマンドを生成する。

2.5.2 飛行管理システム (FMS: Flight Management System)

FMS は、文献 5 及び 6 をもとに本運航シミュレータの特殊性を考慮して次のように設計した。

FMS はパイロット・インターフェースである CDU と航法計算及び航法データ管理を行う FMC (Flight Management Computer) から構成される。CDU のキーパッド及びディスプレイは MPD-2 に模擬した。この航空機の FMS には以下に示す機能を持たせた。ただし、本運航シミュレータでは、燃料消費模擬を行っていないため、燃料管理機能は持たせなかった。

(1)縦の航法 (VNAV: Vertical Navigation) 機能は乗員の入力した飛行経路をもとに、上昇あるいは降下開始点を、性能表を参照することによって決定する。これをもとに FLCH モード論理にコマンドを印加して縦の航法を行う。

(2)横の航法 (LNAV: Lateral Navigation) 機能は乗員の入力した飛行ルートをもとにleg変更開始点を算出し、開始コマンドをオートパイロット LNAV モードに与える。さらに、飛行ルートを維持するためのコース・コマンドを生成する。

(3)乗員は飛行計画管理 (FPL: Flight Plan Management) 機能

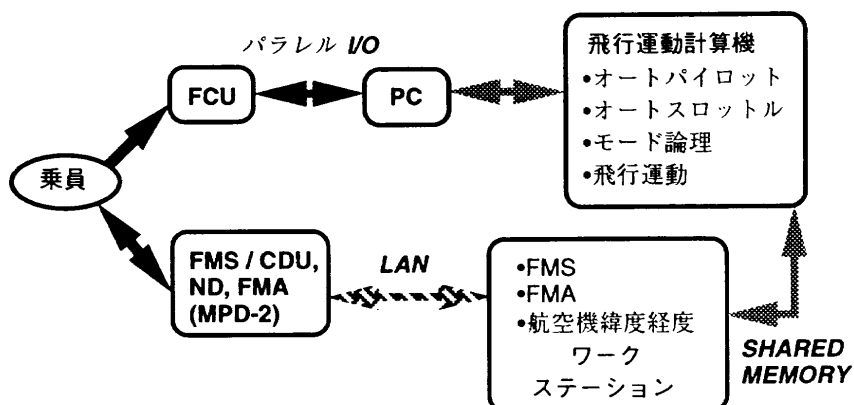


図13 自動操縦システムのインストレーション

に、離陸予定時刻や離陸重量などの飛行計画に関するデータを入力する。システムは、これをもとに推定飛行時間などを計算し、CDUに表示する。

(4)性能管理(PERF: Performance Management)機能は、性能表を参照することによって、引き起こし速度、最良上昇率速度、経済巡航速度などの性能値を算出し、CDUに表示する。また、VNAV機能に速度の諸元を与える。

(5)乗員はデータ管理(DATA: Data Management)機能を利用して、ウェイポイント、飛行ルート、航法援助施設、進入方式及び飛行場に関するデータを入力あるいは参照することができる。

図13に運航シミュレータ上での自動操縦システム搭載状況を示した。オートパイロット/オートスロットル機能は飛行運動計算機上で再現し、FMSの機能はワークステーション上にインストールした。乗員はFCUを用いてオートパイロット/オートスロットルのモードを選択し、MPD-2のFMAで選択モードを参照する。また、FMS/CDUを用いてFMSデータの入力及び参照を行う。

2.6 実験用管制卓

シミュレータ管制室に設置したグラフィック端末を用いて実験用管制卓とした。実験者はこのディスプレイを用いて、地上管制官、地上整備員及び気象条件制御者と

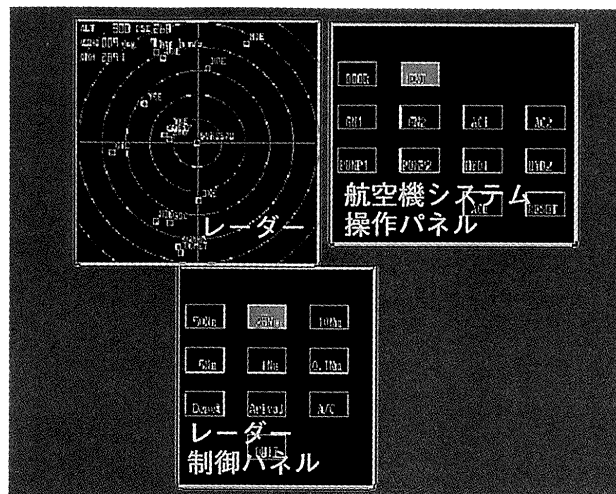


図14 実験用管制卓表示例

1 REV. 950530 EXTENDED N 800-20 NORMAL CHECKLIST	2 REV. 950530 EXTENDED N 800-20 NORMAL CHECKLIST	3 REV. 950530 EXTENDED N 800-20 NORMAL CHECKLIST	4 REV. 950530 EXTENDED N 800-20 NORMAL CHECKLIST
COCKPIT CHECK (PNF) Log & Documents CHECK ON BOARD Landing Gear DOWN ENG: Thrust Levers IDLE ENG Master SW 1 & 2 OFF Continuous Ignition OFF ELEC External Power CKD ON APU AS REQ. IRS Mode Selectors(3) OFF THEN NAV FUEL: Pumps CKD ON Mode Selector AUTO ELEC RED Light EXTINGUISHED GEN1 & 2 OFF Cabin Pressure Mode Selector AUTO EXT LIGHT Strobe ON Beacon OFF Cabin Sign ON Baro Reference SET ND FPL MODE SET FMS Initialization SET FPL Selection SET Performance Initialization SET Vertical Route Selection SET Speed COM Initialization SET Radios SET ECAM FUEL QTY CKD (PF) YAW DAMPER 1, 2 ON HDG Selector RWY SET ALT Selector SET CRUISE ALT Baro Reference CKD FMS CKD Parking Break ON FCU A/P OFF ATH ARM SW ARM LNAV ON VNAV ON	FINAL COCKPIT PREPARATION Weight and Balance OBTAIN PNF Takeoff Data PREPARE PNF FMS Performance DATA CKD PNF Takeoff Data CKD PLT Takeoff Briefing CONDUCT PF BEFORE START Doors CLOSED PNF Beacon ON PNF Parking Break ON PF Engine Start Briefing CONDUCT PF ENGINE START Ground Clear CHECK PF Continuous Ignition ON PF ENG2 Master SW ON PF Condition CHECK PF N1: 20% N2: 60% EGT: 350C FF: 90lbs/h No.1 Same as No.2 Continuous Ignition OFF PF AFTER START GEN 1 and 2 ON PNF Deice Antice AS REQ. PNF Disconnect all Ground equipments PF TAXI OUT A/P Mode CKD PF ND FPL Mode CKD PF MAP Mode SET PF FMS NAV Page SET PNF	BEFORE TAKEOFF Parking Break OFF PF Flaps SET PNF Flight Controls CHECK PF Landing Light SW ON PNF Continuous Ignition ON PNF TAKEOFF Align Runway Thrust Levers T/O PF Engine Indications SCAN PF Positive Climb Gear Up PNF AFTER TAKEOFF Landing Light Switches OFF PNF CLIMB Flaps UP PNF A/P (1500ft) ON PNF VNAV, LNAV Mode CKD PNF Baro Reference SET PNF Cabin Sign OFF PNF Continuous Ignition OFF PNF DESCENT Landing Data PREPARE PNF FMS APP Mode LINK PNF Landing Briefing CONDUCT PLT	APPROACH Baro Ref SET PNF Landing Light Switches ON PNF CABIN Sign ON PNF FMS APP Mode ON PNF AP LAND Mode ARM PF BEFORE LANDING Flaps Lever SET PNF Landing Gear DOWN PNF Continuous Ignition ON PNF ALT Selector GA ALT SET PF HDG Selector RWY SET PF GO AROUND AP GO AROUND Mode SET PF FLAPS Lever 1 UP PNF Call "Positive" PNF Call "Gear Up" PF Landing Gear UP PNF AFTER LANDING A/P OFF PF Breaks APPLY PF Landing Light OFF PNF APU AS REQ. PNF Continuous Ignition OFF PNF Flaps Lever UP PNF CABIN Sign OFF PNF PARKING Thrust Levers IDLE PF Parking Break ON PF ENG Master 1 OFF PF External Power ON PNF ENG Master 1 OFF PF Wing Anti Ice OFF PNF Engine Anti Ice OFF PNF External Lights OFF PNF FMS A/C POSITION CKD PNF

図15 通常チェックリスト

して運航シミュレーションに参加した。図14に実験用管制卓の表示例を示す。実験用管制卓上には模擬レーダ及び機体搭載システム制御パネルを表示した。

2.7 運航用文書

運航規程書、通常チェック・リストおよび非通常チェック・リストを作成し、運航シミュレーションの前に、乗員に配布した。図15に通常チェック・リストを示す。一般に、定期運行を行う大型旅客機においては、操作手順のほとんどは乗員の記憶によって遂行されるため、チェック・リストの項目は非常に少ない。しかし、本運航シミュレータの通常チェック・リストでは、詳細な操作手順を含ませることによって項目を増やすこととした。これによって、乗員の暗記すべき事項を最小にし、汎用航空機モデルへの習熟時間を短縮化することを図った。

飛行前ブリーフィングの際にはディスパッチ業務の模擬として、飛行計画書、ナビゲーション・ログ及び天気情報を乗員に手渡した。また、飛行中にはATIS (Automatic Traffic Information Service)の代替として、気象情報、飛行場の状態及び航空保安施設の運用状況を書類にて手渡した。

3. 評価実験

ここでは、本運航シミュレータ評価のために行った運航シミュレーションの手法およびその結果について記述する。

3.1 方法

2人のパイロットが、5回のシミュレーションを行うことによって、汎用航空機モデルの妥当性および運航シミュレータの機能を評価をした。5回のシミュレーションの内1回は、自動操縦システムが旅客輸送任務を遂行するために十分な飛行性を有するかの評価を目的として主に飛行運動を行ったものである。また、その他の4回では、運航シミュレータ全体の評価を目的とし、次節に示すシナリオに基づいた運航を行った。コックピット内で運航操作を行うことによって、汎用航空機モデルの持つシステムに矛盾が無いか、管制や航法援助施設などの運航環境が十分模擬されているかを評価した。この2人のパイロットは、汎用航空機モデルの基本特性として用いたコンピュータ機およびオートパイロット/FMSを用いた飛行には精通していた。しかし、ライン運航の経験はなく、日常の飛行でのタスク分担もライン運航に見られるようなPF (Pilot-Flying) およびPNF (Pilot-Not-Flying)とは異なる。

図16に運航シミュレーションに用いたシナリオを示す。ここでは、仙台国際空港から東京国際（羽田）空港

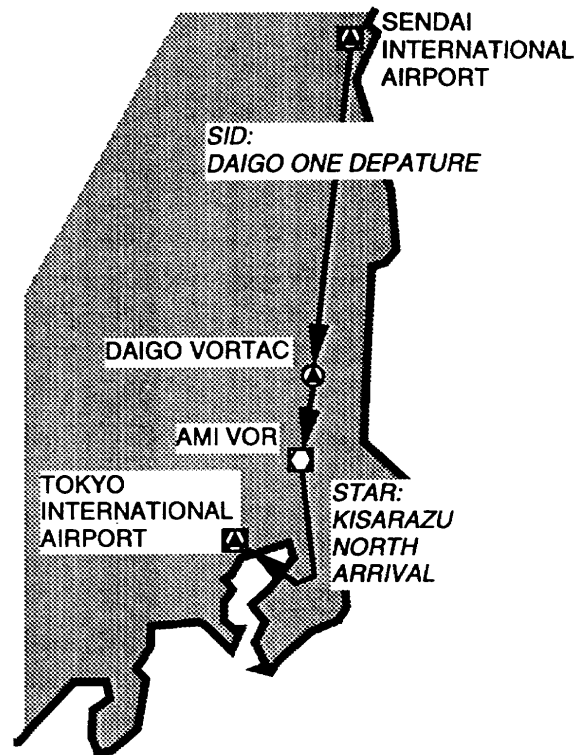


図16 シナリオ概要

までの定期便を想定した。シナリオの詳細は以下の通りである。

まず、出発地仙台国際空港におけるディスパッチとして、飛行ルートおよび天気概況についてのブリーフィングを行う。航空機に乗り込んだ乗員は、一連の飛行前手順を終えた後、SENDAI SID (Standard Instrument Departure: 標準計器出発方式)であるDAIGO ONE departureにしたがって離陸する。巡航高度3,660 m (12,000 ft)、巡航速度92.6 m/s (180 kt)でDAIGO VORTAC, AMI VORと経由して飛行する。AMI VOR通過後、パイロットは管制にSTAR (Standard Instrument Arrival: 標準到着経路)あるいはレーダ・ベクタリングを要求して東京国際空港へと進入、着陸する。その後、スポットまで滑走し、エンジンを停止したところで運航シミュレーションを終了する。

気象条件は、雲底305 m (1,000 ft)、雲高2,135 m (7,000 ft)、風向290度、風速3.1 m/s (6 kt)とし、上空1,220 m (4,000 ft)から2,135 m (7,000 ft)の範囲では、軽微な擾乱があるものとした。また、巡航高度では飛行時間を短縮するために46.3 m/s (90 kt)の背風を印加した。目的空港（東京国際空港）における滑走路の視程は4 kmとした。この運航において、乗員は7ヶ所の異なった管制局と接触する必要があった。また、飛行ルート付近に存在する約50の航法援助施設が利用できた。

コックピットには実験者1名が同乗し、機体搭載システムやインターフェースに関する質問に答えた。運航中の乗員の行動及びコメントはVTRにて記録した。以上の

FLIGHT PLAN OF LOS LOS飛行計画			
PRIORITY 優先順位 ADDRESSSES(3) 送付先 <div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <<= FFP → <div style="border: 1px solid black; width: 500px; height: 20px;"></div> <<= </div>			
FILING TIME 受付時刻 ORIGINATOR 発信機関 <<=			
SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSES(3) AND/OR ORIGINATOR 番号が指定されていない送付先または発信機関の名称			
3 MESSAGE TYPE 通報形式 <<= (FPL)	7 AIRCRAFT IDENTIFICATION 航空機識別 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">NA003</div>	8 FLIGHT RULES 飛行方式 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">I</div>	TYPE OF FLIGHT 飛行の種類 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">S</div> <<=
9 NUMBER 飛行機の数 <div style="border: 1px solid black; width: 50px; height: 20px;"></div>	TYPE OF AIRCRAFT 飛行機の型式 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">N800</div>	WAKE TURBULENCE CATEGORY 後方乱気流区分 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">/ L</div>	10 EQUIPMENT 使用する無線設備 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">SDFJLMORV /C</div> <<=
13 AERODROME OF DEPARTURE 出発飛行場 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">RJSS</div>		TIME 所要開始時刻 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">01 50</div> <<=	
15 CRUISING SPEED 巡航速度 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">N0180</div>	LEVEL 巡航高度 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">A120</div>	ROUTE 経路 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">GOC V22 TLE HME</div>	
16 DESTINATION AERODROME 目的地飛行場 TOTAL EST 所要時間 ALTN AERODROME 代替飛行場 2ND ALTN AERODROME 2次代替飛行場 <<=			
<div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">RJTT</div>		<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">01 00</div> <div style="margin: 0 5px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">RJAA</div> <div style="margin: 0 5px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; width: 80px; height: 20px;"></div> </div> <<=	
18 OTHER INFORMATION <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">REG/JA8858 DAT/S</div>			
SUPPLEMENTARY INFORMATION 補充情報			
19 ENDURANCE 燃料搭載量 HR, MIN -E/ <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">02 30</div> → P/ <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">20</div>		PERSONS ON BOARD 搭乗する乗人数 → R / <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">E</div>	
SURVIVAL EQUIPMENT 救命用具 → <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> / <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">M</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div>		JACKET 救命胴衣 → <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">J</div> / <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div>	
DITCHES 救命ボート → <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">S</div> / <div style="border: 1px solid black; width: 50px; height: 20px;"></div> → <div style="border: 1px solid black; width: 50px; height: 20px;"></div> → <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">C</div> → <div style="border: 1px solid black; width: 100px; height: 20px;"></div> <<=		EMERGENCY RADIO 航空機用救命無線機 UHF VHF ELBA <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">X</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">E</div> </div>	
AIRCRAFT COLOR AND MARKINGS 航空機の色及びマーキング → A / <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">WHITE & BLACK RED LINE</div>			
REMARKS 備考 <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; text-align: center;">S</div> / <div style="border: 1px solid black; width: 400px; height: 20px;"></div> <<=			
PILOT IN COMMAND → A / <div style="border: 1px solid black; width: 300px; height: 20px;"></div> <<=			
FILED BY 提出者 <<=			
		SPACE RESERVED FOR ADDITIONAL REQUIREMENTS	

図 17 飛行計画

運航シミュレーションに要した時間は約90分であった。

3.2 結果及び検討

- (1)乗員は、1回の運航で、汎用航空機モデル及びインターフェースにおおむね慣熟することができた。
- (2)運航シミュレータの個々の機能に関して表3に示すようなコメントを得た。本運航シミュレータの総合評価として、自動化コックピットを用いた基本的なライン運航が可能であることがわかった。
- (3)当初、MPDに表示したスイッチはタッチパネルによって操作し、その補助としてマウスを用いることを念頭に作成していた。しかし、パイロットは、MPDへの入力装置として、タッチパネルよりもマウスを利用することが多かった。これは、このタッチパネルの処理速度が不十分であり、スイッチを押すという現実の感覚がないために、正確かつ迅速なデータ入力が困難になってしまったためであると考えられる。その結果、PFは、データ入力タスクをPNFに頻繁に依頼し、PNFはマウスを用いてこのタスクを遂行した。
- (4)(3)とは対照的にFCUの操作性は高く評価された。この理由としては、乗員のヒューマン・ファクタをとりまく問題として、コックピット自動化とりわけ自動操縦システムに関連した問題はとくに焦点を当てるべきであるとの観点から、FCUにはタッチパネルのような疑似インターフェースではなく、現実のスイッチ/ダイヤル式インタ

ーフェースを用いたことが上げられる。しかし、結果(3)やワークロードを考慮すれば、FMS/CDUや交信パネルといった、正確かつ迅速なデータ入力及要求されるその他のインターフェースについても、極力スイッチ/ダイヤル式のインターフェースを用いるべきであった。

ただし、NDやECAMに見られるディスプレイ・モード変更スイッチ等には、依然としてこのタッチパネルは十分有効である。

- (5)HSIとNDに表示した情報に相違があり、乗員を混乱させた。

FMSを用いて航法を行う場合、FMSは乗員が設定した飛行ルートにしたがって、目標コース及び目標ウェイポイントを自動的に設定する。ND上のコースポイントは、FMSのコマンドによって自動的に回転し、目標コース及び飛行コースの偏差を正確に表示した。一方、HSIのコース・ポイントの設定は手動でのみしか行えないため、誤った目標コースのまま、飛行コースの偏差のみを表示することになってしまった。

本運航シミュレータでは、航法用の主要計器としてMPD-1にNDを1つ表示し、その補助として既存のHSIをそのまま流用した。また、高推力印加時には、MPD-2が前進させたスロットルレバーの陰に隠れ、視認性を低下させた。その結果、著者らの当初の意図とは反して、パイロットが頻繁にHSIを参照することになり表示情報の相違から混乱を与えてしまった。

表3 パイロット・コメントの要約

内容		コメント
パイロット・インターフェース	MPD	<ul style="list-style-type: none"> ・スイッチ入力の反応時間が遅い。 ・スイッチ入力の際にタッチパネルのポイントが、パイロットの意図した位置とずれてしまう。 ・MPD-2が、スロットルレバーの影に隠れ、見難い。 ・NDの表示内容が既存のHSIと矛盾し、混乱した。 ・各々のパイロットの正面にNDを配置すべきである。
	マウス	・タッチパネルよりも使いやすく、運航にも十分たえうる。
	FCU	・快適に操作できる。
	天井パネル	・スイッチのラベル表示が薄く、判読しづらい。
機能	オートパイロット/オートスロットル	・改善の余地はあるが、基本的な運航を行うには十分な機能を備えている。
	FMS	・自動運航を行うに十分である。
	機体搭載システム	・機体搭載システムの構成が不明確である。
運航可能性	ディスパッチ	・運航を行うに十分である。
	航空交通管制	・運航を行うに十分である。
	チェック・リスト	・運航を行うに十分である。
総合		・自動化コックピットでの基本的な運航が可能である。

(6)乗員は、機体システム構成の詳細部に関する情報量不足を指摘した。

ここでは、汎用航空機モデルの機体搭載システムを、第4世代航空機が共通に合わせ持つ機能を選択して設計した。しかし、インターフェース及び見かけ上の機能を模擬するのみで、バックアップシステムや機器の搭載位置などの詳細までは模擬しなかった。その結果、細部において、パイロットの想定しているシステムと設計された「汎用的な」機体搭載システムとの間に相違が生じてしまった。

一般に、汎用航空機モデルを用いた運航模擬においては、乗員は、各々の経験に基づいた運航に係わる固有の背景となる知識を持ち込むといえる。従って、汎用航空機モデルのシステムが、パイロットの基本的理解と矛盾していたり、システム構成が細部において不明確であると、乗員は適切な状況認識及び評価ができず、全運航のマネジメントができなくなってしまう。このことから、システムの構成及び状態に関する情報をパイロットに不足なく与えるために、より詳細な機体搭載システム構成設計に基づいたインターフェース及びマニュアルの開発が必要になる。

以上の検討(1)および(2)から、所期の目的である汎用航空機モデルの妥当性の検証および自動化コックピット内での運航環境の再現が達成できたと考えられる。また一方で、(3),(4),(5),(6)から今後の研究用運航シミュレータのあり方について以下の点が指摘される。

- (1)第4世代航空機の持つ機能の一層の標準化を行い、カテゴリーⅢの着陸能力を持つ汎用航空機モデルを詳細設計する必要がある。
- (2)グラス・コックピットにふさわしい統合計器を各パイロットの正面及び計器板中央に表示する必要がある。
- (3)表示モード変更などの単純操作のみが要求されるスイッチにはタッチパネルを利用した疑似インターフェースが有用であるが、迅速かつ正確なデータ入力が必要とされる、FMS-CDUなどのインターフェースにはスイッチ/ダイヤル式インターフェースを採用すべきである。
- (4)一方、現実のライン運航は、ほとんどが計器飛行方式で行われるため、高い能力を持った模擬視界装置は必ずしも必要でないと考えられる。モーションの模擬については、離着陸時のワークロードを増したり、タービュレンスなどで乗客の乗り心地を考えさせる程度のものがあれば有用であるといえる。
- (5)マニュアルや非通常操作手順を電子化情報として積極的に乗員に与えることで、汎用航空機モデルへの習熟時間を省くことができると考えられる。

このような示唆に基づき、運航シミュレータの拡充方針を以下のように設定することができた。今後、順次整

備を進める予定である。

- (1)正面計器パネルに6つのディスプレイを導入し、グラス・コックピット環境を整備する。両パイロットの正面にPFD及びNDを配置し、中央部にECAMを配置する。
- (2)FMS/CDU及び交信パネルインターフェースをタッチパネル・インターフェースからスイッチ/ダイヤル式インターフェースに更新する。
- (3)第4世代航空機のもつシステムを標準化し、今回のセットアップに基づいた、より詳細な汎用航空機モデルの設計を行う。
- (4)基本特性として用いる数学モデルを、大型旅客機のそれへ移行する。

なお、この評価実験の後には、ヒューマン・エラー・データ取得のための運航シミュレーションが行われた¹⁵⁾。運航中のヒューマン・エラー及びそれらの事象連鎖を抽出することができた。ヒューマン・エラーは、全てシミュレータの設計の問題点やタッチパネルなどの疑似インターフェースやシステムなどへの慣熟不足に起因するものであったが、そのようなヒューマンエラーから事象が連鎖してインシデントに及ぶことが観察された。この実験からも、この運航シミュレータがヒューマン・ファクタ研究用のツールとして利用可能であることが確認された。

4. おわりに

- (1)自動化コックピット内での運航模擬能力をもつシミュレータを試作した。
- (2)基本的な運航環境の再現性及び汎用航空機モデルの妥当性が乗員によって確かめられた。
- (3)汎用航空機モデルを採用し、システム構成を簡潔化したため、習熟時間の短縮化、シミュレータシステムの柔軟性化および開発コストの削減をはかることができた。
- (4)本運航シミュレータの開発計画として、ディスプレイ計器の採用、タッチパネル式インターフェースのスイッチ/ダイヤル化、詳細な汎用航空機モデル設計等の指針を得た。

本研究は科学技術庁の平成6年度及び7年度科学技術振興調整費による「システムと人間の調和のための人間特性に関する基礎的・基盤的研究」の一環として進められたものであり、本研究を推進するにあたってご助言をいただいた同研究推進委員会の方々に御礼申し上げます。

なお、本研究を行うに当たり当所制御部飛行シミュレーション研究室の支援を得たこと、機体の数学モデルは飛行実験部航法研究室岡田典秋主任研究官の提供によるものであることを付記する。

文 献

- 1) 航空安全におけるヒューマン・ファクターの調査研究報告書, 航空振興財団 (1994).
- 2) Ruffell Smith, H. P.; A Simulator Study of the Interaction of Pilot Workload With Errors, Vigilance, and Decisions, NASA TM 78482 (1979).
- 3) 船引浩平, 田中敬司; ヒューマンファクタ研究のための運航シミュレーション (Line Operational Simulation) 実験, 航技研資料 TM-667 (1994).
- 4) 川原弘靖, 岡部正典 他; 飛行シミュレーション試験設備, 模擬操縦席装置の構成及び機能, 性能, 航技研資料 TM-667 (1994).
- 5) Annon.; UNS-1 A Operator's Manual; Flight/Navigation Management Systems -Do228-200- (1987).
- 6) Annon.; 747-400 Training Guide, System Study Guide Flight Management System, Flight Crew Training Department, Japan Airlines (1989).
- 7) 田中敬司; 人間と機械の協調と調和－航空機を例に－, 計測と制御, Vol.32, No.3 (1993) pp.199-204.
- 8) Muraoka, K., Funabiki, K., Tanaka, K., Nakamura, M. and Terui, Y.; Development of a Line Operational Simulator for Research Purposes, Making it REAL CEAS Symposium on Simulation Technology (1995).
- 9) Anon.; Line Operational Simulations; Line-Oriented Flight Training, Special Purpose Operational Training, Line Operational Evaluation, FAA Advisory Circular AC-120-35 B (1990).
- 10) Lauber, J. K. and Clayton Foushee, H.; Guidelines for Line-Oriented Flight Training, NASA CP-2184 (1981).
- 11) Funabiki, K. and Tanaka, K.; A Line Operational Simulation for Human Factor Study, 32 nd Aircraft Symposium, (1994) pp.97-100.
- 12) Wiener, E. L., Kanki, B. G. and Helmreich, R. L.; Cockpit Resource Management, Academic Press (1993).
- 13) Hoekstra, J. M.; The 'Smart Software - Simple Hardware' Concept for Maximum Flexibility in Research Flight Simulation, AIAA Flight Simulation Technologies Conference, (1994) pp.129-134.
- 14) Pisanich, G., Lee, E. and Beck, L.; A Part-Task Simulator for Advanced Automation and Communications Research , AIAA Flight Simulation Technologies Conference (1994) pp.157-162.
- 15) Funabiki, K., Muraoka, K. and Tanaka, K.; A Flight Simulation for Human Error Study, AIAA Flight Simulation Technologies Conference (1995) pp.171-178.
- 16) McLean, D; Automatic Flight Control Systems, PRENTICE HALL (1990).

付録. 自動操縦システムの設計

目 次

記号	17
1. 制御対象の記述	17
1.1 飛行機の運動	17
1.2 初期条件	18
2. オートパイロット/ オートスロットル	19
2.1 ヨーダンパ	19
2.2 基本 (Basic)モード	20
2.3 昇降率(VS: Vertical Speed)モード	21
2.4 高度保持 (ALT HOL: Altitude Hold)モード	22
2.5 高度変更 (FLCH: Flight Level Change)モード	23
2.6 縦の航法 (VNAV: Vertical Navigation)モード	28
2.7 機首方位保持(HDG HOL: Heading Hold)モード	28
2.8 機首方位選択 (HDG SEL: Heading Select)モード	29
2.9 横の航法 (LNAV: Lateral Navigation)モード	30
2.10 ローカライザ (LOC: Localizer)モード	31
2.11 自動着陸 (LAND)モード	31
2.12 着陸復行 (GA: Go Around)モード	36
3. オートスロットル	37
3.1 速度保持 (SPD HOL: Speed Hold)モード	37
3.2 推力保持 (THR HOL: Thrust Hold)モード	38
4. 飛行管理システム (FMS: Flight Management System)	40
4.1 データ管理 (DATA: Data Management)機能	40
4.2 飛行計画管理 (FPL: Flight Plan Management)機能	40
4.3 性能管理 (PERF: Performance Management)機能	41
4.4 縦の航法 (VNAV: Vertical Navigation)機能	41
4.5 横の航法 (LNAV: Lateral Navigation)機能	42

記 号

x	: 状態ベクトル
y	: 出力ベクトル
u	: 入力ベクトル
A, B	: 状態マトリクス
ω	: 周波数
ζ	: 減衰係数
u	: x 軸方向速度
v	: y 軸方向速度
w	: z 軸方向速度
p	: ロール・レート
q	: ピッチ・レート
r	: ヨー・レート
ϕ	: ロール角
θ	: ピッチ角
φ	: ヨー角
δ	: 操舵量
X	: 外力の x 軸方向成分
Y	: 外力の y 軸方向成分
Z	: 外力の z 軸方向成分
L	: ロール・モーメント
M	: ピッチ・モーメント
N	: ヨー・モーメント
g	: 重力加速度
IAS	: 指示大気速度
h	: 高度
\dot{h}	: 昇降率
t	: 時間 s
l_{ch}	: レグ変更開始点
R_{min}	: レグ変更旋回半径
λ	: レグ変更角 deg
T	: 時定数
$N1$: エンジン・トルク %

添字

0	: 初期値
1	: 縦
2	: 横
e	: エレベータ
th	: スロットル
a	: エルロン
r	: ラダー
d	: ダッチロール
com	: コマンド
GP	: グライドパス
GS	: グライドスロープ

lim	: リミット値
min	: 最小値
VOR	: VOR
wpt	: ウェイポイント
err	: 誤差

1. 制御対象の記述

1.1 飛行機の運動

制御対象となる飛行機の基本特性には、航空宇宙技術研究所実験用航空機ドルニエ式 Do228-200 型機の数学モデルを用いた。機体の運動は機体軸座標系を用いて以下に示すように縦と横・方向の線形運動方程式によって記述した。

1.1.1 縦の運動

縦の運動は x, z 軸方向の力の釣り合い及び y 軸回りのモーメントの釣り合いによって表される。これを状態空間で表せば、

$$\dot{x}_1 = A_1 x_1 + B_1 u_1 \quad (1)$$

ただし、

$$x_1 = [u \ w \ q \ \theta]^T \quad (2)$$

$$u_1 = [\delta_e \ \delta_{th}]^T \quad (3)$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} X_u + \frac{X_\delta Z_u}{(1-Z_\delta)} X_\alpha + \frac{X_\delta Z_u}{(1-Z_\delta)} \frac{X_\delta (U_0 + Z_q)}{(1-Z_u)} - W_0 + X \frac{-X_\delta g \sin \theta}{(1-Z_\delta)} - g \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{(1-Z_\delta)} & \frac{Z_\alpha}{(1-Z_\delta)} & \frac{U_0 + Z_q}{(1-Z_\delta)} & \frac{-g \sin \theta_0}{(1-Z_\delta)} \\ M_u + \frac{M_\delta Z_u}{(1-Z_\delta)} & M_\alpha + \frac{M_\delta Z_\alpha}{(1-Z_\delta)} & \frac{M_\delta (U_0 + Z_q)}{(1-Z_\delta)} + Mq & \frac{-M_\delta g \sin \theta}{(1-Z_\delta)} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} + \frac{X_\delta Z_{\delta_e}}{(1-Z_\delta)} X_\alpha + \frac{X_\delta Z_{\delta_e}}{(1-Z_\delta)} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{(1-Z_\delta)} & \frac{Z_{\delta_{th}}}{(1-Z_\delta)} \\ M_{\delta_e} + \frac{M_\delta Z_{\delta_e}}{(1-Z_\delta)} & M_{\delta_{th}} + \frac{M_\delta Z_{\delta_{th}}}{(1-Z_\delta)} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

となる。

1.1.2 横・方向の運動

横・方向の運動は、y 軸方向の力の釣り合い、x, z 軸回



付図1 ドルニエ式 Do228-200 型機

りのモーメントの釣り合いによって表される。これを状態空間で表せば,

$$\dot{x}_2 = A_2 x_2 + B_2 u_2 \quad (6)$$

ただし,

$$x_2 = [v \ p \ r \ \phi]^T \quad (7)$$

$$u_2 = [\delta_a \ \delta_r]^T \quad (8)$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{(1-Y_i)} & \frac{W_0 + Y_p}{U_0 (1-Y_i)} & \frac{g}{U_0 (1-Y_i)} & \frac{Y_r - U_0}{U_0 (1-Y_i)} \\ L_v' + L_i' \frac{Y_v}{(1-Y_i)} & L_p' + L_i' \frac{W_0 + Y_p}{U_0 (1-Y_i)} & L_v' \frac{g}{U_0 (1-Y_i)} & L_r' + L_i' \frac{Y_r - U_0}{U_0 (1-Y_i)} \\ 0 & 1 & 0 & \tan \theta_0 \\ N_v' + N_i' \frac{Y_v}{(1-Y_i)} & N_p' + N_i' \frac{W_0 + Y_p}{U_0 (1-Y_i)} & N_v' \frac{g}{U_0 (1-Y_i)} & N_r' + N_i' \frac{Y_r - U_0}{U_0 (1-Y_i)} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta a}}{U_0 (1-Y_i)} & \frac{Y_{\delta r}}{U_0 (1-Y_i)} \\ L_{\delta a}' + L_i' \frac{Y_{\delta a}}{U_0 (1-Y_i)} & L_{\delta r}' + L_i' \frac{Y_{\delta r}}{U_0 (1-Y_i)} \\ N_{\delta a}' + N_i' \frac{Y_{\delta a}}{U_0 (1-Y_i)} & N_{\delta r}' + N_i' \frac{Y_{\delta r}}{U_0 (1-Y_i)} \end{bmatrix} \quad (10)$$

となる。

1.2 初期条件

制御系設計の初期条件として、巡航及び進入の2形態を選択した。巡航及び進入形態での諸元を付表1に示す。

巡航形態における状態方程式の各パラメータは,

付表1 巡航及び進入形態

飛行形態	巡航	進入
重量	5,700 (kg)	5,700 (kg)
機体重心位置	28.0 %MAC	28.0 %MAC
高度	1,525 m (5,000 ft)	305 m (1,000 ft)
等価大気速度	823 m/s (160 kt)	49.4 m/s (96 kt)
飛行経路角	0 deg	3 deg
フラップ角	Up	One (=5 deg)
降着装置	Up	Down

縦は,

$$A_{10} = \begin{bmatrix} -0.0235 & 0.1182 & -1.9867 & -9.7974 \\ -0.1853 & -1.4377 & 86.4159 & -0.2238 \\ -0.0028 & -0.0512 & -2.5426 & 0.0016 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$B_{10} = \begin{bmatrix} 0.1861 & 1.0410 \\ -8.0977 & -0.0562 \\ -7.5507 & -0.0014 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

横・方向は,

$$A_{20} = \begin{bmatrix} -0.2530 & 0.0211 & 0.1105 & -0.9909 \\ -6.9065 & -5.0100 & 0 & 1.2660 \\ 0 & 1 & 0 & 0.0230 \\ 3.8655 & -0.0106 & 0 & -0.6500 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$B_{20} = \begin{bmatrix} 0 & 0.0579 \\ -19.440 & -2.0800 \\ 0 & 0 \\ 0.1420 & -3.9800 \end{bmatrix} \quad (14)$$

となる。

また、進入の形態における状態方程式の各パラメータは,

$$A_{10} = \begin{bmatrix} -0.0287 & 0.2161 & -6.3458 & -9.7706 \\ -0.2581 & -0.9363 & 48.2650 & -0.7617 \\ -0.0100 & -0.0603 & -1.6108 & 0.0062 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$B_{20} = \begin{bmatrix} 0.4101 & 2.8190 \\ -3.1176 & -1.0614 \\ -2.7845 & -2.7845 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

横・方向は,

$$A_{20} = \begin{bmatrix} -0.1505 & 0.1282 & 0.1967 & -0.9899 \\ -2.1907 & -3.3000 & 0 & -1.6780 \\ 0 & 1 & 0 & 0.0785 \\ 0.9890 & -0.1706 & 0 & -0.3970 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$B_{20} = \begin{bmatrix} 0 & 0.0372 \\ -7.660 & 0.7660 \\ 0 & 0 \\ 0.1548 & -1.4200 \end{bmatrix} \quad (18)$$

となる。

2. オートパイロット/オートスロットル

以下において、モードの「エンゲージ」とは、オートパイロット/オートスロットル・システムが、当該モード論理に基づいて制御量を計算していることを表す。また、「アーム」とは、当該モードが選択されているが、別のモードが「エンゲージ」されている状態を示す。このとき、モード論理に示された条件がととのえば、当該モードが「エンゲージ」される。たとえば、ローカライザ信号受信

前にFCUのLOCスイッチを押すと、ローカライザ・モードは「アーム」される。機体がローカライザ信号を受信すると、ローカライザ・モードは自動的に「エンゲージ」される。また、モードの「デイスエンゲージ」とは、パイロットの意図あるいはモード論理に基づいて、当該モードが解除されることを意味する。

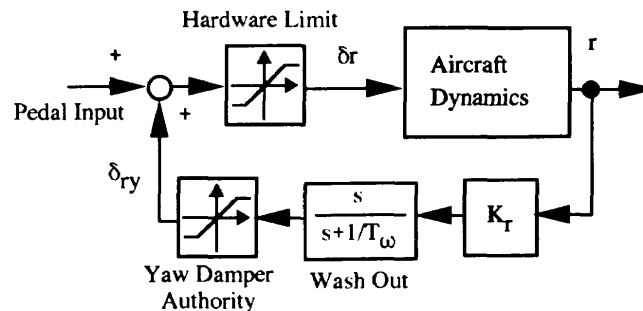
2.1 ヨーダンパ

Do228-200機のダッチ・ロール・モード特性を、MIL-F-8785Cのダッチ・ロール・モードに関する飛行性基準と比較すると、付表2に示すとおり、巡航及び進入形態のどちらにおいても減衰係数がLevel1の基準を満たしていない。したがって、この特性をヨーダンパによって改善した。

ヨーダンパのブロック線図を付図2に、又、設計パラメータ及び性能を付表3及び4に示す。ヨーダンパのフィードバック・ループはウォッシュ・アウト及びオーソリティ・リミッタを含む。ヨーダンパからのラダー入力とペダルからの操舵量は線形結合されるものとし、ヨーダンパのオーソリティを50%に設定した。付図3に、ヨーダンパの時間応答を示す。

付表2 ダッチ・ロール・モードに関する飛行性

	MIL-8785C Level 1			Do228-200		
	ω_{dmin} rad/s	$(\omega_d \zeta_d)_{min}$ rad/s	ζ_{dmin}	ω_d rad/s	$\omega_d \zeta_d$ rad/s	ζ_d
巡航	0.08	0.10	0.4	2.04	0.45	0.22
進入	0.08	0.15	0.4	1.16	0.35	0.30



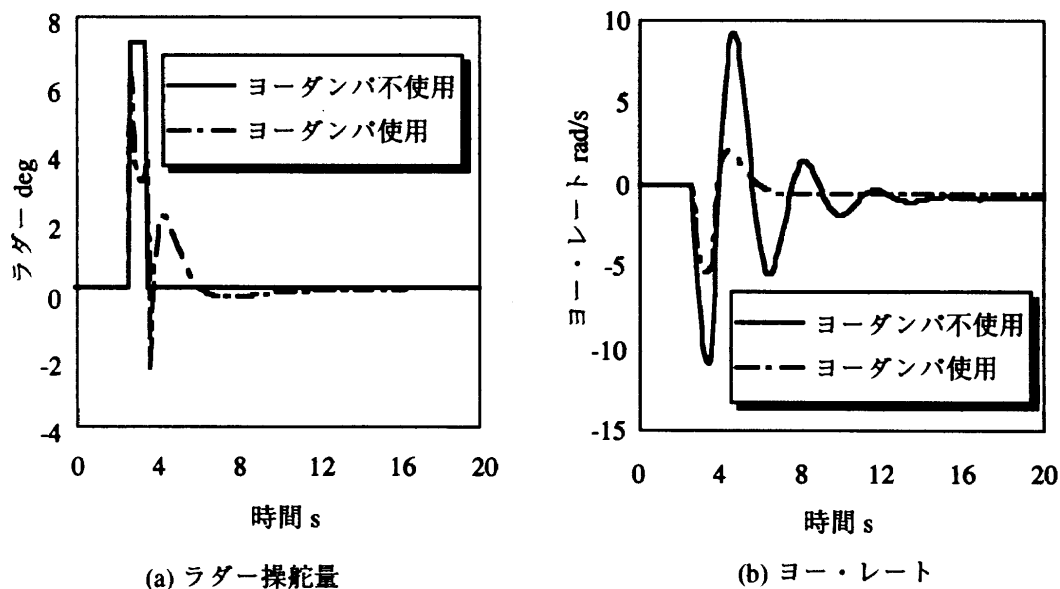
付図2 ヨーダンパのパラメータ

付表3 ヨーダンパのパラメータ

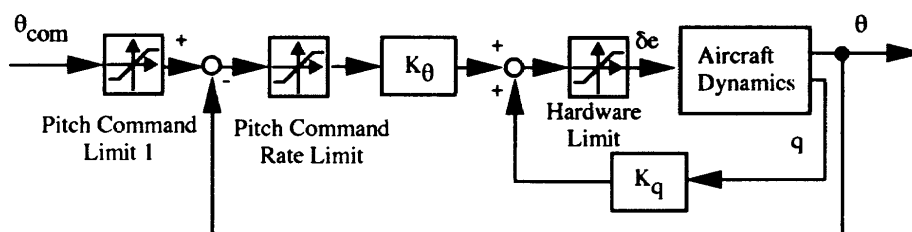
K_r	0.8
T_ω	6.0 sec
Yaw Damper Authority	$-10 < \delta_{ry} < 10$ deg
Rudder Hardware Limit	$-20 < \delta_r < 20$ deg

付表4 ヨーダンパの性能

	ω_{dy} rad/s	$\omega_{dy} \zeta_{dy}$ rad/s	ζ_{dy}
巡航	2.12	1.99	0.94
進入	1.22	0.92	0.75



付図3 ヨーダンパ時間応答
($V_0 = 823 \text{ m/s}$ (160 kt), $H_0 = 1,525 \text{ m}$ (5,000ft))



付図4 ピッチ保持ループ

付表5 ピッチ保持ループのパラメータ

K_θ	$-1.74 \frac{5.10s+1}{731.6s+1}$
K_q	0.4 sec
Elevator Hardware Limit	$-30 < \delta e < 25$ deg
Pitch Command Limit 1	$-20 < \theta_{com} < 20$ deg
Pitch Command Rate Limit	$-5 < \Delta \theta < 5$ deg

付表6 ピッチ保持ループの性能

	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
巡航	-1.5	6.6	8.0
進入	-4.0	17.0	8.0

2.2 オートパイロット基本 (Basic)モード

オートパイロット基本モードは、エレベータ、エルロン及びラダー入力によって、モードをエンゲージした際の機体ピッチ及びロール姿勢を保持する機能を持つ。

2.2.1 ピッチ保持ループ (Pitch Hold Loop)

ピッチ保持ループのブロック線図を付図4に示す。このループにはエレベータ・アクチュエータのハードウェア・リミット、ピッチ・コマンド・リミットおよびピッチレート・リミットのための誤差リミットが含まれる。付表5にピッチ保持ループの設計パラメータを、また付表6に得られた性能を示す。

2.2.2 ロール保持ループ (Roll Hold Loop)

付図5にロール保持ループのブロック線図を示す。ロール角への制御入力にはエルロンを用い、連成として生ずる横滑り抑制のためにラダーを用いた。

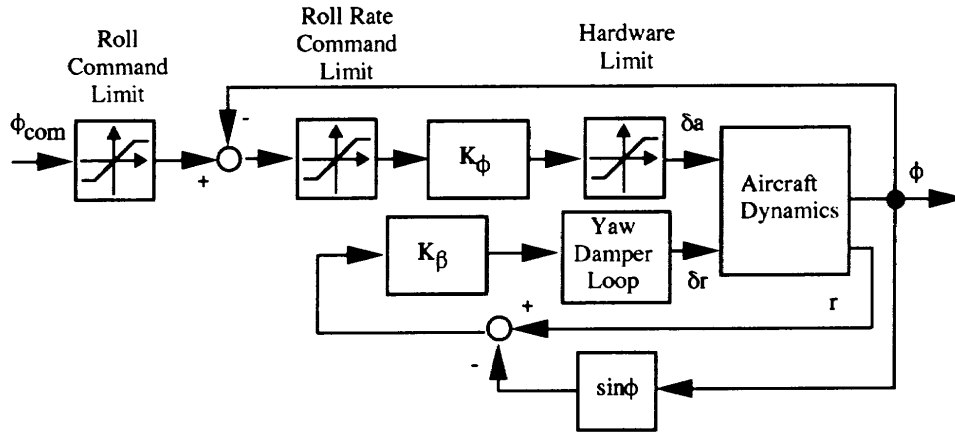
横力の線形方程式は(6)式より

$$\dot{\beta} + r - \frac{W_0}{U_0} p - \frac{g}{U_0} \cos \Theta_0 \phi = \frac{Y_{\delta r}}{U_0} \delta r \quad (19)$$

となる。

従って、横滑り抑制のためには、

$$\dot{\beta} = -r + \frac{W_0}{U_0} p - \frac{g}{U_0} \cos \Theta_0 \phi = 0 \quad (20)$$



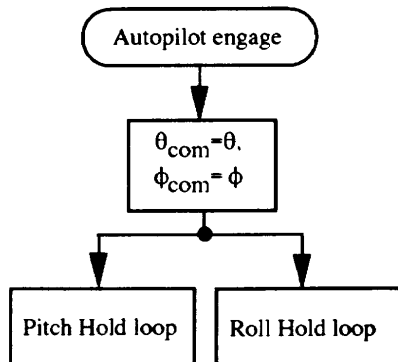
付図5 ロール保持ループ

付表7 ロール保持ループのパラメータ

K_ϕ	-0.5
K_β	0.5 sec
Ailron Hardware Limit	$-21 < \delta a < 22$ deg
Roll Command Limit	$-30 < \phi_{com} < 30$ deg
Roll Command Rate Limit	$-5 < \Delta\theta < 5$ deg

付表8 ロール保持ループの性能

	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
巡航	0.0	1.2	—
進入	6.0	3.1	—



付図6 オートパイロット基本モード論理

とすればよいので、水平定常旋回を行うためには、

$$r = \frac{g}{U_0} \phi \quad (21)$$

を満たすようにラダー入力を加えればよい。

付表7にロール保持ループの制御パラメータを、また付表8に得られた性能を示す。

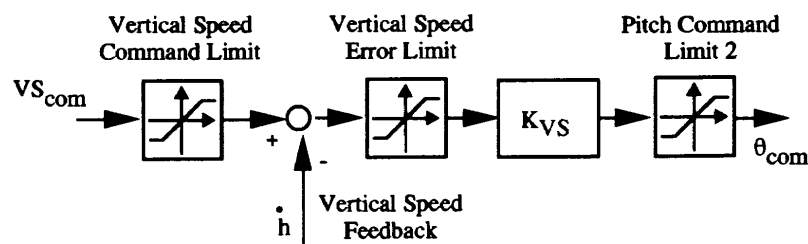
2.2.3 オートパイロット基本モード論理

付図6にオートパイロット基本モード論理を示す。前述のとおり、オートパイロット基本モードは、オートパイロットをエンゲージし、他のモードがエンゲージされていないければ、エンゲージした際のピッチ及びロール姿勢を保持する。

2.3 昇降率 (VS: Vertical Speed)モード

2.3.1 昇降率保持ループ

昇降率保持ループはピッチ姿勢保持ループの外側にあり、昇降率フィードバック信号を用いて、制御入力となるピッチ・コマンドを計算し、ピッチ姿勢保持ループへコマンドを印加する。このループには、昇降率コマンド・リミッタ、ピッチ姿勢コマンド・リミッタ及びピッチ・コマンドへのレートリミッタとなる昇降率誤差リミッタが含まれる（付図7）。付表9及び10にそれぞれコントローラのパラメータ及び性能を示す。



付図7 昇降率保持ループ

付表9 昇降率保持ループのパラメータ

K_{VS}	$\frac{0.06 \cdot (7.519s+1)}{7524.0s+1}$ deg·s/m
Vertical Speed Command Limit	$-30.5 < v_{scom} < 30.5$ (-6,000 ft) (6,000 ft) m/s
Vertical Speed Error Limit	$-5.1 < \Delta v_s < 5.1$ (-1,000 ft) (1,000 ft) m/s
Pitch Command Limit 2	$-10 < \theta_{com} < 10$ deg

付表10 昇降率保持ループの性能

	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
巡航	0.01	39	——
進入	0.05	124	——

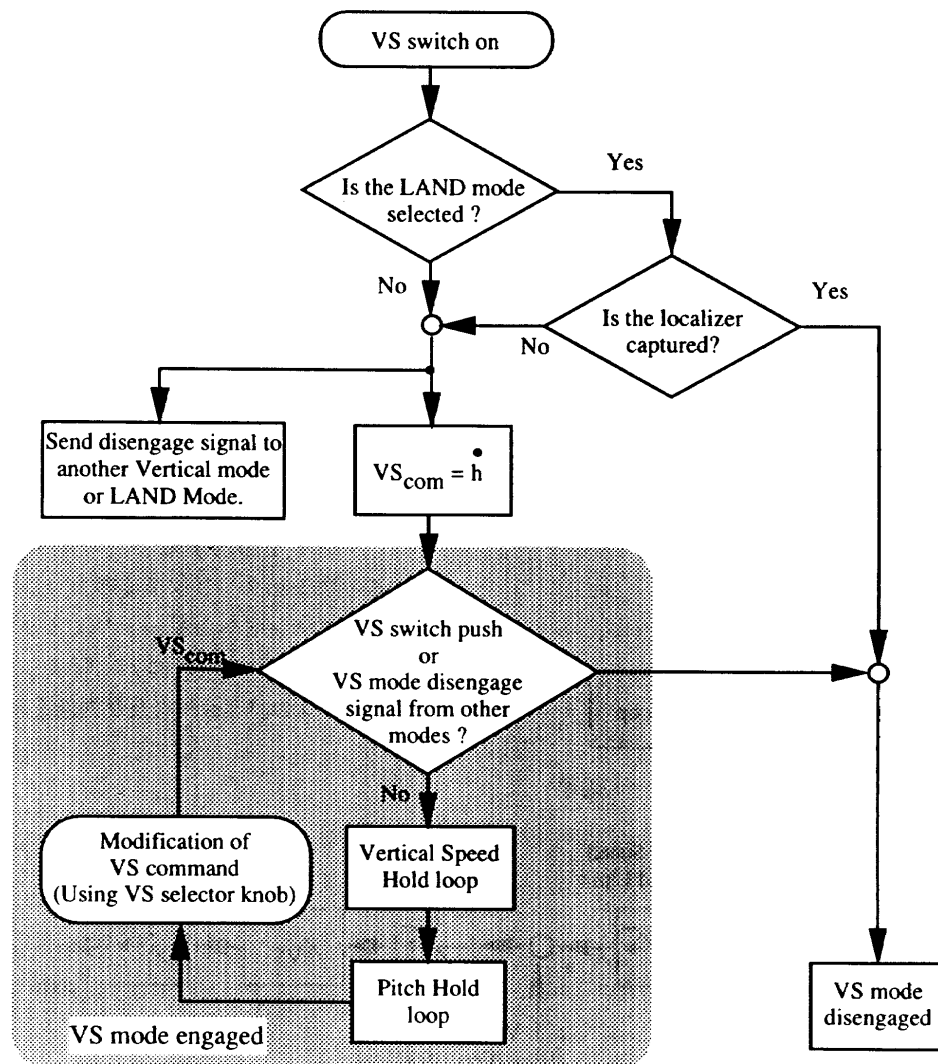
2.3.2 昇降率 (VS)モード論理

付図8にVSモード論理のフローチャートを示す。VSモードは、自動着陸(LAND)モードがエンゲージされているかあるいは、LANDモードがローカライザを受信した状態でアームされている場合以外に新たにエンゲージすることができる。VSモードがエンゲージされると縦のオートパイロットがVSモードに切り替わり、機体昇降率はエンゲージした際の値に保持される。その後、昇降率コマンドノブ(Vertical Speed Command Knob)を用いてコマンドを100 ft/min 刻みで変更することができる。付図9にVSモードの応答特性を示した。

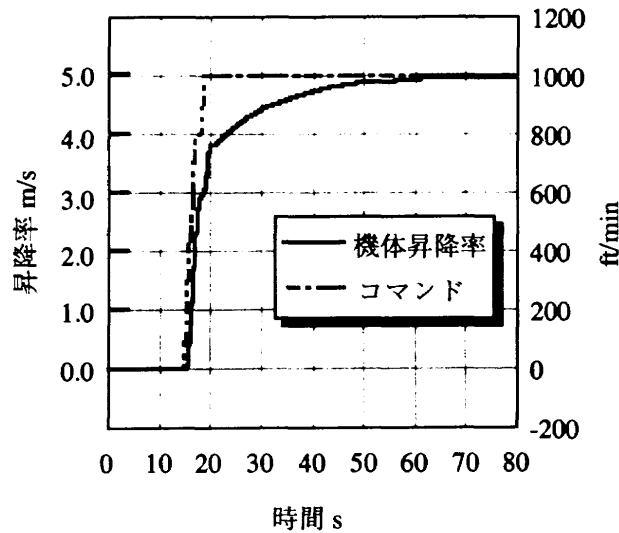
2.4 高度保持 (ALT HOL: Altitude Hold)モード

2.4.1 高度保持ループ

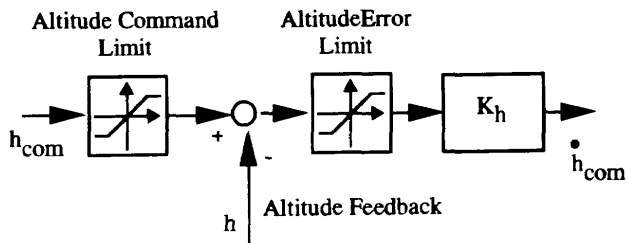
付図10に高度保持ループのブロック線図を示す。高度保持ループは、高度フィードバック信号を用いて昇降率コマンドを算出し、昇降率保持ループへ印加する。この



付図8 昇降率 (VS) モード論理



付図9 昇降率 (VS) モード・ステップ応答
($V_0 = 823 \text{ m/s (160 kt)}$, $H_0 = 1,525 \text{ m (5,000 ft)}$)



付図10 高度保持ループ

付表11 高度保持ループのパラメータ

K_h	2.0 /min
Altitude Command Limit	$-305 < h_{com} < 7,625$ (-1,000 ft) (25,000 ft) m
Altitude Error Limit	$-305 < \Delta h < 305$ (-1,000 ft) (1,000 ft) m

付表12 高度保持ループの性能

	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
巡航	0.0	27	2.7
進入	0.0	84	8.4

ループには、高度コマンドリミッタ、昇降率コマンドリミッタおよび昇降率コマンドのレート・リミットとなる高度誤差リミッタが含まれる。

高度保持コントローラのゲインは、このループが ALT HOL モード(2.5 節)のレベルオフ・フェーズにおいて用いられるため、以下に示すようなマニュアル・オペレーションにおけるレベルオフ手順を考慮して決定した。

Do228-200 型機での上昇(降下)は、定常上昇(降下)

時の昇降率を $VS_0 \text{ m/s}$ ($VS_0' \text{ ft/min}$) とすれば、目標昇降率を $VS_{com} = \Delta h / (h_{com} - h) / 30 \text{ m/s}$ ($VS_{com}' = \Delta h' / \text{ft/min}$) としながら、目標高度 h_0 の $\Delta h_0 \text{ m} = 30 VS_0 \text{ m}$ ($\Delta h_0' = \frac{VS_0'}{2} \text{ ft}$) 手前からレベルオフを行う。ここでは定常上昇率を $\pm 5.1 \text{ m/s}$ (1000 ft/min) すなわち、目標高度の 152.5 m (500 ft) 手前からレベルオフを開始するものとしてゲインを決定した。

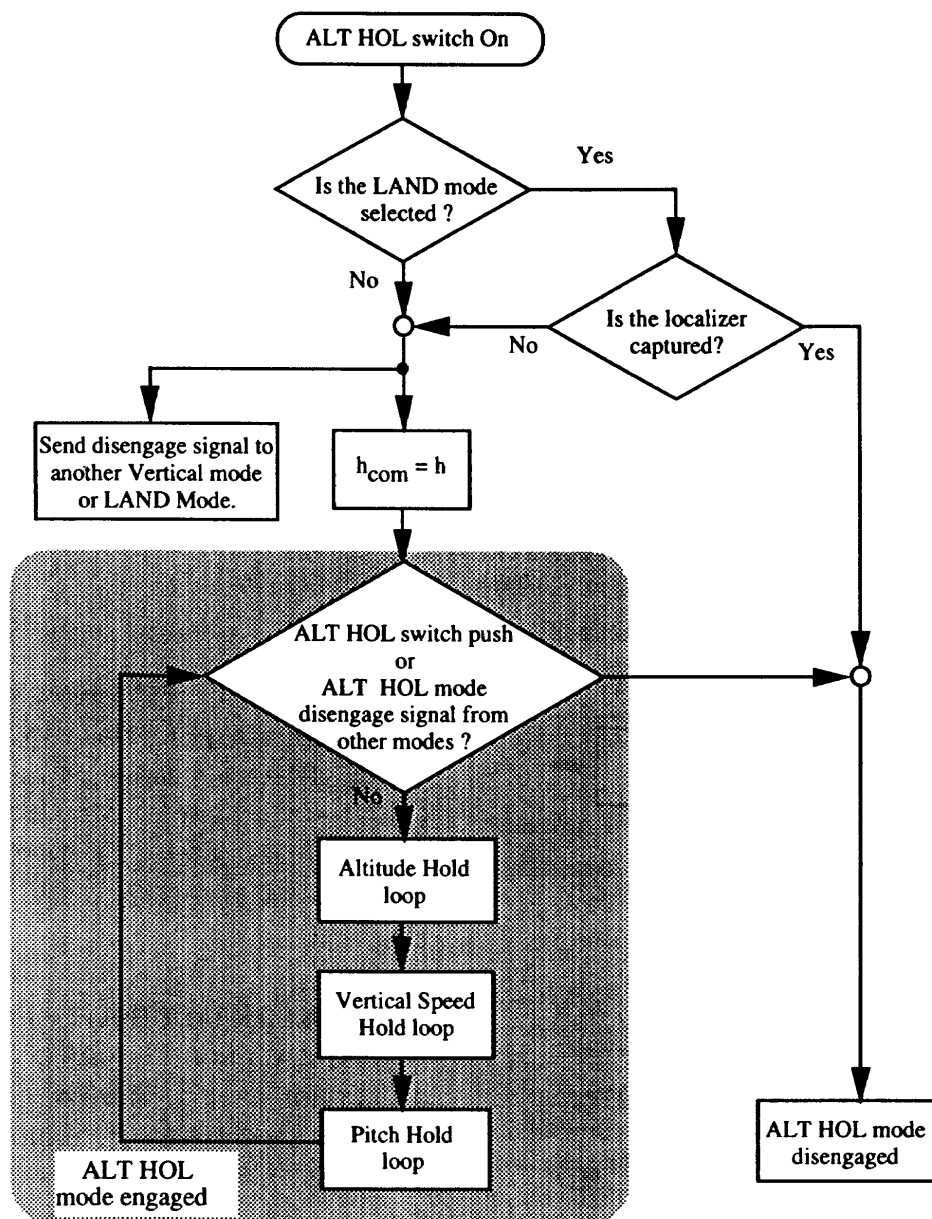
2.4.2 高度保持 (ALT HOL)モード論理

付図11に ALT HOL モード論理のフローチャートを示す。ALT HOL モードは、自動着陸 (LAND) モードがエンゲージされているかあるいは、LAND モードがローカライズを受信した状態でアームされている場合以外に新たにエンゲージすることができる。ALT HOL モードがエンゲージされると縦のオートパイロット・モードが ALT HOL モードに切り替わり、機体高度がエンゲージした際の値に保持される。

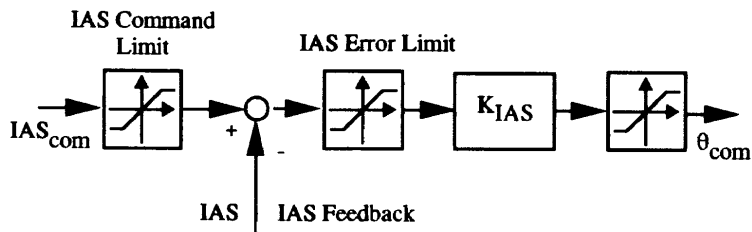
2.5 高度変更 (FLCH: Flight Level Change)モード

2.5.1 指示対気速度 (IAS: Indicated Air Speed) 保持ループ

付図12に指示対気速度保持ループのブロック線図を示す。指示対気速度保持ループはピッチ姿勢保持ループの外側ループを形成する。すなわち、指示対気速度フィードバック信号を用いてピッチコマンドを算出し、ピッチ姿勢保持ループへ印加する。このループには、指示対気速度コマンド・リミッタ、ピッチ・コマンド・リミッタおよびピッチ・コマンドのレート・リミットとなる指示対気速度誤差リミッタが含まれる。付表13, 14に指示対気速度保持ループの制御パラメータ及び性能を示す。



付図 11 高度保持 (ALT HOL) モード論理



付図 12 指示対気速度保持ループ

2.5.2 高度変更 (FLCH)モード論理

付図 13 に FLCH モード論理のフローチャートを示す。
FLCH モードは自動着陸 (LAND) モードがエンゲージされ

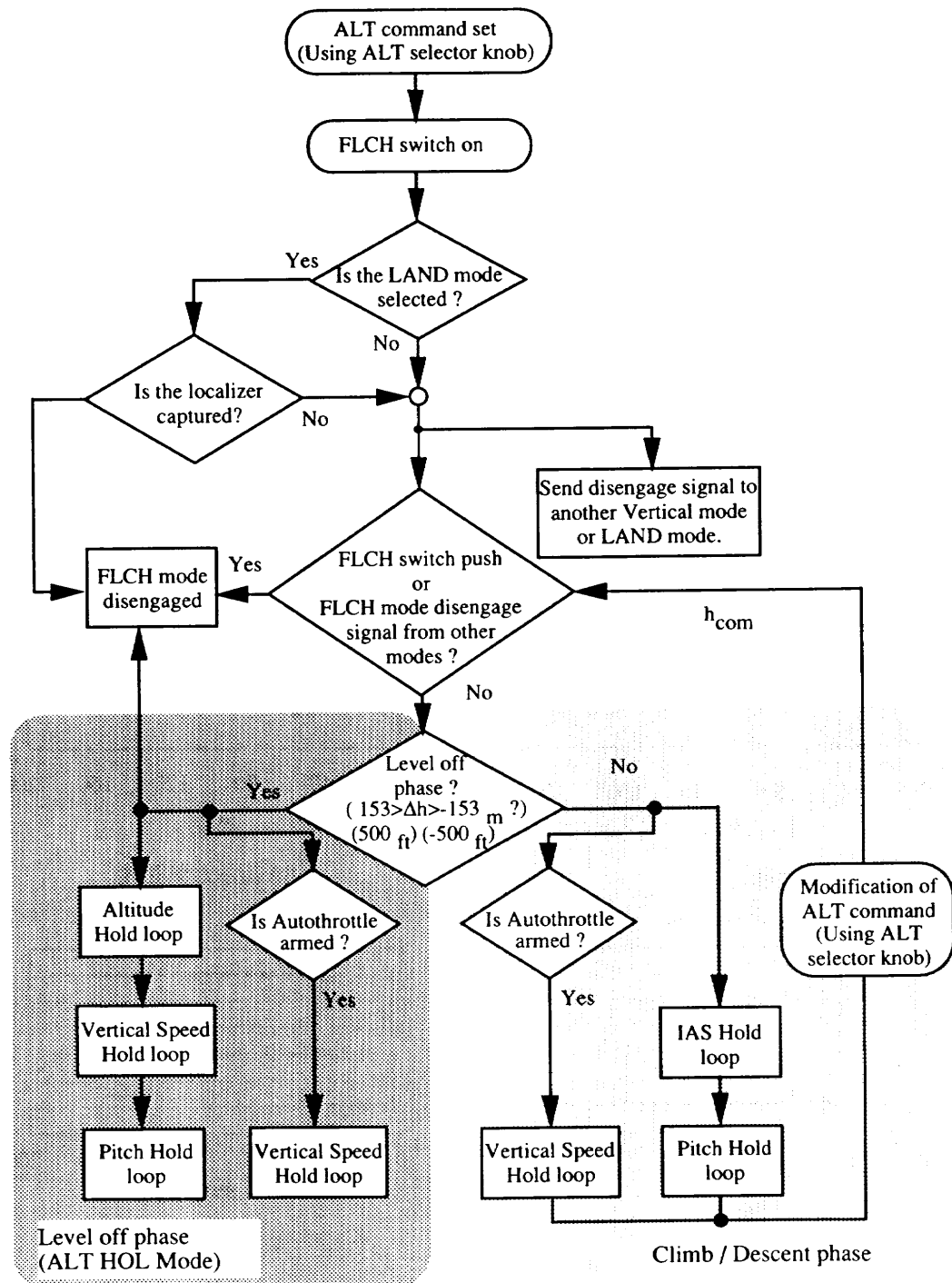
ているかあるいは、LAND モードがローカライザを受信した状態でアームされている場合以外に新たにエンゲージすることができる。パイロットは高度セレクトでコマンド高度を入力する。FLCH モードがエンゲージされると

付表 13 指示対気速度保持ループ・パラメータ

K_{IAS}	$-3000 \frac{24.4s+1}{595s+1} \text{ deg/m}$
Pitch Command Limit 2	$-10 < \theta_{com} < 10 \text{ deg}$
IAS Error Limit	$-15.4 < \Delta IAS < 15.4$ (-30 kt) (30 kt) m/s
IAS Command Rate Limit	$41.2 < IAS_{com} < 103$ (80 kt) (200 kt) m/s

付表 14 指示対気速度保持ループ性能

	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
巡航	0.2	4.7	4.0
進入	2.0	18	—



付図 13 高度変更 (FLCH) モード論理

縦のオートパイロット・モードがFLCHモードに切り替わる。システムは現在の機体高度と設定高度の差から、上昇、降下及びレベルオフのフェーズを判定しエンゲージすべきループを選択する。すなわち、現在の高度を h m (h' ft)、目標高度 h_{com} m (h'_{com} ft)とおくと、上昇、降下及びレベルオフのフェーズは以下のように定義される。

(1) 上昇フェーズ

$h_{com} - h > 152.5$ m (500 ft) の場合を上昇フェーズと定義する。このとき、指示対気速度保持ループ及び（オートスロットルがアームされているならば）オートスロットル推力保持ループをエンゲージし、それぞれ上昇速度及び上昇推力コマンドを印加する。このコマンドは巡航、進入の飛行フェーズに応じてFMSが算出する。（4.3および4.4節に飛行フェーズ及びコマンド算出の論理を示した。）パイロットは、FMSから印加された指示対気速度コマンドをFCU上の速度セレクタを用いて変更することができる。

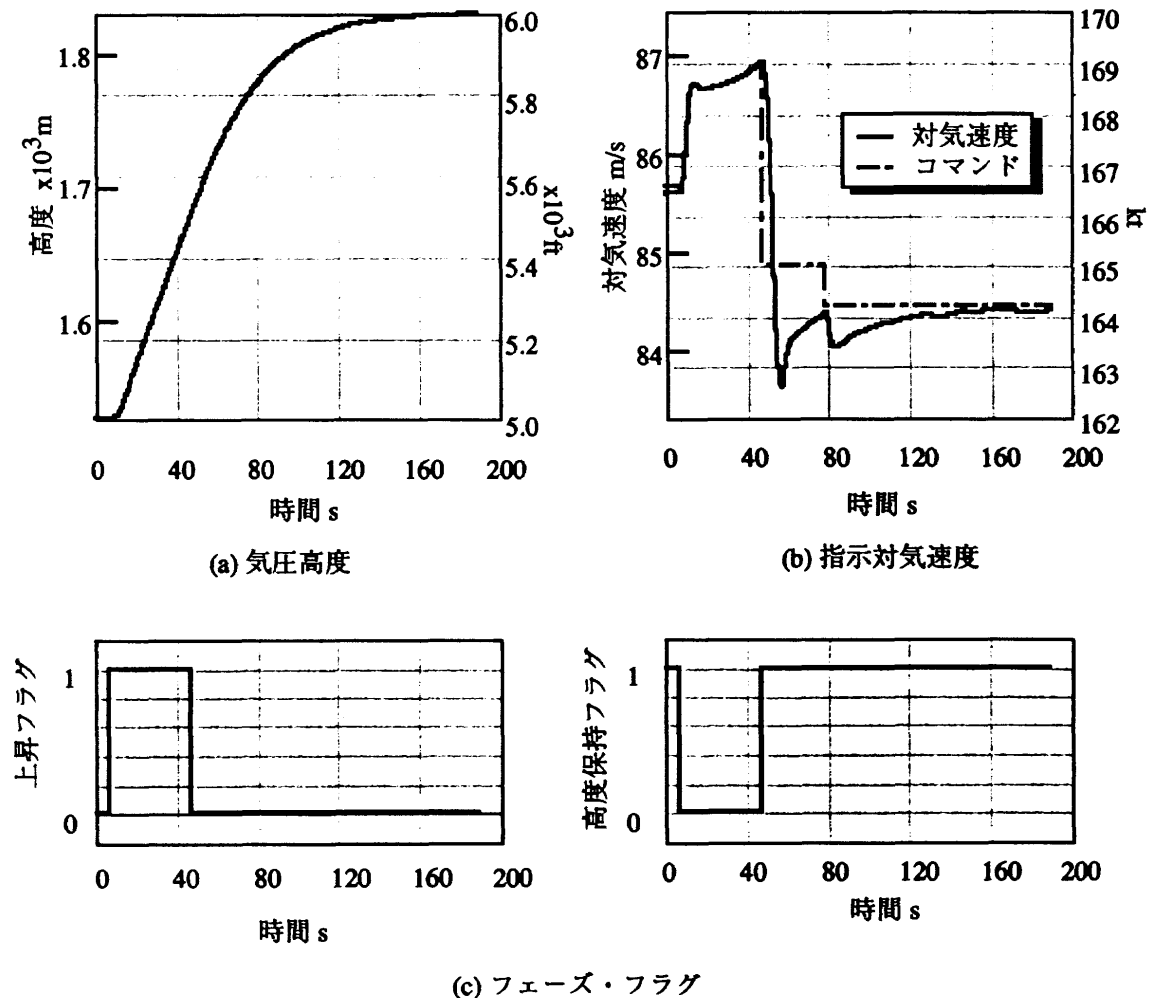
(2) 降下フェーズ

$h_{com} - h < -152.5$ m (−500ft) の場合を、降下フェーズと定義する。このとき、高度保持ループ及び（オートスロットルがアームされているならば）オートスロットル速度保持ループをエンゲージし、それぞれ高度コマンド(h_{com})及び速度コマンドを印加する。FMSは、巡航速度あるいは進入速度を飛行フェーズに応じて印加する。パイロットは、FMSから印加された速度コマンドを速度セレクタを用いて変更することができる。付図14にFLCHモードの応答特性を示した。

ズと定義する。このとき、指示対気速度保持ループ及び（オートスロットルがアームされているならば）オートスロットル推力保持ループをエンゲージし、それぞれ降下速度及び降下推力コマンドを印加する。それぞれのコマンドは巡航、進入の飛行フェーズに応じてFMSが算出する。パイロットは、FMSが印加した指示対気速度コマンドをFCU上の速度セレクタを用いて変更することができる。

(3) レベルオフ・フェーズ

152.5 m (500 ft) $> h_{com} - h > -152.5$ m (−500 ft) の場合を、レベルオフ・フェーズと定義する。このとき、高度保持ループ及び（オートスロットルがアームされているならば）オートスロットル速度保持ループをエンゲージし、それぞれ高度コマンド(h_{com})及び速度コマンドを印加する。FMSは、巡航速度あるいは進入速度を飛行フェーズに応じて印加する。パイロットは、FMSから印加された速度コマンドを速度セレクタを用いて変更することができる。付図14にFLCHモードの応答特性を示した。



付図14 高度変更 (FLCH) モード時間応答 (巡航上昇)
 $(H_0 = 1,525$ m (5,000ft), $H_{com} = 2,440$ m (8,000ft), $V_0 = 823$ m/s (160 kt))

2.6 縦の航法 (VNAV: Vertical Navigation)モード

2.6.1 縦の航法 (VNAV)モード論理

VNAV モードは FLCH モードと同様のフィードバック・ループを利用する。フィードバック・ループに印加されるコマンドは、パイロットの設定した縦の飛行経路にしたがって、FMS の縦の航法 (VNAV) 機能が算出する。これらの詳細は 4.5 節に示す。

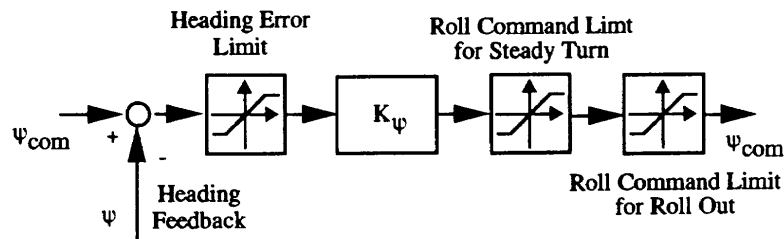
2.7 機首方位保持 HDG HOL: Heading Hold)モード

2.7.1 機首方位保持ループ

付図 15 に機首方位保持ループを示す。機首方位保持ル

ープはロール姿勢保持ループの外側ループを構成する。すなわち、機首方位フィードバック信号を用いて、制御入力となるロール・コマンドを計算し、ロール姿勢保持ループへコマンドを印加する。このループには、2つのロール姿勢コマンド・リミッタ及びロール・コマンドへのレート・リミッタとなる機首方位誤差リミッタが含まれる。

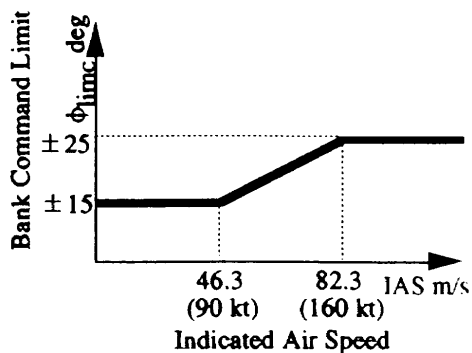
コントローラは、巡航及び進入形態それぞれにおけるゲインを決定し、対気速度によってスケジューリングした。また、2つのロール・コマンド・リミッタは定常旋回のためのリミッタとロール・アウトのためのリミッタである。定常旋回用のリミッタは巡航及び進入形態でのタ



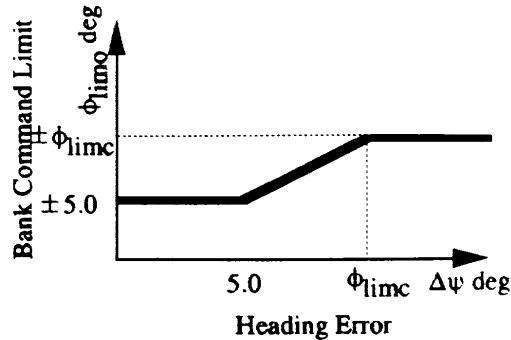
付図 15 機首方位保持ループ

付表 15 機首方位保持ループ性能

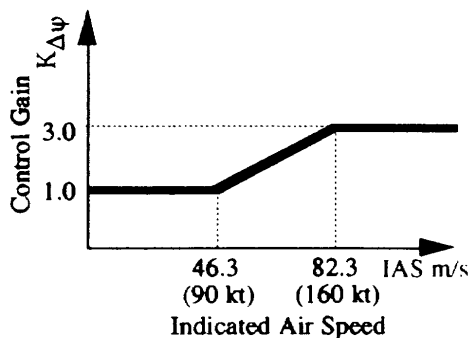
	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
巡航	0.0	7.7	—
進入	0.0	12	—



(1) 定常旋回用リミッタ



(2) ロール・アウト用リミッタ



(3) コントロール・ゲイン

Heading Error Limit
$-45 < \Delta\psi < 45$ deg

付図 16 機首方位保持ループ・パラメータ

イム・ターンを仮定し、対気速度によってスケジューリングした。ロール・アウト用のリミッタは、ロール・アウトのタイミングをマニュアル・オペレーションと類似させるように設定した。すなわち、機首方位と機首方位コマンドの差が定常旋回時のロール角と等しくなったときにロール・アウトを開始し、機首方位誤差に比例して姿勢を水平に遷移させた。付図 16 及び付表 15 にコントローラのパラメータ及び性能を示す。

2.7.2 機首方位保持 (HDG HOL)モード論理

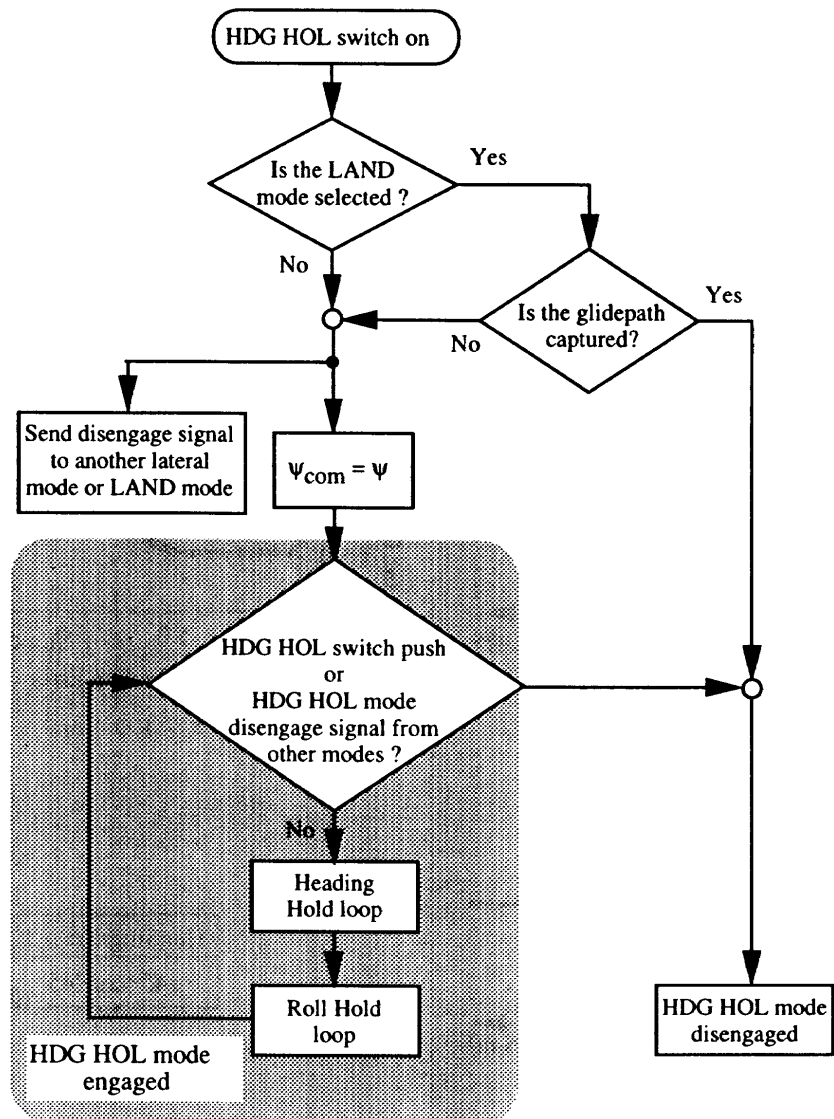
付図 17 に HDG HOL モード論理のフローチャートを示す。HDG HOL モードは自動着陸 (LAND)モードがエンゲージされているかあるいは、LAND モードがグライドスロープを受信した状態でアームされている場合以外に新たにエンゲージすることができる。HDG HOL モードがエンゲージされると横のオートパイロットが HDG HOL モー

ドに切り替わる。機首方位はエンゲージした際の値に保持される。

2.8 機首方位選択 (HDG SEL: Heading Select)モード

2.8.1 機首方位選択 (HDG SEL)モード論理

付図 18 に HDG SEL モード論理のフローチャートを示す。HDG SEL モードは機首方位保持ループを使用して、パイロットの入力した機首方位コマンドに追従させる。HDG SEL モードは自動着陸 (LAND)モードがエンゲージされているかあるいは、LAND モードがローカライザを受信した状態でアームされている場合以外に新たにエンゲージすることができる。HDG SEL モードがエンゲージされると横のオートパイロットが HDG SEL モードに切り替わる。付図 19 に HDG HOL モード及び HDG SEL モードの応答特性を示す。



付図 17 機首方位保持 (HDG HOL) モード論理

2.9 横の航法(LNAV: Lateral Navigation)モード

2.9.1 VOR カップル・ループ

VOR カップル・ループは付図 20 に示すように、所望のコースを捕捉して VOR へ誘導制御する。このループのブロック線図を付図 21 に示す。このループは、機首方位保持ループの外側を形成する。このループでは、目標コースを機首方位保持ループに直接印加するとともに、コース誤差信号を用いてコースの修正を行う。コース・カット・リミットは、45 deg に設定し、コントロール・ゲインは VOR からの距離 (DME) でスケジューリングした。付図 22 に VOR カップル・ループのパラメータを示す。

2.9.2 横の航法 (LNAV)モード論理

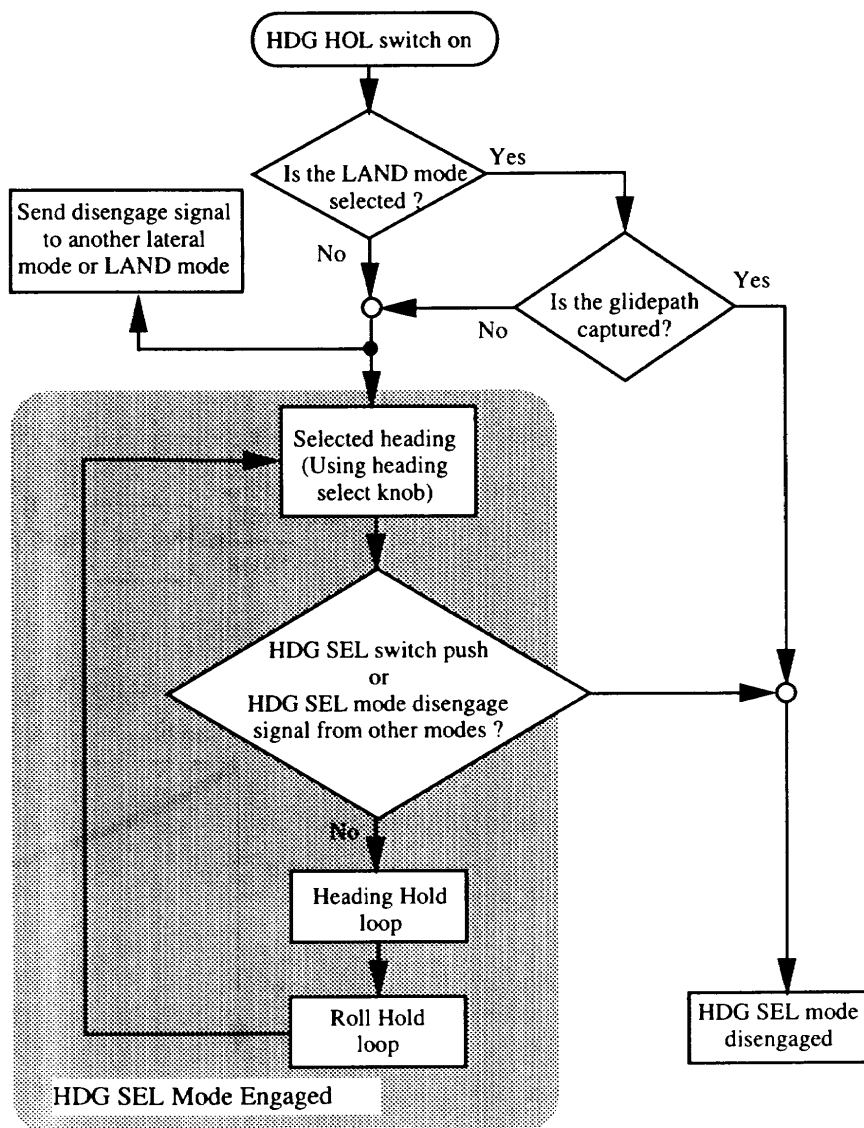
LNAV モードは、パイロットが FMS で入力した飛行ルートにしたがって航法を行う。付図 23 にこのモードのフローチャートを示す。FMS が算出した飛行コース及び目

標ウェイポイントが、VOR カップル・ループに印加される。横の航法に関する FMS の機能は 4.5 節に示す。LNAV モードは自動着陸 (LAND) モードがエンゲージされているかあるいは、LAND モードがローカライザを受信した状態でアームされている場合以外に新たにエンゲージすることができる。LNAV モードがエンゲージされると横のオートパイロットが LNAV モードに切り替わる。

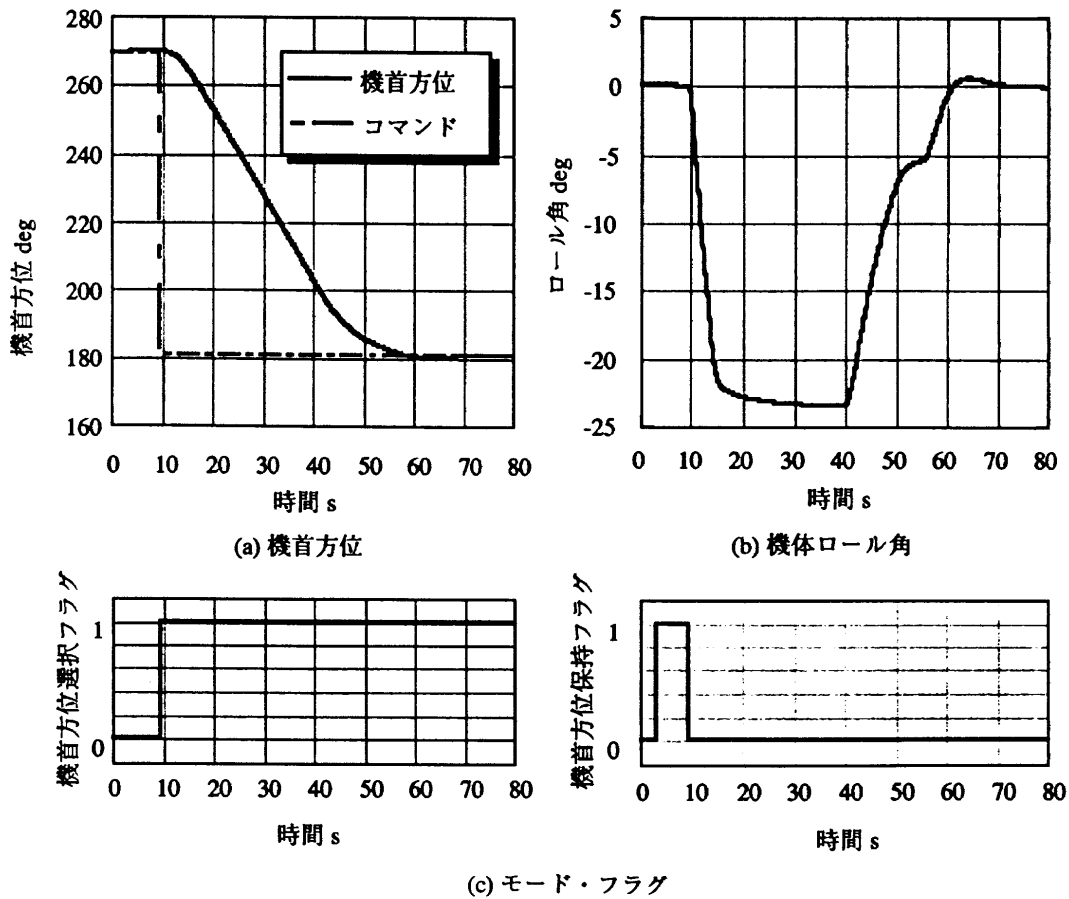
2.10 ローカライザ (LOC: Localizer)モード

2.10.1 ローカライザ (LOC)モード論理

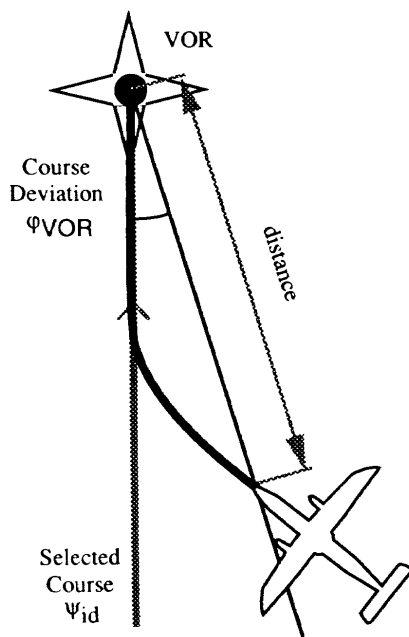
LOC モードは、VOR カップル・ループを利用して着陸進入時のローカライザ・コースを捕捉する。LOC モードにはアーム及びエンゲージの 2 つの状態が存在する。ローカライザ信号受信前に FCU の LOC スイッチを押すと、LOC モードは、エンゲージ前のアーム状態になる。このとき、それ以前に用いていた他の横のオートパイロ



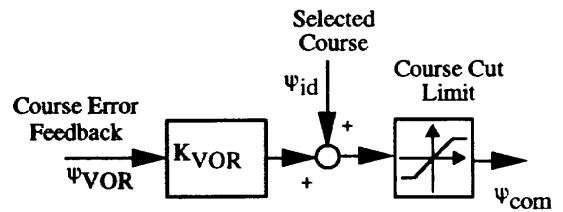
付図 18 機首方位選択 (HDG SEL) モード論理



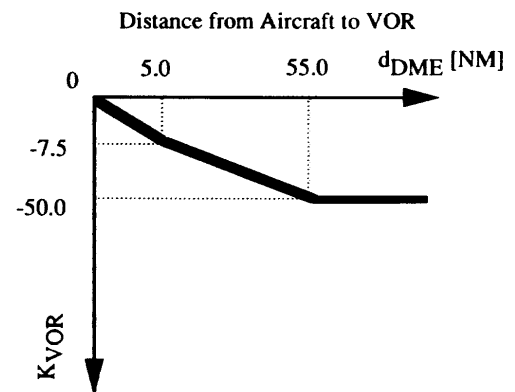
付図 19 機首方位保持(HDG HOL)モード/機首方位選択 (HDG SEL) モード応答性
 $(V_0 = 823 \text{ m/s (160 kt)}, H_0 = 1,525 \text{ m (5,000ft)})$



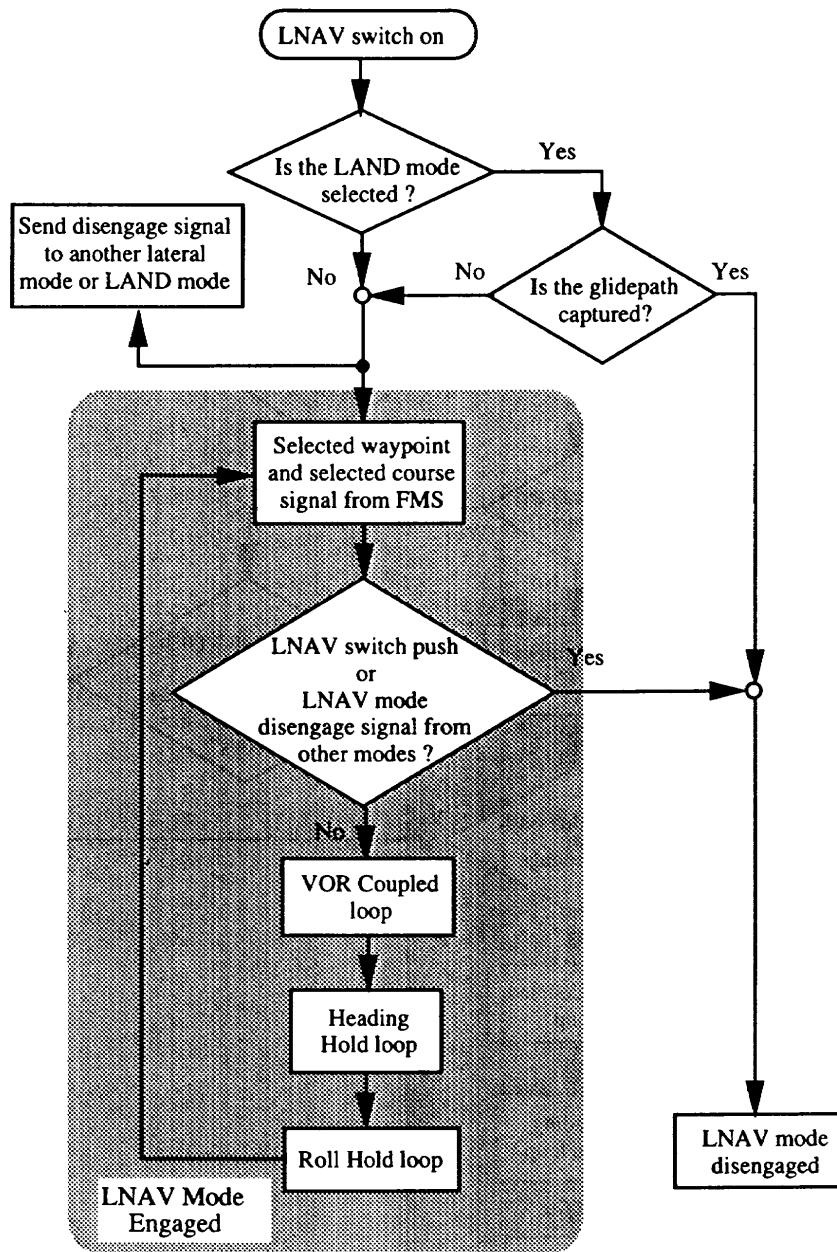
付図 20 VOR を利用した航法



付図 21 VOR カップル・ループ



付図 22 VOR カップル・ループ・パラメータ



付図 23 横の航法 (LNAV) モード論理

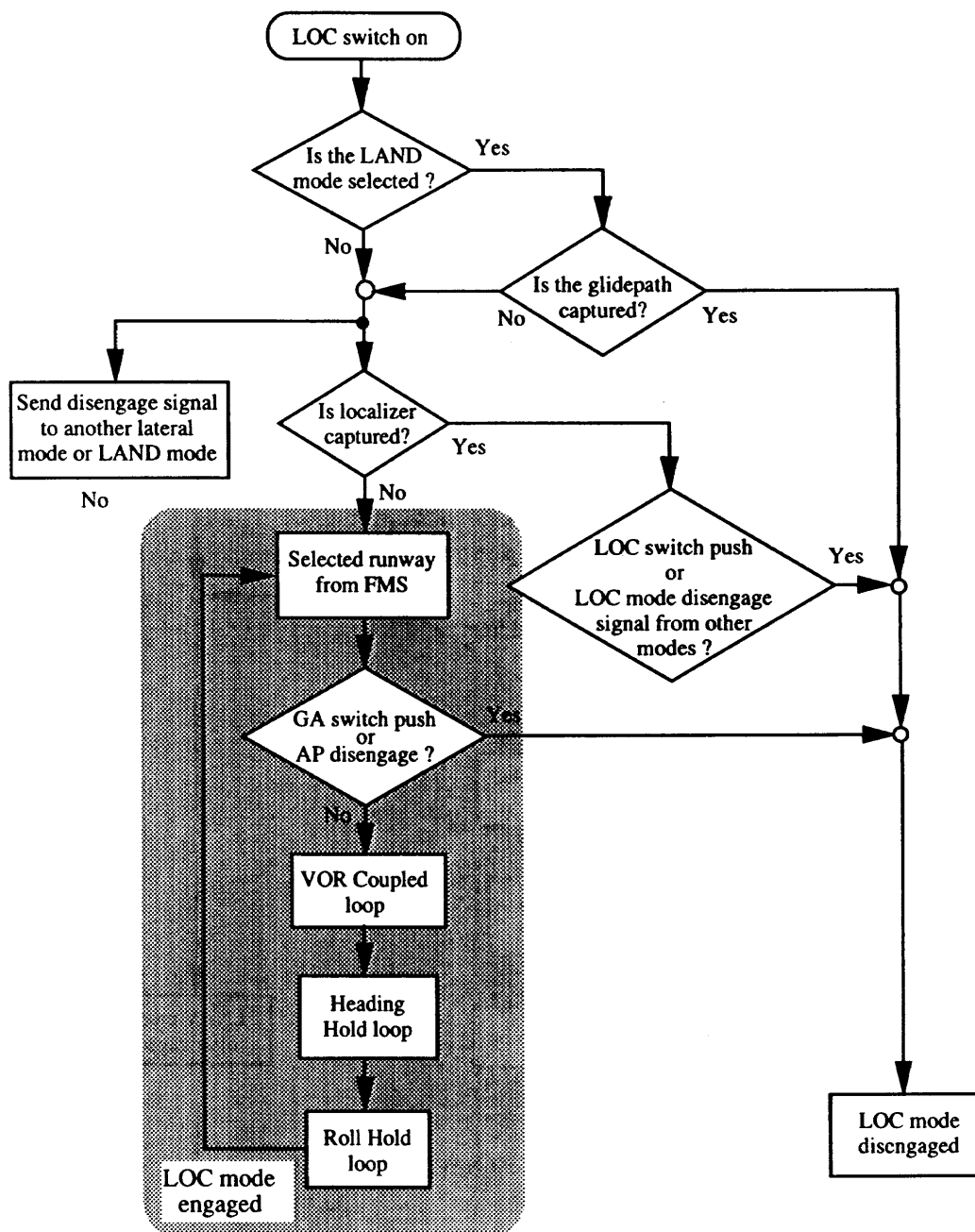
ト・モードはエンゲージされたままである。ローカライザ信号を受信すると、LOC モードがエンゲージされて、横のオートパイロットは LOC モードに切り替わるとともに、機体をローカライザ・コースへと誘導制御する。

LOC モードをディスエンゲージするには、アーム状態すなわちローカライザ受信前であれば、LOC スイッチを押すかあるいは、他の横のモード・スイッチを押せばよい。一方、エンゲージした後すなわちローカライザ受信後には、着陸復行 (GA) モードをエンゲージするかあるいはオートパイロットをディスエンゲージすればよい。付図 24 に LOC モード論理のフローチャートを示した。

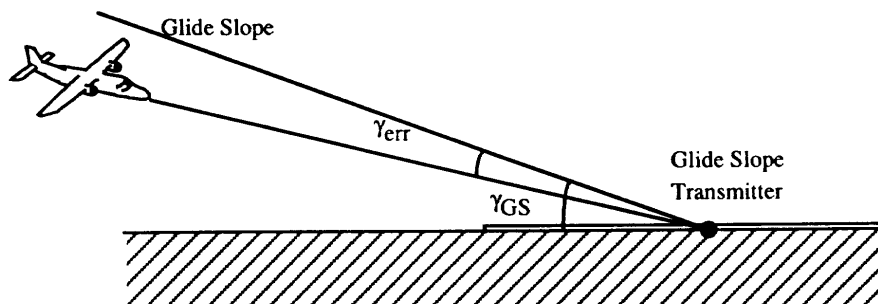
2.11 自動着陸 (LAND) モード

2.11.1 グライドスローブ追従ループ

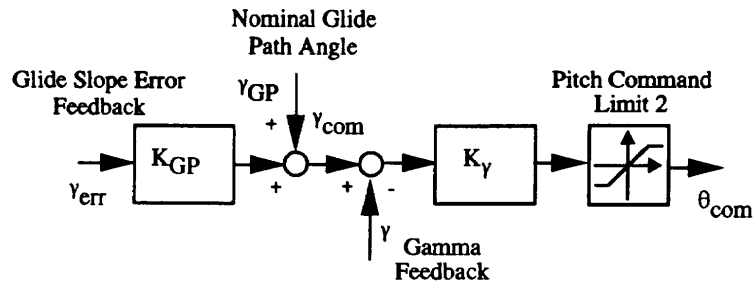
グライドスローブ追従ループは LAND モードにおいてグライドスローブ捕捉からフレア前までの縦の制御に用いられる。グライドスローブ追従ループのブロック線図を付図 26 に示した。このループはピッチ保持ループの外側を形成する。このループには、飛行経路保持コントローラ及びグライドスローブ追従コントローラが含まれる。飛行場のグライドパス角とグライドスローブを追従するための修正量を加えた飛行経路コマンドを、飛行経路保持コントローラへ印加する。このフィードバック・ループが使われる形態は進入時のみであるため、コントロー



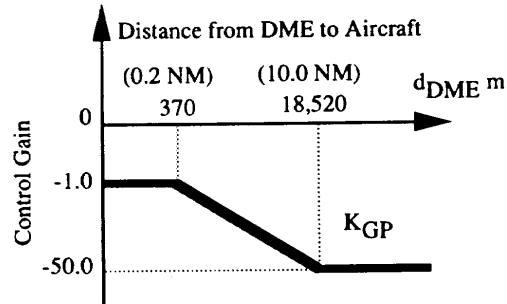
付図 24 ローカライザ (LOC) モード論理



付図 25 着陸時の進入経路



付図 26 グライドスロープ追従ループ



付図 27 グライドスロープ追従ループ・パラメータ

付表 16 飛行経路保持ループの性能

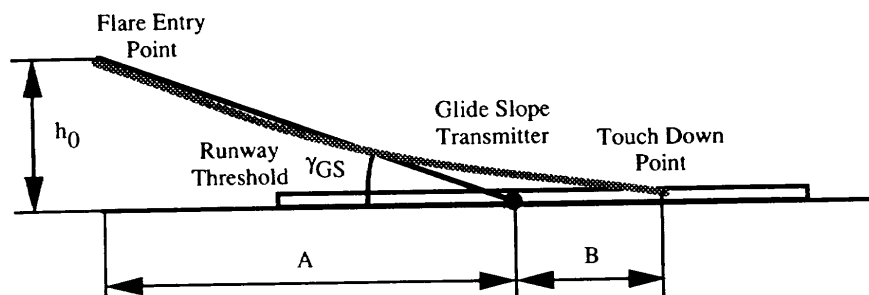
K_{Γ}	定常偏差 %	整定時間 sec	最大行き過ぎ量 %
1500 $\frac{5.212S+1}{2439S+1}$	0.6	78	—

付表 17 自動フレア・コマンド設計パラメータ

B	506.7 (985 ft) m	U_0	49.4 (96.0 kt) m/s
γ_{GP}	-3.0 deg	α_0	7.49 deg

付表 18 速度保持ループのパラメータ

K_{SPD}	28.6 deg·s/m
$T\omega$	0.5 s
Hardware Limit	$0.0 < \delta_{th} < 100$ %
Speed Command Limit	$41.2 < IAS < 113$ (80 kt) (220 kt) m/s



付図 28 自動フレア経路

ラのゲインは、進入形態のパラメータのみを用いて設計を行った。フィードバック・ループのパラメータを付図 27 に、性能を付表 16 に示した。

2.11.2 フレア・コマンド

フレアは、昇降率保持ループを利用して行う。以下に、フレアのために算出した昇降率コマンドを示す。

自動フレアのノミナル飛行経路を、

$$h = h_0 e^{\frac{1}{\tau}} \quad (22)$$

但し、

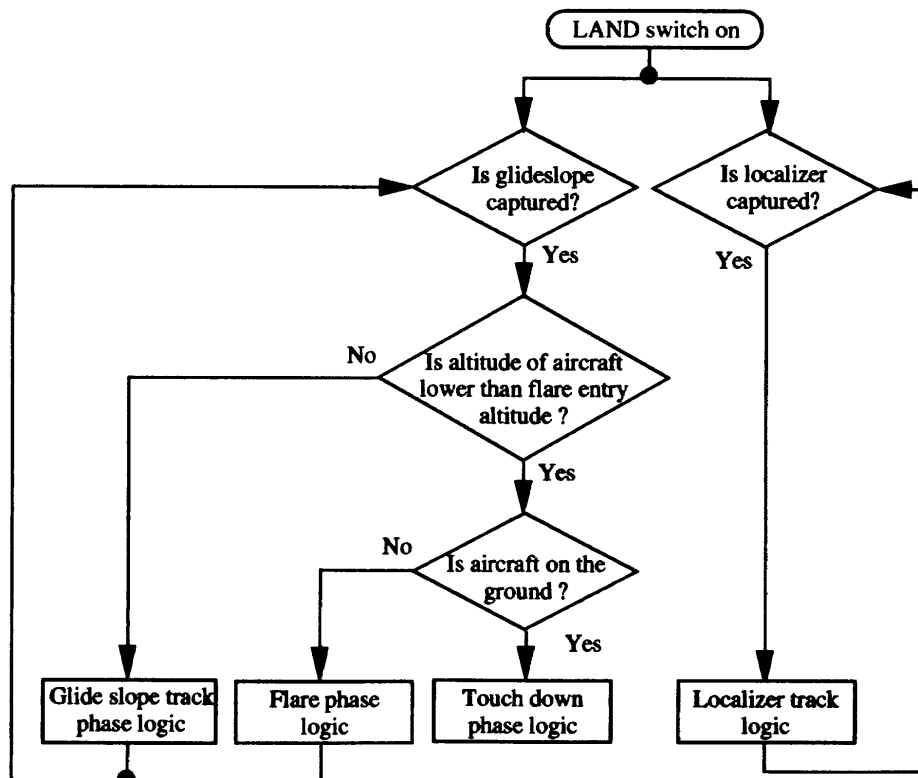
h_0 : フレア開始高度(m)

とし、 τ (s) で接地すると仮定する。

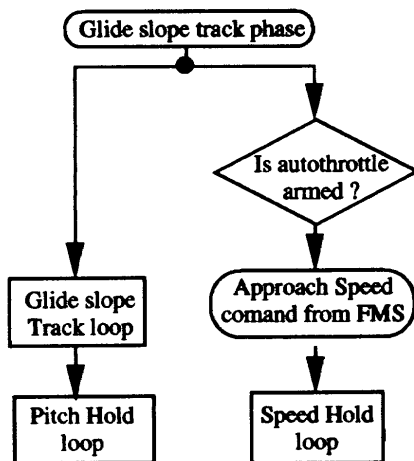
また、

$$\frac{dX_e}{dt} = U_0 \sin \theta + W_0 \sin \theta \quad (23)$$

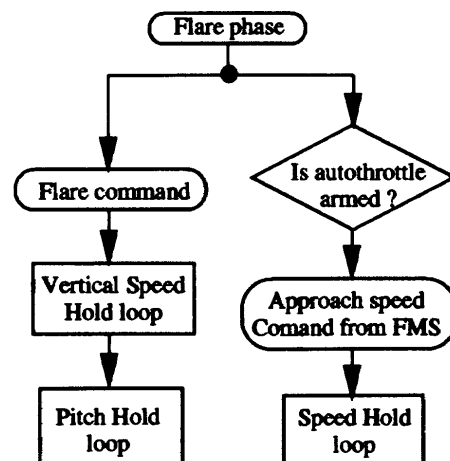
$$\frac{dh}{dt} = U_0 \sin \theta + W_0 \sin \theta \quad (24)$$



(a) フェーズ判定論理



(b) グライドスロープ追従フェーズ論理



(c) フレア追従フェーズ

付図 29 自動着陸 (LAND) モード論理 (その 1)

と表せる。

グライドスロープ送信機から接地点までの距離を A、フレア開始点までの距離を B とおけば、

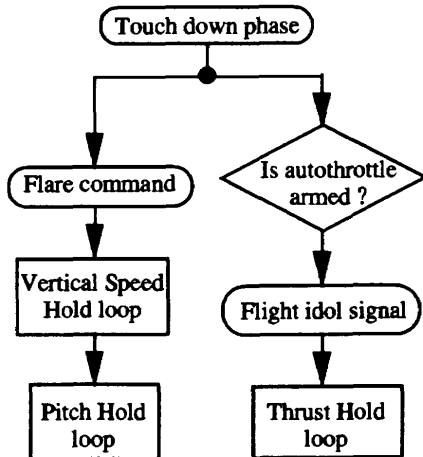
$$A + B = 5\tau \frac{dX_c}{dt} \quad (25)$$

となる。また、(24)式より、

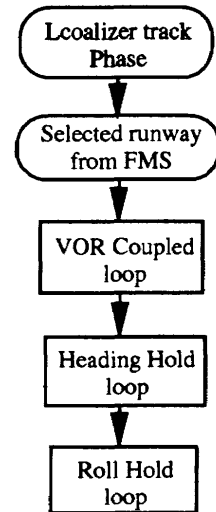
$$\frac{dh}{dt} = -\frac{h_0}{\tau} U_0 \sin \theta - W_0 \cos \theta \quad (26)$$

となる。

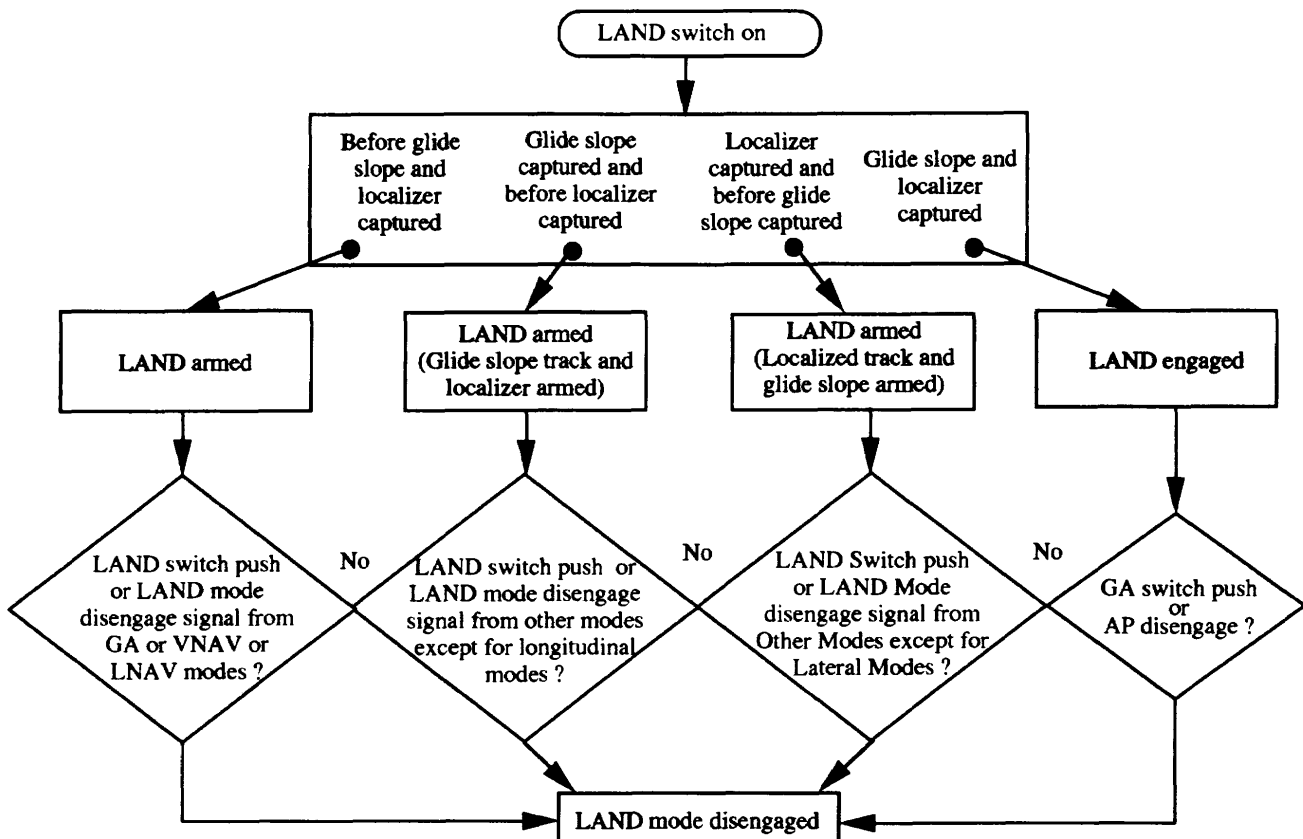
付表 17 のパラメータを代入し、 $h_0 = B \tan \gamma_{GP}$ を考慮すれば、 $A=4.9 \text{ m (16 ft)}$ 、 $\tau=6.13(\text{s})$ 、となるので、高度 $h_0=15.7 \text{ m (51.58 ft)}$ においてフレアを開始し、



(d) 接地フェーズ論理



(e) ローカライザ追従フェーズ論理



(f) 自動着陸(LAND)モード・デイスエンゲージ論理

付図 29 自動直陸 (LAND) モード論理 (その 2)

$$\dot{h} = -0.16 \text{ m/s} \quad (\dot{h}' = -9.79 \text{ ft/min}) \quad (27)$$

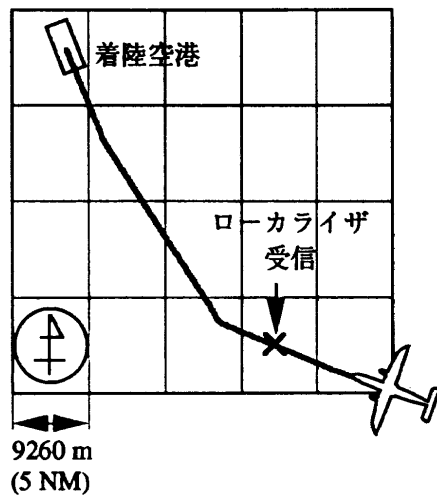
のコマンドを印加すればよい。

2.11.3 自動着陸 (LAND)モード論理

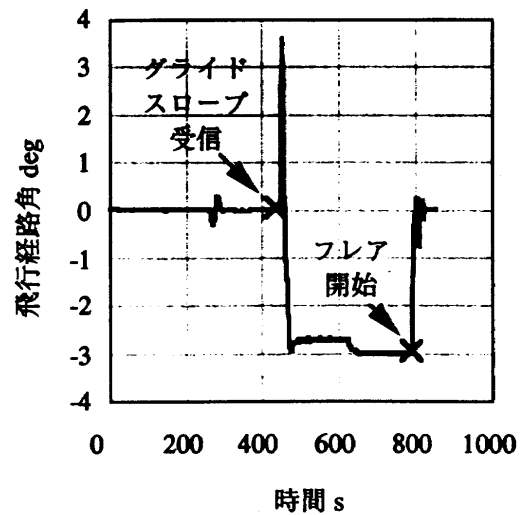
LANDモードは、VOR カップル・ループ及びグライドスロープ追従ループを利用して、着陸進入のローカライザ・コース及びグライドスロープを捕捉し、フレアおよび接地の操作を行う。LANDモードにはアーム及びエンゲージの2つの状態が存在する。グライドスロープ及びローカライザ信号受信前にLOCスイッチを押すと、LANDモードは、エンゲージ前のアーム状態になる。この際には、それ以前に用いていた他の縦及び横のオートパイロット・モードはエンゲージされたままである。グライドスロープを受信すると、他の縦のモードがディス

エンゲージされ、グライドスロープに追従するように飛行する。オートスロットルがアームされている場合はオートスロットルのモードはスピード保持 (SPD HOL) モードにエンゲージされ、進入速度を保持する。また、ローカライザを受信すると、他の横のモードはディスエンゲージされ、航空機をローカライザ・コースへと誘導制御する。グライドスロープ及びローカライザ両方を受信すると、LANDモードはエンゲージの状態になる。前項に示したフレア開始高度に達すると、縦の制御はグライドスロープ追従からフレア制御へと切り替わる。接地時には、オートスロットルは推力保持 (THR HOL) モードに切り替わり、推力をフライト・アイドルに絞る。

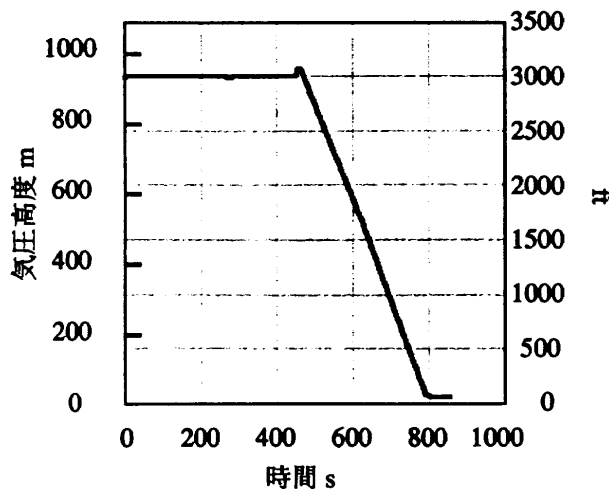
LANDモードをディスエンゲージするには、グライドスロープ及びローカライザ受信前であれば、LANDスイ



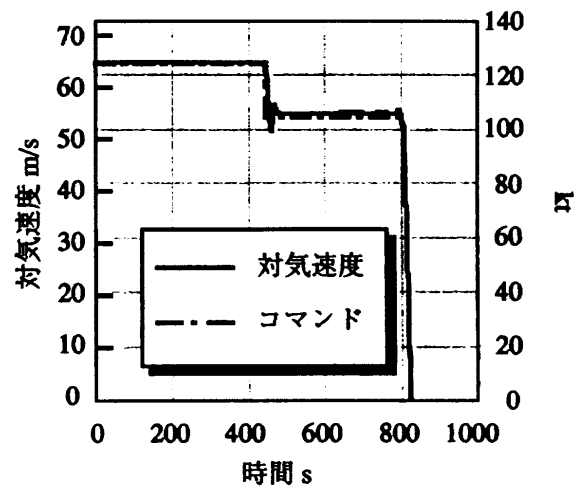
(c) 飛行経路 (横)



(b) 飛行経路角



(c) 気圧高度



(d) 指示対気速度

付図 30 自動着陸 (LAND) モード応答特性
($V_0 = 56.6 \text{ m/s}$ (110 kt), $H_0 = 915 \text{ m}$ (3,000ft), Flap 1 (= 5 deg), Gear Down)

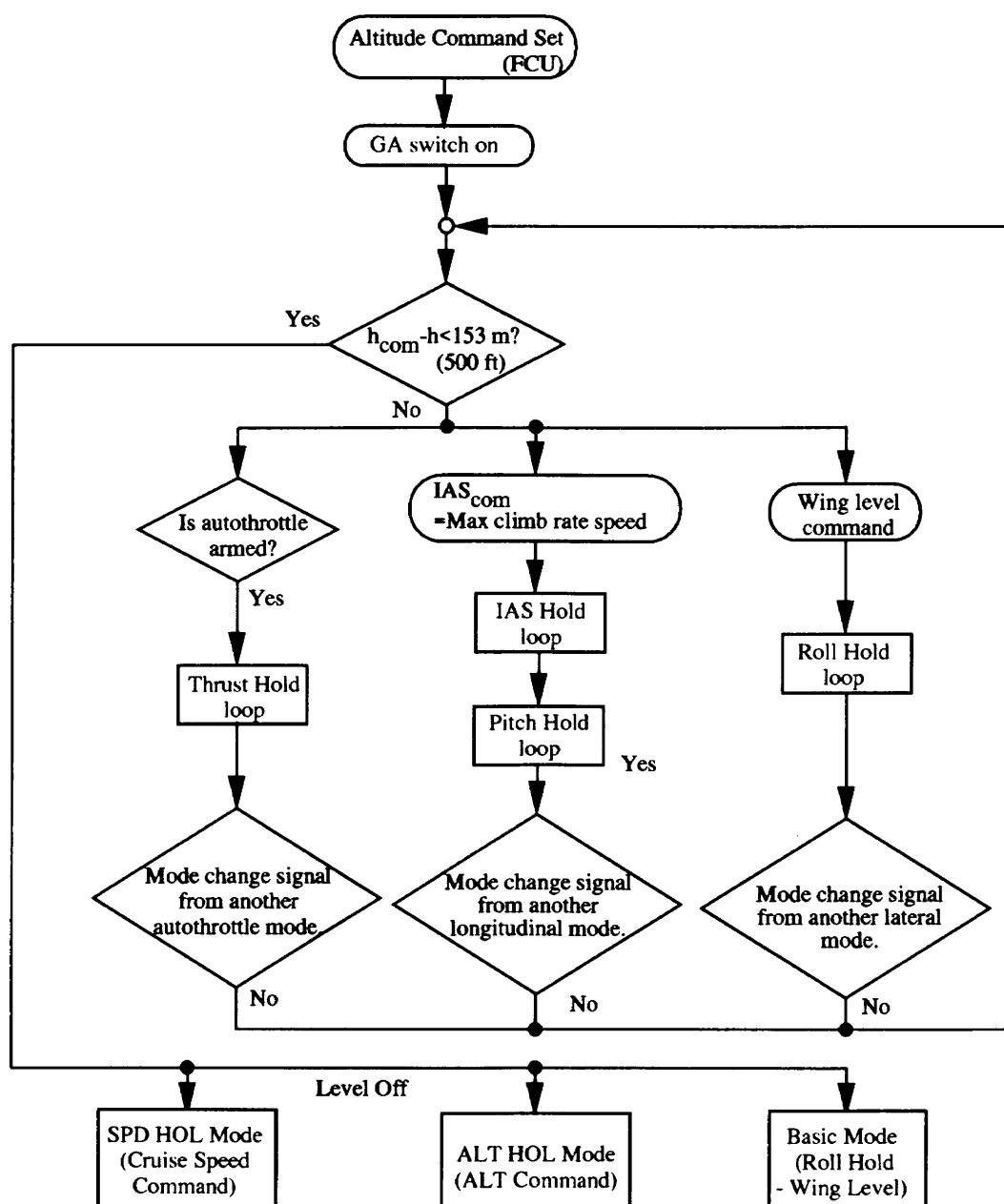
ッチ, VNAV スイッチあるいは, LNAV スイッチを押せばよい。グライドスロープを受信し, かつローカライザを受信する前であれば, LAND スイッチを押すか, 縦のモードをエンゲージすればデイスエンゲージすることができる。ローカライザを受信し, グライドスロープを受信する前であれば, LAND スイッチを押すか, 横のモードをエンゲージすることによってデイスエンゲージすることができる。グライドスロープ及びローカライザの両方を受信した後にデイスエンゲージするためには, 着陸復行 (GA) モードをエンゲージするかあるいはオートパイロットをデイスエンゲージすればよい。付図 29 に LAND モード論理のフローチャートを示した。また, 付図 30 に LAND モードの応答特性を示した。

2.12 着陸復行 (GA: Go Around) モード

2.12.1 着陸復行モード (GA) 論理

GA モードは, ロール保持ループを用いて両翼水平を保持し, FCU で設定した高度まで FLCH モード論理を利用して最良上昇率速度で上昇する。オートスロットルがアームされていれば, 上昇時は推力保持ループによって最大推力を保持し, レベル・オフ時には FMS から印加された速度を保持する。レベル・オフを開始すると GA モードは自動的に解除され, ALT HOL モード, オートパイロット基本 (Basic) モード (横) および 速度保持 (SPD HOL) モードに切り替わる。

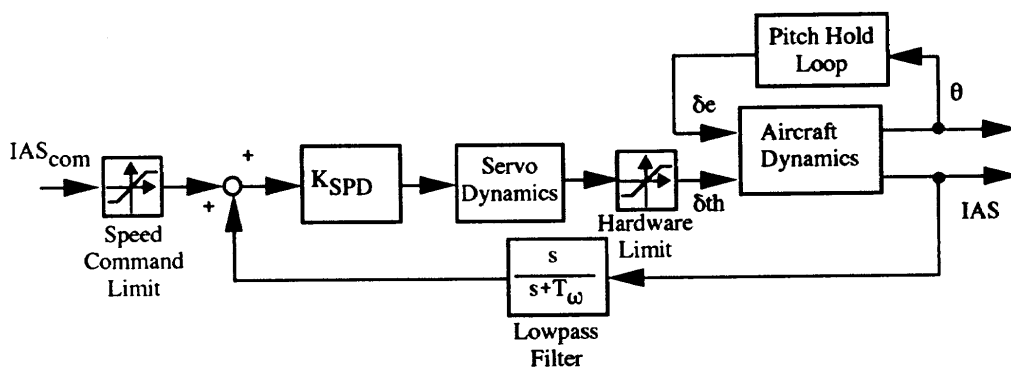
GA モードは常にエンゲージ可能であり, GA スイッチ



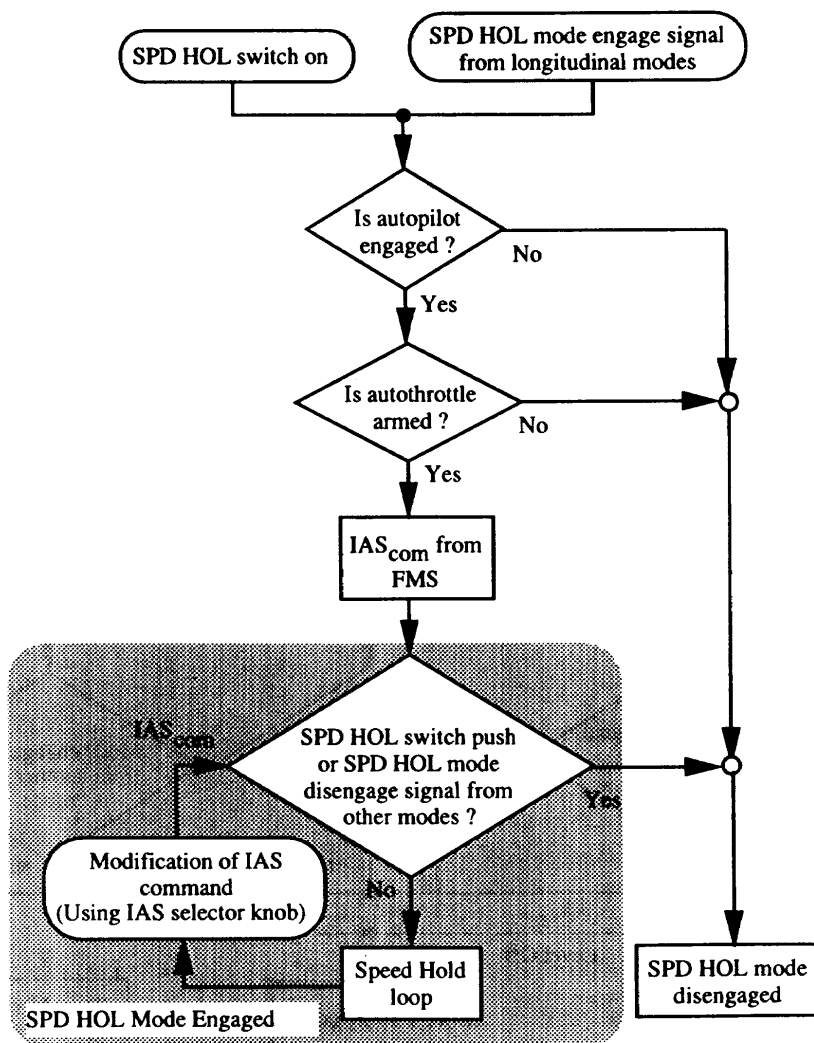
付図 31 着陸復行 (GA) モード論理

を押すと縦、横及びオートスロットルのモードはGAモードに切り替わる。レベルオフ開始前に横あるいは縦あるいはオートスロットルのモードを使用することは可能であるが、GAモードはこのうちの全てを切り替えなければディスエンゲージされない。すなわち、例えばGAモードによる上昇中に、HDG SELモードをエンゲージすると、

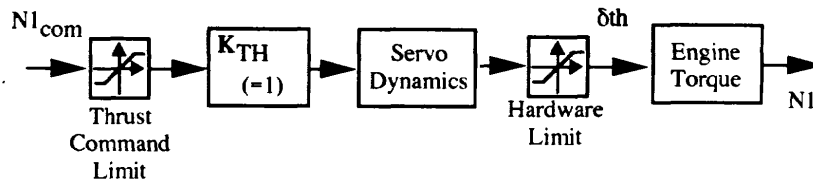
横のモードはHDG SELモードに切り替わるが、GAモードの縦の機能すなわち、最大上昇率速度による上昇機能は作動し続ける。GAモードをディスエンゲージするには、オートパイロットをディスエンゲージすればよい。付図31にGAモード論理のフローチャートを示す。



付図32 速度追従ループ



付図33 速度保持 (SPD HOL) モード論理



付図 34 推力保持ループ

3. オートスロットル

3.1 速度保持 (SPD HOL: Speed Hold)モード

3.1.1 速度保持ループ

付図 32 に速度保持ループのブロック線図を示す。速度保持ループは指示対気速度をフィードバックし、スロットル・レバーによって対気速度を保持する。対気の擾乱が指示対気速度フィードバック信号に重畳されることによってレバーが過剰操作されることを避けるために、ローパス・フィルタを付加した。付表 18 に速度保持ループの制御パラメータを示す。

3.1.2 速度保持 (SPD HOL)モード論理

付図 33 に SPD HOL モード論理のフローチャートを示した。SPD HOL モードはオートパイロットがエンゲージされかつオートスロットルがアームされているときにエンゲージすることができる。SPD HOL スイッチを押すとオートスロットルのモードが SPD HOL モードに切り替わる。また、このモードはオートパイロット縦のモードのコマンドによって自動的にエンゲージあるいはデイスエンゲージされる。

このモードをデイスエンゲージするには再度 SPD HOL スイッチを押すかあるいは他のオートスロットル・モードをエンゲージすればよい。縦のオートパイロットによってエンゲージされた場合でも上記操作をすることによって SPD HOL モードをデイスエンゲージすることができる。但し、一旦手動操作によってデイスエンゲージした後でも、縦のオートパイロットのモード論理によって新たなエンゲージ・コマンドが印加された場合には、このモードが再度エンゲージされる。

このモードに切り替わる（新たにエンゲージされる）と、巡航あるいは進入速度コマンドが印加される。このコマンドは、航空機のフラップ及び降着装置の形態をもとに、FMS によって算出される。その後、速度セレクタによってコマンドの変更を手動で変更することができる。

3.2 推力保持 (THR HOL: Thrust Hold)モード

3.2.1 推力保持ループ

推力保持ループはエンジン・トルクを保持する。このシ

ミュレーションモデルでは、スロットルレバー位置とエンジン・トルクが線形に対応している。したがって、推力保持ループのブロック線図は付図 34 に示すようになる。

3.2.1 推力保持 (THR HOL)モード論理

THR HOL モード論理を付図 35 に示す。THR HOL モードはエンジン・トルクをエンゲージした際の値に保持する。また、オートパイロット縦のモードからのコマンドによって上昇あるいは降下トルクを保持する。これらのコマンド値は FMS 上で変更が可能である。

このモードは、オートパイロットがエンゲージされかつオートスロットルがアームされているときに利用可能である。

4. 飛行管理システム (FMS: Flight Management System)

4.1 データ管理 (DATA: Data Management)機能

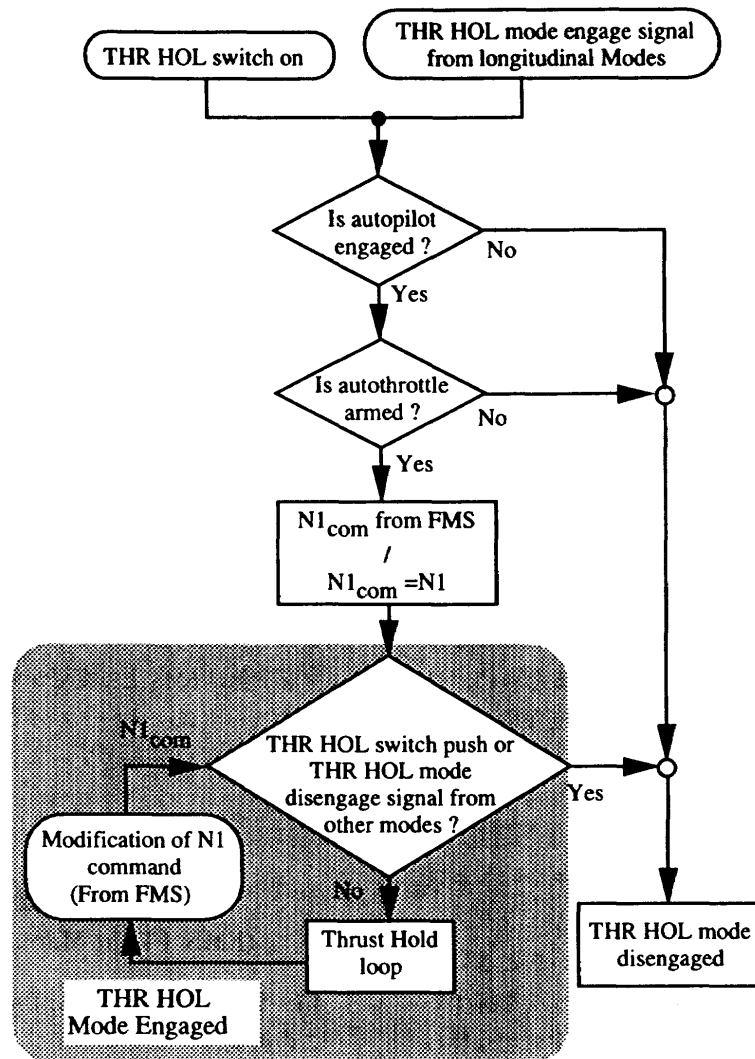
この機能は、ウェイポイント、飛行ルート、進入ルート、飛行場及び進入方式のデータベースを管理する。この機能を利用して、パイロットは、新規データ追加、データの参照、編集及び修正を行うことができる。

ウェイポイント・データとして、VOR/DME, NDB, VORTAC, 位置通報点及びパイロットの定義した任意点をデータベース化した。ウェイポイントは、名称、呼称、タイプ(VOR, NDB 等), 周波数及び位置によって定義した。位置は、緯度経度あるいは参照ウェイポイントからの距離及び方位によって定義できるものとした。

飛行ルート及び進入ルートは、上記ウェイポイントの順列で定義した。飛行場は、名称、滑走路番号、緯度経度および高度によって定義した。進入方式は、飛行場、着陸援助装置、最終進入フィックス、高度制限、進入コースおよびグライドスロープ角によって定義した。

4.2 飛行計画管理 (FPL: Flight Plan Management)機能

飛行計画は、飛行ルートを形成するウェイポイント列、出発予定時刻及び到着予定時刻によって定義される。この機能で定義した飛行ルートをもとに縦および横の航法 (VNAV and LNAV) 機能が航法計算を行う。また、性能管理 (PERF) 機能が算出した巡航速度を用いて各ウェイポイ



付図 35 推力保持 (THR HOL) モード論理

ントの推定到着時刻を算出し、表示する。

4.3 性能管理 (PERF: Performance Management)機能

PERF 機能は、各種性能速度を算出し、表示する。この FMS では、パイロットは、速度計算のパラメータとして、機体重量、巡航速度及び経済指標を入力するものとした。実際には、このシミュレーション・モデルでは機体重量の変化及び燃料消費を模擬していないため、見かけ上の機能を模擬するのみで、各種性能速度は定数として表示した。

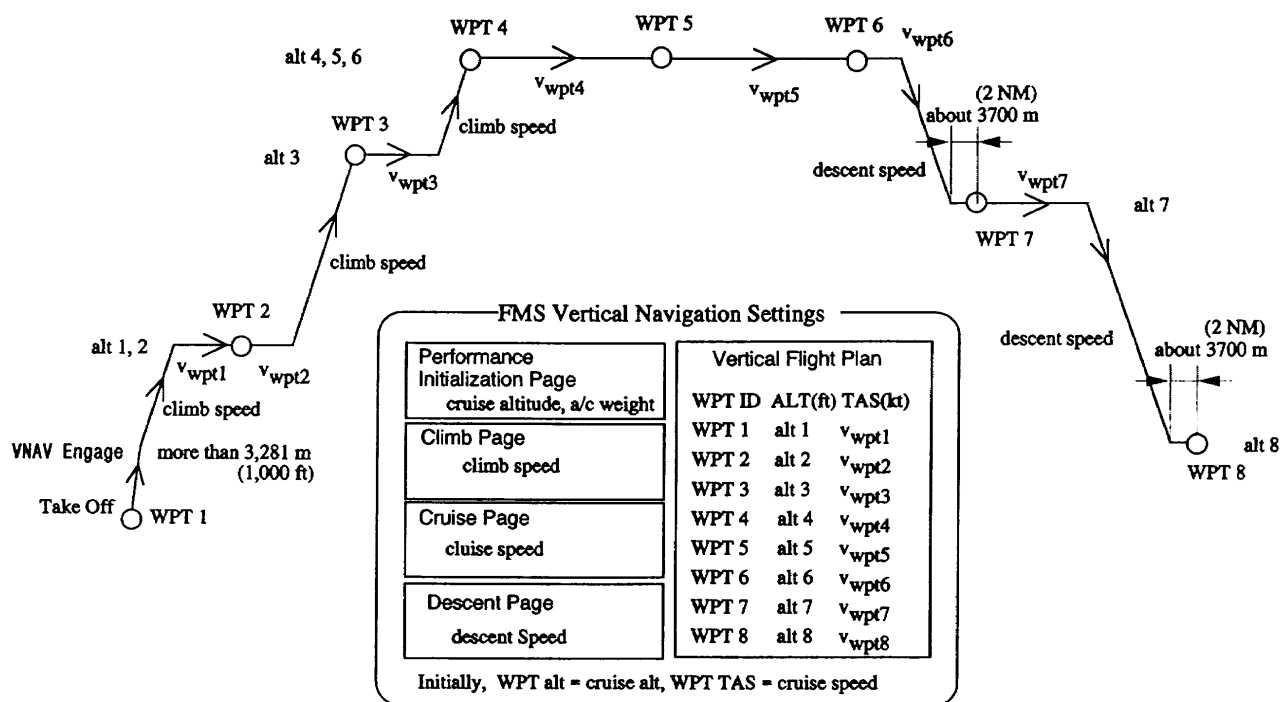
表示した性能速度は、離陸決心速度 (V_L)、引き起こし速度 (V_R)、最大上昇角速度 (V_X)、最大上昇率速度 (V_Y)、巡航上昇速度、巡航降下速度、最大航続降下速度、経済巡航速度、最大航続巡航速度、最大巡航速度、最小操縦速度 (V_{MC})、最大運用速度 (V_{MO})、最良滑空速度、進入速度 (V_{REF})、最大着陸装置下げ速度 ($V_{LO/LE}$) および最大フラップ下げ速度である。

4.4 縦の航法 (VNAV: Vertical Navigation)機能

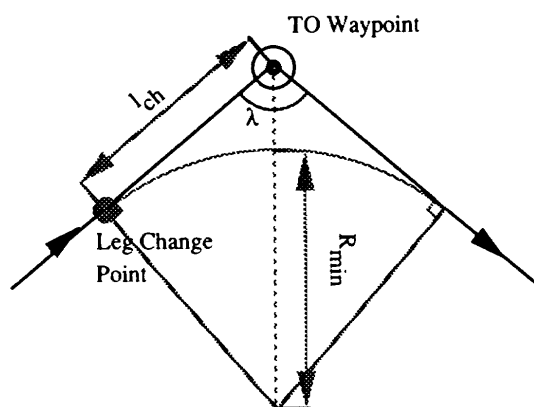
パイロットは、VNAV 機能を用いて縦の飛行経路の定義と、巡航、上昇、降下及び進入速度及び推力を定義する。

縦の飛行経路は、ウェイポイントでの真対気速度及び高度を設定することによって定義する。飛行計画機能で飛行経路を定義し、PERF 機能で巡航高度を入力すると、各ウェイポイントの真対気速度及び高度には、初期値として巡航速度及び巡航高度が代入される。VNAV 機能は定義した飛行経路を付図 36 のように解釈する。すなわち、レグ間で上昇が必要な場合には、目標ウェイポイントにおいてレベルオフを完了するように、この機能で定義された上昇速度で上昇する。飛行経路上の巡航速度には、既到達ウェイポイントで定義した真対気速度が用いられる。また、降下が必要なレグにおいては目標ウェイポイントの 1,704 m (2 NM) 手前でレベル・オフするように、この機能で定義された降下速度で降下する。

オートパイロットの VNAV モードをエンゲージすると、



付図36 縦の航法 (VNAV) 機能



付図37 レグ変更開始点

義した。また、上昇及び降下のフェーズの定義はFLCHモード論理に準じ、上記以外を巡航形態とした。

4.5 横の航法 (LNAV: Lateral Navigation)機能

LNAV機能は、オートパイロットのLNAVモードにコマンドを与える。LNAVモードをエンゲージすると、FPL機能で定義した飛行ルートを元に既到達ウェイポイントと目標ウェイポイント間のコース・コマンドを算出し、VORカップル・ループに印加する。また、目標ウェイポイントの更新を行う点すなわちレグ変更開始点を算出し、コマンドを与える。レグ変更開始点の算出法を以下に示す。

レグチェンジでの機体ロール角を一定と仮定すれば、定常旋回の釣り合い式と付図37より、

$$R_{\min} = \frac{V^2}{g \tan \phi_{\lim}} \quad (28)$$

となり、目標ウェイポイントの

$$l_{ch} = \frac{R_{\min}}{\tan(\lambda/2)} \quad (29)$$

手前でレグ変更を開始すればよい。

また、この機能は航空機の対地速度及び地理的位置を元に各ウェイポイントへの到着予定時刻、所用時間及び飛行コースを算出し表示する。

この機能はFLCHモード論理を用いて、上記のような飛行経路を追従するように縦の航法を行う。すなわち、上昇あるいは降下が必要なレグでは、上昇あるいは降下開始点を性能曲線を用いて算出する。この点に航空機が到達すると、FLCHモード論理に目標高度及び上昇あるいは降下速度を印加する。レベルオフを開始すると、既到達ウェイポイントで定義した真対気速度を速度コマンドとして印加する。

また、オートパイロットでFLCHモードあるいはSPD HOLモードを選択した場合には、この機能で設定した巡航、上昇、降下及び進入速度を印加する。ここでは、降着装置或いはフラップを下げた形態を進入フェーズと定

航空宇宙技術研究所資料701号

平成8年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
