

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1381

飛行フェーズ推定を用いた
コックピット手順アドバイザリ表示

田中敬司・船引浩平・村岡浩治

1999年1月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

飛行フェーズ推定を用いた コックピット手順アドバイザリ表示*

田中敬司**, 船引浩平**, 村岡浩治**

Cockpit Procedural Advisory System Utilizing Flight Phase Estimation

Keiji TANAKA**, Kohei FUNABIKI**, and Koji MURAOKA**

ABSTRACT

This study deals with a proposed advisory display against cockpit procedural deviations by using autonomously estimated flight phases. Advisory systems such as a landing gear horn are of interest in this study as reactive means to protect from the consequences of slips or mistakes. The proposed system provided advisory information regarding control devices and switches critical in each flight phase. To this end, the flight phase at each instant was estimated by using the limitations of transitions from one flight phase to another. The system was implemented in a flight simulator of a glass cockpit environment, where advisory information was presented to flight crew members in an integrated alerting display. An operational simulation beginning from cockpit preparations to engine shutdown was conducted, and showed that the advisory system functioned against procedural deviations appropriately and timely. However, it was found that the flight phase transition needs to be improved after a missed approach, and that the display information needs to be integrated with the existing warning system. Potential implementation of a proposed system in a future warning system or a future flight management system was suggested.

Keywords: human factors, warning, flight phase, cockpit, human interface

概 要

本研究では、着陸時の脚警報のようなスリップやミスイクといったコックピットにおけるエラーの影響を防止する一手段として、推定された飛行フェーズを用いて操作の逸脱を知らせるアドバイザリ・システムを提案した。提案するシステムは、飛行フェーズに依存して適正值の変動する操作装置やスイッチについてアドバイスをを行うものである。これを実現するため、ある飛行フェーズから次の飛行フェーズへの移行に関する制約を利用してそれぞれの時点での飛行フェーズを推定した。自動化コックピット環境を模擬した飛行シミュレータに同システムを組み込み、統合警報ディスプレイとして表示した。そして、コックピット準備からエンジン停止までを模擬する運航シミュレーションによって評価した。シミュレーション評価の結果、本アドバイザリ・システムが操作逸脱に対し適切かつタイミング良く注意喚起のメッセージを発生したことを確認した。いっぽう、ゴーアラウンド時の飛行フェーズの遷移条件を改良すべきこと、及び表示情報を既存警報と統合すべきであることが明らかになった。また、将来の警報システムあるいは飛行管理システムへの適用の可能性について示唆を得た。

*平成 10 年 12 月 2 日受付 (received 2 December 1998)

**飛行研究部 (Flight Division)

略語及び記号表

AFS	Automatic Flight System
AP	AutoPilot
APU	Auxiliary Power Unit
ATC	Air Traffic Control
ATS	AutoThrust System
CDU	Control Display Unit
CFIT	Controlled Flight Into Terrain
DA	Decision Altitude
ECAM	Electronic Centrized Aircraft Monitor
FCU	Flight Control Unit
FMS	Flight Management System
GPWS	Ground Proximity Warning System
L/G	Landing Gear
LOS	Line Operational Simulation
ND	Navigation Display
NOTAM	Notice To AirMen
PF	Pilot Flying
PFD	Primary Flight Display
PNF	Pilot Not Flying
RTO	Rejected TakeOff
SID	Standard Instrument Departure
STAR	STandard instrument ARrival
TCAS	Traffic alert and Collision Avoidance System
TO/GA	TakeOff/GoAround
V ₁	Takeoff Decision Speed
V ₂	Takeoff Safety Speed
V _{FE}	Flap Extended Speed
VOR	VHF Omnidirectional Radio Range
VORTAC	VOR and TACAN (UHF Tactical Air Navigation Aid) combination
V _R	Rotation Speed

1. はじめに

90年代後半にいたり、大型航空機の多くは自動化されたコックピットを有し、2名で運用されるものとなった。現在、名古屋空港での中華航空機事故¹⁾等を教訓として、かかる自動化コックピットにおける状況認識能力向上の必要性が指摘されている。乗員の状況認識 (Situation Awareness) とは、米国連邦航空局のヒューマンファクタチーム報告²⁾では、「乗員が、運航環境 (地形、航空交通管制、他機) の中で、航空機の状態、飛行経路パラメータ (すなわち航空機の位置、速度、飛行経路、エネルギー状態、操縦装置の位置)、及び自動

飛行システム (autoflight system) の状態と動作に基づき、航空機とそのシステムの現在と将来値を知り理解していること」として用いている。同報告では、これらの要素のいずれに対しても、不適切な評価、理解、監視が不適切な動作に繋がりと得るとしている。

自動化システムにおける乗員の状況認識を維持/向上するためには、次の2つの手段が有効と考えられる。

(1) システム側でエラーを検知し、修正させる方法

この方法は、乗員の状況認識が低下し、不適切な評価、理解、監視状態であることをシステム側で検知し、それに対応して乗員の判断に必要な基本的要件やとるべき行動の選択肢等の呈示を行うものである。

(2) 乗員の状況認識を高く維持する方法

とくに、自動化コックピットでは、人間と機械のどちらが操縦を分担しているかや自動化された操縦システムの作動状況を乗員が常に認識していることなどが重要となる。この方法では、状況認識を高く維持するように表示などを工夫し、乗員側で適切な評価、理解、監視を可能とする。

これらの課題について当所では、1997年度までの科学技術振興調整費・総合研究「人間と調和したハードウェアシステムの設計等のための人間特性に関する研究」の中のヒューマンエラー防止のための自動化システムにおける情報呈示方式の研究の一環として、インタフェース側からの対策を提起するための実験的研究を進めてきた。同総合研究では、まず運航シミュレーション (LOS) 手法を用いてヒューマンエラーの特性を実験的に調べ³⁻⁶⁾、その結果提起されたヒューマンエラー防止策として状況認識向上のための研究を実施した。とくに、上記2種類の状況認識向上手段のそれぞれに対応して、(1)エラー発生をシステム側で検知してアドバイスを表示するシステム、及び(2)乗員の状況認識を高く維持して自らエラーに気づかせる方法としての飛行経路によるオートパイロットモード表示⁷⁾を作成し、その有効性を実験的に評価した。

上記の(1)の研究は、とくにスリップやミステイクといったエラーの影響を防止する手段の提案を目的としている。提案するシステムでは、飛行状態から飛行フェーズを推定し、推定された飛行フェーズに基づき操作の逸脱を知らせるアドバイスを発生する。本稿では、このアドバイザリ・システムに関する検討結果を報告する。

2. 操作に関する支援と飛行フェーズ

2.1 操作に係わる警報

ヒューマンファクタに係わる事故の教訓に基づいて、

航空機には対地接近警報システム（GPWS）、衝突防止システム（TCAS）、離陸警報システム等の警報装置が装備されている。このうち離陸警報システムは、チェックリストによる離陸形態確認作業を補完し、離陸形態の不備や機器の故障を知らせるものである。いっぽう、滑走中にエンジン火災が発生しても、離陸を継続することへの支障とならないように一時的に警報を抑制する方式も採られている。このように、近年の自動化された操縦室では、乗員が状況に応じて確実に行動できるように工夫された警報システムが導入されている。

警報（alerts and warnings）は、

(1) 失速、速度超過、地上近接等飛行性能や飛行範囲からの逸脱に関するもの

(2) 脚やフラップ角等機体形態に関するもの

(3) 航空機システムの状態に関するもの

(4) 無線及びインタフォンに関するもの

の4種に分類できるとされる⁸⁾。この順に緊急性が高く、上記(1)をウォーニング（warning）、(2)をコーション（caution）と分類している。本稿ではこれらを全て警報と称した。また、警報の内容を操作指示の形で示したものをアドバイスと表記することとした。これらについては、機体及び外界側に原因がある警報とヒューマンエラーに関わる警報とに更に分類でき、機体が正常でありながら墜落事故に至るCFITに係わるものは後者に属する。本研究では、ヒューマンエラー防止の観点から後者に注目し、とくに操作に関わるアドバイスを検討の対象とした。

2.2 操作に関わるアドバイス

作業中に、別のタスクの割り込み、中断、遅れといった事態が発生し、人間がやむを得ず通常以外の手順で作業を行うときには、しばしば元の作業の進行状態に対して思い違いをすることがある。こういった状態が生じた場合に機械側がその不適切性を指摘し、人間の側で正しく対処するように通知すればエラーの影響を効果的に防止できると考えられる。しかし、人間の認知状態そのものを機械側で直接計測することが困難なため、当面は、思い違いの有無を人間の動作の結果から判定する以外に実際的な方法がない。すなわち、人間の操作する機器のあるべき状態を規定できれば、機械側で機器の状態を検知することによって実際の操作があるべき状態と異なっていることを知らせることができる。しかし、別のタスクの割り込みのようにあるべき状態が状況によって異なる場合は判定が容易でない。低騒音STOL実験機「飛鳥」の操作手順を対象として実施したアドバイザー情報の提示実験^{9), 10)}でも、状況に応じて優先度の高いものから呈示したり、機械側で飛行フェーズを判別して適切な

表示を行うことが課題として残された。例えば、現用の脚警報は速度とフラップ角を用いて条件判定を行っているが、条件さえ満足すれば水平飛行中でも作動しうる。しかし、脚警報が重要となるのは着陸前であるので、このフェーズでのみ機器の判定をすることが最も望ましいといえる。このように、操作に関するアドバイスを実現するためには、以下に述べるように、機械の側で飛行フェーズを考慮して機器の状態を判定することが必要となる。

2.3 飛行フェーズ推定

2.3.1 飛行フェーズの移行

現代の航空機においては、オートパイロット（AP）のエンゲージ、フラップや脚などの機体形態の変更、あるいはチェックリストによる確認等乗員の操作の大部分は手順的作業である。この手順的作業は、運航マニュアルにおいて、離陸、上昇、巡航、降下、進入、着陸などといった飛行フェーズ毎の作業項目グループにまとめられている。全フライトが飛行フェーズの組合せで構成され、各飛行フェーズの節目節目でチェックリストによる確認作業がなされることから明らかなように、これらの飛行フェーズが航空機に対する監視制御（Supervisory Control）を遂行するための主要な変数になっている。

ある飛行フェーズから移行できる次の飛行フェーズは限定される。乗員にとってこのことは自明であり、例えば、離陸後でない到着陸できないし、着陸前にエンジンを停止することは通常あり得ない。この移行に関する限定条件を利用すればシステム側で飛行フェーズの推定ができ、各飛行フェーズ毎に定められる機器のあるべき状態に基づいて適切なアドバイスを表示できる。飛行フェーズの移行判定のためには、航空機の現在の飛行状態と飛行の進行経過に関する情報が必要となる。

2.3.2 飛行フェーズ推定方法とその前提

ここでは、航空機の運航を人間-機械系としてみた場合の飛行フェーズ推定の意味についてまとめる。運航時の乗員による機器操作では、例えば、進入手順における(1) FMSによる航法誘導の結果、所定の位置に到達したことの確認

(2) 乗員によるオートパイロットの設定変更操作

(3) 減速などの機体運動

(4) フラップ操作

(5) 一層の減速操作

(6) 脚下げ操作

のように、自動飛行システムが動作して航空機がある位置や状態に達すると、乗員がフラップ、AP、脚レバー

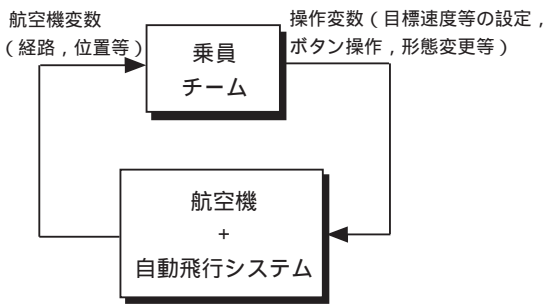


図1 手順的作業におけるフィードバック系

などを操作する。その操作によって、システム側が新たな操縦を行う。かかる乗員の操作は、航空機側への指示の伝達であると同時に、飛行システムを含めた航空機側からの飛行フェーズ移行の指示への応答とも解釈できる。このように、手動操縦とは異質な手順的作業においても広い意味で"Man-in-the-Loop"のフィードバック系（図1）が構成されている。この中で、飛行フェーズの移行は乗員が決定する。機械による飛行フェーズ推定論理において、乗員の操作を常に正しいと仮定し、それらを入力として飛行フェーズを推定すれば、その推定された飛行フェーズにおける航空機の作動状態の良否の判定が可能である。逆に、乗員の意思とは別に、航空機の数値や高度などの状態量が現在の飛行フェーズを表すものと考え、これらの状態量を入力として機械側で飛行フェーズを推定すれば、その推定された飛行フェーズにおける操作機器のあるべき状態と比較することで乗員の操作の適否を判定することが可能となる。今回は後者の立場でシステムを構築する。

2.3.3 現用機での飛行フェーズの利用状況

現用の AFS においてもシステム側で飛行フェーズを部分的に利用している。FMS の垂直面内フライトプラン（Vertical Flight Plan）では、フライトを飛行前、離陸、上昇、巡航、降下、進入などの飛行フェーズに分割し、飛行フェーズの移行条件を定めている。いっぽう、警報システムにおいては、警報を抑制すべき飛行フェーズを設定するため、フライトを電源投入、第1エンジン始動、第1エンジン離陸パワー、速度 40m/s 到達、離陸、高度 500m 到達といったイベントによって分割し、それぞれが達成されることで飛行フェーズを移行させている。これらでは全ての飛行フェーズが順次移行する。このように、通常の運航を前提とした飛行フェーズ情報の利用が広がりつつあるが、通常でない場合を含めるためには飛行フェーズに対するより柔軟な推定が必要となる。

3. コックピット手順アドバイザリ・システム

3.1 主要機能

今回作成したコックピット手順アドバイザリ・システムは、次の2つの機能を有する。

(1) 飛行フェーズ推定

航空機の数値や高度などの状態量に基づいて飛行フェーズをシステム側で推定する。

(2) 操作に係わるアドバイスの発生

推定された当該飛行フェーズにおいて、乗員の操作の結果である操作機器の状態が状況に合致したものであるかどうかを判定し、操作機器の状態が適切でない場合に乗員に知らせる。とくに、乗員側の操作のうち、安全に影響するものについてモニタし、アドバイスを発生する。

3.2 本システムの特長

本システムは、既存警報のように対象とする変数の変動許容範囲が予め定められているのではなく、飛行フェーズによって変動許容範囲を変化させ、その範囲を超えたときにアドバイスを発生するものである。従来のもものでは、例えば脚警報では、速度とフラップ角がある範囲に入っているときに脚が下げられていないと警報が作動する。本システムでは、着陸フェーズで脚が下げられていないとアドバイスする。本システムの特長は次のようにまとめることができる。

(1) 操作に関する直接的な指示

操作すべき機器及び乗員の行うべき操作を直接的に呈示する。

(2) 表示論理構成の簡略化

飛行フェーズ毎にアドバイスの対象が設定できるので、表示の抑制機能をきめ細かく構築できる。

(3) 早期のアドバイス

この方法はエラーが発生した時点でアドバイスを表示する。このタイミングは、エラーを原因としてシステムの状態が変化し、その帰結としての実際の危険が生じる時点よりも十分早いものとなる。例えば、既存の離陸形態に関する警報は離陸直前のエンジンが最大出力になったときに作動するが、今回の方法を用いれば、離陸フェーズの手前の段階、すなわち滑走路到達以前の地上走行時に判定することができる。

3.3 アドバイザリ・システムの構成

システムの全体構成を図2に示す。同図において、飛行フェーズ推定に利用した航空機の変数は、APU 回転数、エンジン回転数、対気速度、昇降率、高度、パーキングブレーキの6種である。ここに、APU とパーキングブレーキは地上でのフェーズの進行に、エンジン回転

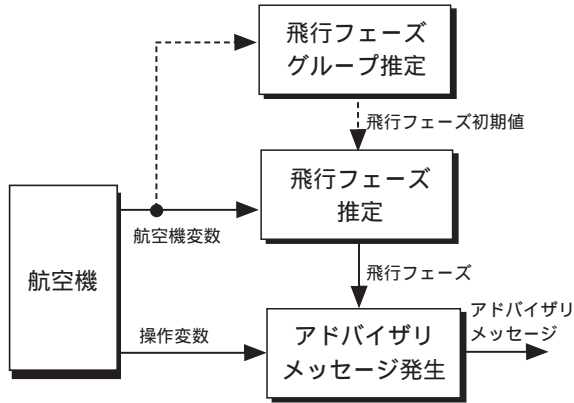


図2 手順アドバイザーシステム全体構成

数は機体の加速状態に、対気速度、昇降率、高度は飛行状態に最も強く関係する代表的な変数であり、必要最小限のものとして採用した。センサー故障については、多重系などの方法により対処されており、また従来型の警報が実用されているので本研究の対象から除外した。なお、パーキングブレーキは飛行状態の変数ではないが、地上における停止状態を判定するために例外的に利用した。

3.3.1 フェーズ推定論理

図2の飛行フェーズの推定論理として、飛行の進行経過を利用して飛行フェーズを推定するものと、地上走行やエンジン出力状態など飛行状態の特徴に関するグループから飛行フェーズ初期値を推定するものの2種類を作成した。後者の推定論理は、飛行フェーズ推定システムをリセットしたときの前者の方法を補完するものとして利用した。後者は、当該システムの電源が飛行中に再投入されることに相当する場合、あるいは飛行シミュレーションであれば上空のある点から飛行を開始する場合の初期飛行フェーズを求めるためのものである。

今回、表1の飛行フェーズの分類を用いることにした。に設定した。例えば、エンジン始動前フェーズでは、エンジン始動前点検、エンジン始動操作、エンジン始動後点検までを含むものとした。

飛行の進行経過を利用した飛行フェーズの推定では、まず現在の飛行フェーズを与え、その現飛行フェーズから移行可能な次の飛行フェーズへの移行条件を個々に調べ、合致するものがあれば現飛行フェーズをそれに置き換える方法とした。飛行フェーズの移行条件を表2にまとめる。条件が合致しなければ現在の飛行フェーズのま

表1 飛行フェーズ一覧

番号	フェーズ名	備考
1	初期 / 終了状態	本機能を司るシステムに電源のっていない初期状態、あるいは全電源停止後の終了状態
2	エンジン始動前	本システムが始動し、ドアクローズするまで
3	離陸前地上走行	チョックアウト、エンジン始動、地上走行、滑走路進入まで
4	離陸	加速滑走からリフトオフまで
5	離陸上昇	V1 後エンジン故障を含む。離陸後、460m(1500ft)到達まで
6	上昇	離陸後高度 460m(1500ft)以上より、あるいは降下、巡航フェーズから昇降率が正になってからレベルオフまで
7	巡航	上空で水平飛行時
8	降下	昇降率が負になってから高度 1520m(5000ft)以下になるまで
9	着陸進入	進入のための状態で、高度 1520m(5000ft)以下 460m(1500ft)以上の場合
10	着陸	高度 460m(1500ft)以下接地まで
11	着陸滑走	接地後十分減速するまで
12	着陸後地上走行	十分減速後からランプインまで
13	エンジン停止	ランプイン後エンジン停止チェック完了まで
14	離陸中断	減速開始後から停止まで
15	ゴーアラウンド	着陸中止決断より 460m(1500ft)以上上昇まで

表 2 飛行フェーズの移行条件

飛行フェーズ	次飛行フェーズ	条件
1 初期 / 終了状態	2 エンジン始動前	APU = ON AND 燃料スイッチ = OFF
2 エンジン始動前	1 初期 / 終了状態	APU = OFF AND 燃料スイッチ = OFF
	3 離陸前地上走行	エンジンパワー > アイドル
3 離陸前地上走行	4 離陸	エンジンパワー = 離陸パワー
	13 エンジン停止	パーキングブレーキ = ON AND 燃料スイッチ = OFF AND APU = ON
4 離陸	5 離陸上昇	対気速度 > V_1 AND 昇降率 > 0
	14 離陸中断	対気速度 < V_1 AND エンジンパワー < 離陸パワー
5 離陸上昇 (含: V_1 後エンジン故障)	6 上昇	対気速度 > V_2 AND 高度 > 460m(1500ft)
6 上昇	8 降下	昇降率 < 0 AND 対気速度 < V_{FE}
	7 巡航	昇降率 = 0 AND 高度 > 1520m(5000ft)
	9 着陸進入	昇降率 < 0 AND 高度 < 1520m(5000ft) AND 対気速度 < V_{FE}
7 巡航	8 降下	昇降率 < 0
	6 上昇	昇降率 > 0
8 降下	6 上昇	昇降率 > 0
	7 巡航	昇降率 = 0 AND 高度 > 1520m(5000ft)
	9 着陸進入	高度 < 1520m(5000ft) AND 対気速度 < V_{FE}
9 着陸進入	10 着陸	高度 < 460m(1500ft)
	6 上昇	昇降率 > 0
10 着陸	11 着陸滑走	高度 = 0m
	15 ゴーアラウンド	エンジンパワー = 離陸パワー AND 昇降率 > 0
11 着陸滑走	12 着陸後地上走行	エンジンパワー = アイドル AND 対気速度 < V_1
	15 ゴーアラウンド	エンジンパワー = 離陸パワー AND 昇降率 > 0
12 着陸後地上走行	13 エンジン停止	パーキングブレーキ = ON
13 エンジン停止	2 エンジン始動前	APU = ON AND 燃料スイッチ = OFF
	1 初期 / 終了状態	APU = OFF AND 燃料スイッチ = OFF
14 離陸中断	12 着陸後地上走行	エンジンパワー = アイドル AND 対気速度 < V_1
15 ゴーアラウンド	6 上昇	対気速度 > V_2 AND 高度 > 460m(1500ft)
	9 着陸進入	昇降率 < 0 AND 高度 < 1520m(5000ft)

表 3 飛行フェーズグループ

飛行フェーズグループ	分類される飛行フェーズ
初期 / 終了状態	初期 / 終了状態
地上走行	エンジン始動前 エンジン停止 離陸前地上走行 離陸中断 着陸滑走 着陸後地上走行
空中	上昇 巡航 降下 着陸進入 着陸
エンジン高出力状態	離陸 離陸上昇 ゴーアラウンド

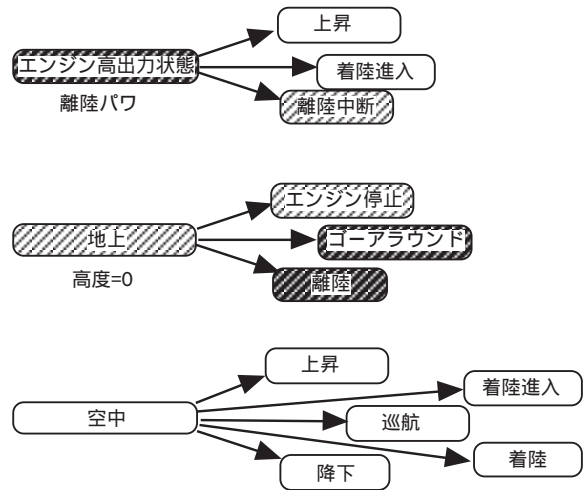


図 4 飛行フェーズ・グループから移行できる推定飛行フェーズ

460m (1500ft) 以上を着陸進入と設定し、この間で上昇する場合は上昇フェーズと分類したためである。

飛行フェーズのグループから推定する方法に用いた飛行フェーズ・グループは、表 3 に示すように初期 / 終了状態、地上走行状態、空中、エンジン高出力状態の 4 グループである。本方法では、飛行状態変数によって飛行フェーズが特定できる場合を除き、飛行状態の特徴を利用して所属すべき飛行フェーズ・グループを判定した。初期 / 終了状態以外の飛行フェーズ・グループを判定した以降は、時間の経過に伴って各飛行フェーズグループから移行し得る飛行フェーズ (図 4) について条件判定を行った。

3.3.2 アドバイザリ・メッセージの発生

推定された飛行フェーズ毎にフラップ位置や脚位置など安全に係わる操作変数を選び出し、図 2 の「アドバイザー・メッセージ発生 (Advisory Message Generation) 部」においてそれらの値が適切な範囲にあるかどうかをモニタし、範囲を超えるのものがあれば操作を促すアドバイスを発生するようにした。飛行フェーズ毎の表示されるアドバイザリ・メッセージを表 4 にまとめる。今回は、システムを簡略化するため判定する対象を限定し、飛行安全に直接重大な影響を及ぼす操作に対してのみアドバイザリ・メッセージを作成した。

アドバイザリ表示ウィンドウには図 5 に例示されるように、前飛行フェーズ (Previous Phase)、現飛行フェーズ (Current Phase)、移行可能な次飛行フェーズ (Next Phase)、飛行フェーズの初期推定 (Check on)、初期推定時の飛行フェーズ・グループ (Phase Group) を示す欄があり、該当する飛行フェーズが表示される。また、ア

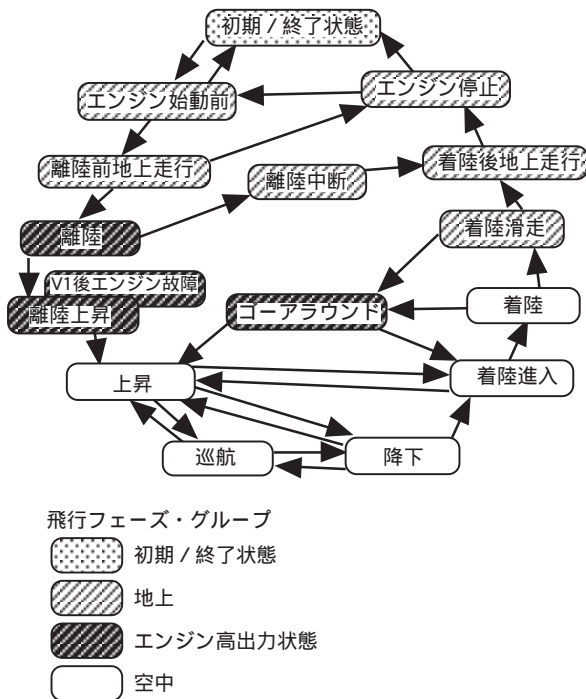


図 3 飛行フェーズの移行可能性

まとめた。表 1 の飛行フェーズ分類に基づいて作成した移行可能な飛行フェーズの関係を図 3 に示す。なお、同図で着陸進入からゴーアラウンドに移行する経路は除いている。これは、本分類において 1520m (5000ft) 以下

表 4 飛行フェーズ毎のアドバイザリメッセージ一覧

飛行フェーズ	表示条件	メッセージ
1 初期 / 終了状態	燃料スイッチ =ON ゴーアラウンドモード =ON 自動着陸モード =ON	"Disengage AP" "Disengage GA" "Disengage AP_LAND"
2 エンジン始動前	ドア =オープン AP =ON ゴーアラウンドモード =ON 自動着陸モード =ON	"Close Door" "Disengage AP" "Disengage GA" "Disengage AP_LAND"
3 離陸前地上走行	ドア =オープン フラップ =NOT 離陸形態 スタビライザ =NOT 離陸形態 スポイラ =NOT アーム APU =ON	"Close Door" "Set TakeOff FLAPS" "Set STAB_TRIM" "Arm Spoilers" "APU Off"
4 離陸	フラップ =NOT 離陸形態 スタビライザ =NOT 離陸形態 APU =ON	"Set TakeOff FLAPS" "Set STAB_TRIM" "APU Off"
5 離陸上昇 (含:V1 後エンジン故障)	自動着陸モード =ON	"Disengage AP_LAND"
6,7,8 上昇 / 巡航 / 降下	フラップ =NOT アップ 脚 =下げ 自動着陸モード =ON ゴーアラウンドモード =ON	"FLAPS Up" "LDG Up" "Disengage AP_LAND" "Disengage GA"
9 着陸進入	なし	
10 着陸	フラップ =NOT 着陸形態 脚 =上げ スポイラ =NOT アーム	"Set Landing FLAPS" "LDG Down" "Arm Spoilers"
11 着陸滑走	エンジンパワ =アイドル	"Reduce ENG_PWR"
12 着陸後地上走行	AP =ON 自動着陸モード =ON ゴーアラウンドモード =ON	"Disengage AP" "Disengage AP_LAND" "Disengage GA"
13 エンジン停止	スポイラ =NOT 収納 フラップ =NOT アップ AP =ON 自動着陸モード =ON ゴーアラウンドモード =ON	"Retract Spoilers" "FLAPS Up" "Disengage AP" "Disengage AP_LAND" "Disengage GA"
14 離陸中断	AP =ON	"Disengage AP"
15 ゴーアラウンド	スポイラ =NOT 収納 自動着陸モード =ON	"Retract Spoilers" "Disengage AP_LAND"

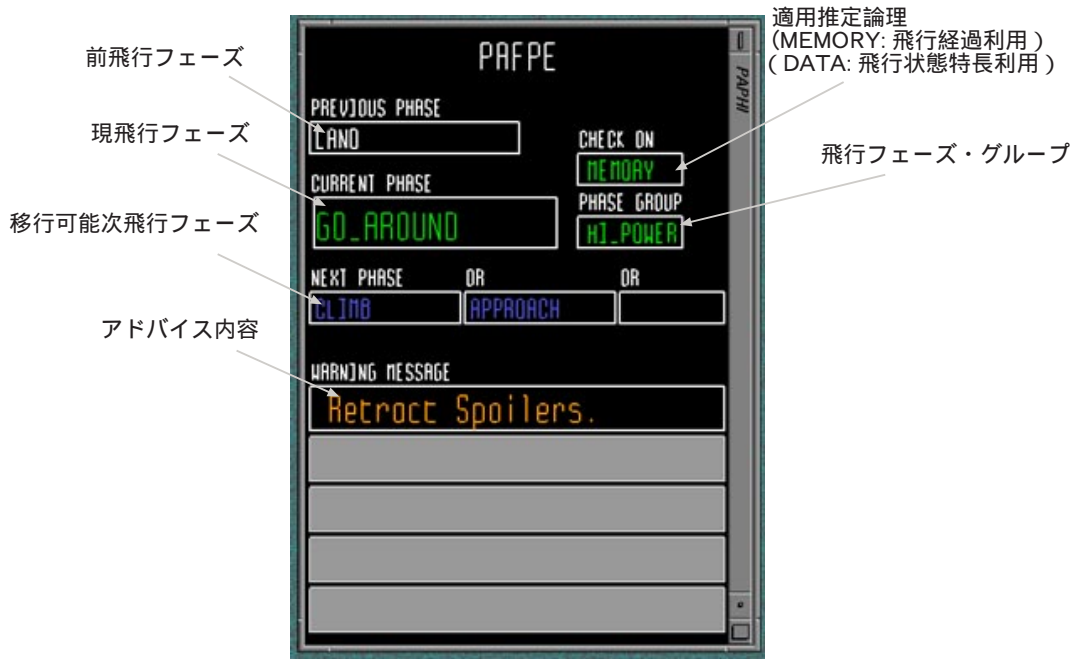


図5 アドバイザリ表示ウインドウ



図6 ECAM 表示例 (エンジン状態及び操縦舵面表示)



図7 PFD, ND 表示例

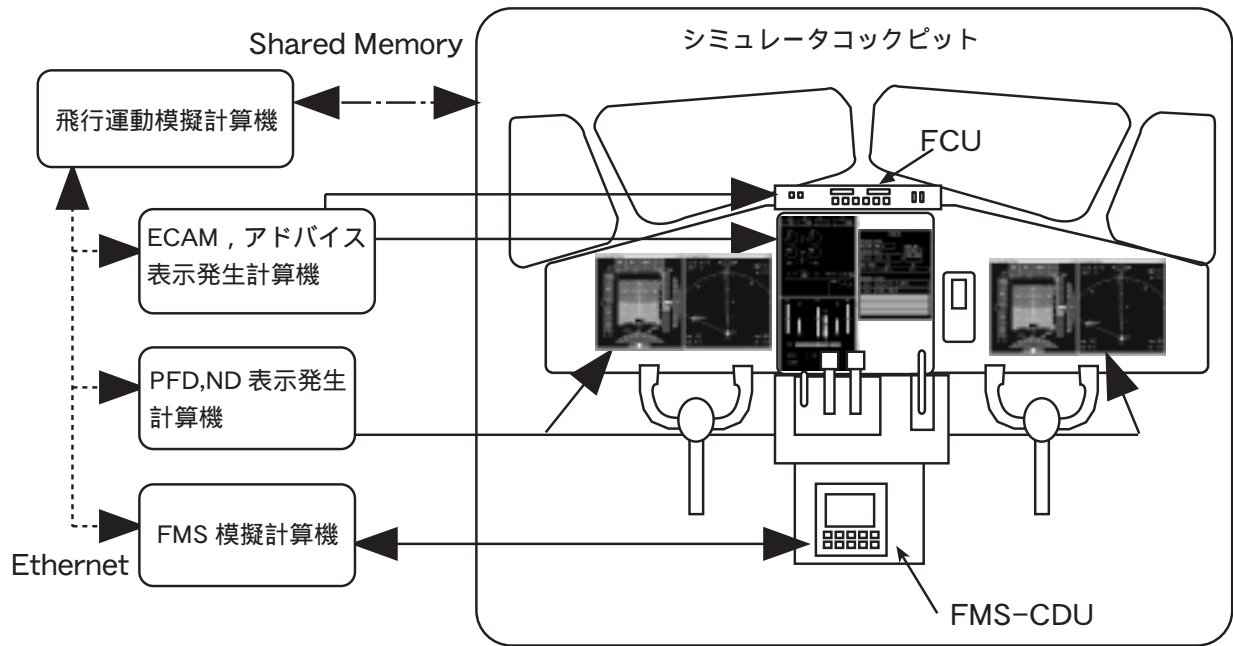
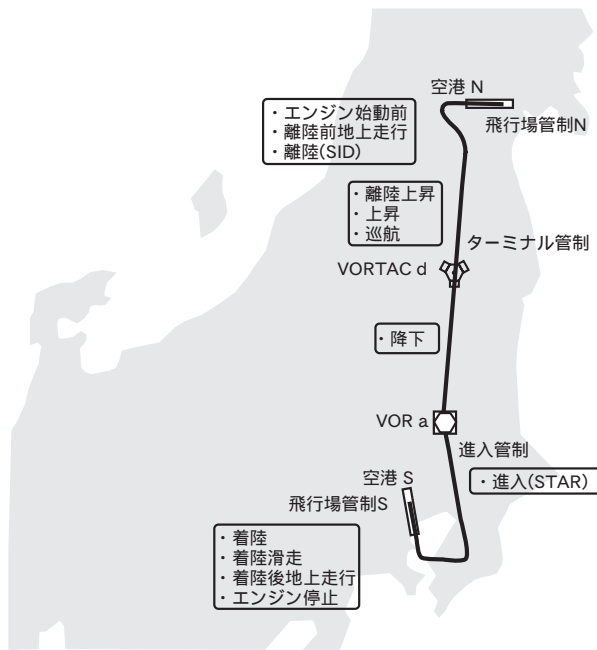


図 8 運航シミュレーション用システム構成



注：□内はシナリオa（通常運航）における飛行フェーズ

図 9 フライトプランと飛行フェーズ

ドバイス内容（Warning Message）の欄には、現飛行フェーズでのアドバイザリ・メッセージが文字で表示される。なお、アドバイザリ・メッセージが表示されると同時にオーラル・トーンを発生させることとし、注意喚起能力を向上させた。



図 10 実験状況

4. 運航シミュレーションによる評価

4.1 評価項目

本アドバイザリ表示は、操作手順からの重要な逸脱に対してタイミング良くパイロットにアドバイスすることを目指している。運航シミュレーション実施に当たっては、重要な逸脱に対する表示という点とタイミングが適切であるかという点を中心にして評価することとした。評価項目を以下の通りとし、主として評価パイロットのコメントに基づいて評価を行った。

(1) 表示機能

表示内容、表示のタイミング、チェックリストとの整合性、表示フォーマット、表示位置

(2) フェーズ推定機能

フェーズ分類, フェーズ推定機能, タイミング

(3) 他の機器との関連性, 干渉

FMS, オートパイロット, 及び PFD, ND, ECAM 表示との整合性及び干渉の有無

(4) 乗員のワークロード

アドバイス内容の判断に要する時間, アドバイス発生時の行動への影響

4.2 実験構成

(1) 航空機のモデル

乗員 2 名の自動化コックピットにおける運航を模擬し, 自動飛行システムを有する仮想の双発大型旅客機の数学モデルを利用した。同航空機モデルの仕様の概略を付録 1 にまとめる。

(2) コックピット

自動化コックピット環境を飛行シミュレータで模擬するため, 「飛鳥」用コックピットに自動飛行システム (AFS) のインターフェースである FCU と CDU を付加した。アドバイザリ表示ウィンドウ (図 5) を, ECAM (図 6) の上部ウィンドウの右側に付加した。なお, PFD 及び ND には通常の自動化コックピット相当のもの (図 7) を用いた。コックピットを中心とするシステム構成を図 8 に示す。

(3) 航空交通管制と気象

評価の対象が乗員の操作に関わるアドバイスであるため, 管制指示は通常のタイミングで行われることとし, また, 気象も無風で視程良好の状態に設定した。

(4) 飛行計画

今回のフライトプランは, 図 9 に示すように, ある空港 N から別の空港 S までのルートとウェイポイントに基づいて設定した。離着陸方式では, 予め定めた標準計器出発方式 (SID) 及び標準到着経路 (STAR) に従うこととし, 離陸後は FMS に入力したプランに従った自動飛行, ILS 補足後は自動着陸を実施するものとした。なお, 飛行開始から巡航状態に入った後運航シミュレーションを一旦停止し, 次の降下開始手前まで航空機位置を移動することによって実験時間の短縮と評価の効率化を図った。

(5) 運用手順

本運航シミュレーションでは, 現用の自動化航空機の運航形態を最大限模擬することを試みた。ただし, 評価パイロットが今回の仮想の航空機と自らが日常運用している航空機との違いを把握し, 短時間で慣熟できるようにするため, 操作手順とチェックリストを合体した運用手順書を作成した。そして, 実験では, これを PNF が読み上げる方法で操作と確認を実施した。この運用手順

を付録 2 に示す。

(6) 評価者

2 名の評価パイロット (以下ではパイロット A, パイロット B と表記する。) が参画した。それぞれが, PF 及び PNF を交互に担当して運航シミュレーションを実施した (図 10)。両パイロットともライン運航の経験はないが, 今回模擬した飛行コースのモデルに用いた空域に習熟しているため, 本運航シミュレーションを容易に実施することができた。

(7) 評価方法

正副両操縦士がコックピットに搭乗, エンジン始動から停止までの通常の運航を行うほか, 以下のシナリオに従って操作手順逸脱を意図的に実施し, アドバイザリ・メッセージを確認の後, 修正操作を行った。実験後, 評価の結果を別表のコメントシートに記入した。実験で実施したシナリオは, 3 種類 (表 5-1~5-3 の a から c) である。シナリオ a によって慣熟を行い, シナリオ b, c によってアドバイザリ表示の評価を実施した。

5. 実験結果

5.1 実験の経過

実験では合計 7 フライトを実施した。第 1 フライトから第 4 フライトまでは, 飛行フェーズ推定に係わる機能の確認と運航模擬への慣熟を中心とした。またこの間に, 航空交通管制のプロトコルやグライドスローブ捕捉手順など運航シナリオの変更及び自動飛行システムのモデルの修正を行った。第 5 フライト以降は, 離陸中断やゴーアラウンドなどの飛行フェーズに移行する場合を模擬するとともに, 種々の意図的操作逸脱を実施して, 飛行フェーズ推定機能及びアドバイザリ表示の妥当性の評価を行った。

5.2 評価結果

飛行フェーズ推定及びアドバイザリ表示の適切さに関し, 評価表に基づいて得られたパイロットの評点を図 11 に, また, ワークロードに関する評点を図 12 にまとめる。図 12 では, 状況を把握するのに要する時間, 状況を判断して修正操作を決定する際のストレス, 状態の確認, 修正操作, 確認作業の一連の操作の複雑さについて既存の警報と比較した結果を評価した。パイロットによる評価及びコメントに基づいて実験結果は以下のようにまとめられる。

(1) 表示機能全般

まず, 評価実験により本装置が状況を整理し, チェックリストでの確認作業の抜けなどを補完し, 錯誤を予防するものであることを確かめることができたとのコメン

表 5-1 オートパイロットによるノミナル飛行（シナリオ a）

飛行フェーズ	実施作業の概略
初期状態	空港 N の駐機位置において、駐機した状態
エンジン始動前	飛行前手順実施 飛行場管制 N（デリバリ）と交信、空港 S までの ATC 許可取得 エンジン始動準備及びエンジン始動手順実施 エンジン始動後手順実施
離陸前地上走行	飛行場管制 N（グラウンド）と交信、走行情報と走行許可取得 離陸前手順実施 飛行場管制 N（タワー）と交信、離陸許可取得 離陸実施
離陸滑走	
離陸	
離陸上昇	
上昇	離陸後手順実施
巡航	飛行場管制 N（デパーチャ）と交信、位置報告 ターミナル管制（レーダ）と交信 降下前準備手順実施
降下	進入管制（アプローチ）と交信、進入許可取得
進入	飛行場管制 S（タワー）と交信、着陸許可取得
着陸	着陸前手順実施
着陸後滑走	
着陸後地上走行	飛行場管制 S（グラウンド）と交信、走行許可取得 空港 S の駐機位置に移動、停止
エンジン停止	駐機手順実施
終了状態	

表 5-2 FMS による自動飛行での手順逸脱発生（シナリオ b）

飛行フェーズ	意図的手順逸脱操作の概略及び備考
初期状態	エンジンスイッチを ON
エンジン始動前	
離陸前地上走行	離陸前にオートパイロットのモード操作
離陸滑走	
離陸中断	離陸中断実施（エンジン停止手順は省略）
離陸滑走	
離陸	
離陸上昇	脚上げ操作をしない
上昇	
巡航	
降下	
進入	
着陸	
着陸後滑走	脚下げ操作をしない
着陸後地上走行	
エンジン停止	
終了状態	

注：操作及び交信作業は表 5-1 と同じである

表 5-3 オートパイロットによる飛行での手順逸脱発生（シナリオ c）

飛行フェーズ	意図的手順逸脱操作の概略及び備考
初期状態	
エンジン始動前	
離陸前地上走行	ドアあける
離陸滑走	離陸前にスタビライザを離陸位置に設定しない
離陸	
離陸上昇	
上昇	フラップ下げ操作
巡航	巡航中に脚下げ操作
降下	
進入	
着陸	脚下げ操作をしない
着陸復行	
上昇	
進入	
着陸	
着陸後滑走	
着陸後地上走行	
エンジン停止	
終了状態	

注：操作及び交信作業は表 5-1 と同じである

	飛行フェーズ推定機能		表示機能	
	内容	発生 の タイミング	分類	移行の タイミング
適切 (satisfactory)	○ △	○	○ △	△
どちらでもない (fair)				
やや適切 (good)				
やや不適切 (partially inadequate)		△		○
不適切 (poor)				

○ パイロットA
△ パイロットB

図 11 飛行フェーズ推定とアドバイザリ表示に対するパイロット評点

	アドバイスを判断し、状況を把握するのに要する時間が従来警報に比べて		アドバイス発生時、状況を把握し修正操作を決断する際のストレスが従来警報に比べて		アドバイス発生時、修正手順が従来警報に比べて
短い	△	低い	△	簡単	△
やや短い		やや低い	○	やや簡単	
同じ		同じ		同じ	
やや長い		やや高い		やや複雑	
長い		高い		複雑	

○ パイロットA
△ パイロットB

図 12 表示のワークロードに関するパイロット評点

トを得た。また、「アドバイスは全般に良好。アドバイスがあることは有用である（パイロットA）。」こと及び、「アドバイザリ・メッセージが発生してから修正するのは可能である（パイロットA）。」とのコメントから、以下の改良すべき箇所があるが、本システムが全般

的には適切なアドバイスを適切なタイミングで発生したことが確かめられた。

表示の内容は適切（パイロットA、Bとも）であるが、表示発生のタイミングについてはやや不適切な部分があるとされた（パイロットB）。この一つの原因は、脚警

報表示のタイミングが通常の警報と異なっていたことである。着陸前の脚警報発生の条件に通常の警報と同じ制限速度の要素を加味すべきことが改良箇所として指摘された。本件については、既存警報との整合性の課題として後述する。

チェックリストとの整合性については特に問題なく、干渉しないとされた。表示フォーマットでは、青色で表示された次飛行フェーズの表示（図 5 の NEXT PHASE の欄）が暗くて見にくいこと、LD, TO, LDG は Landing, TakeOff, Gear と表記するなど略語の表示を PFD で用いられているものと統一すべきことが指摘された。

(2) 飛行フェーズ推定機能

飛行フェーズの分類及び推定に関する機能及びタイミングについては、次の点を除いて適切とされた。一般にゴーアラウンド実施後は、空港毎に定められた復行のための飛行パターンに従って飛行を継続し、その間に再度着陸を行うか別空港に向かうかを決定する。今回の飛行フェーズ推定では、ゴーアラウンド・フェーズから直ちに上昇フェーズに移行する場合のみを想定していたが、ゴーアラウンド後に水平飛行を行うなどの飛行パターンに合致しない場合が生じた。この点に関する飛行フェーズ推定能力を改良する方法として、FMS に組み込まれている復行のための飛行パターンを活用することが考えられる。

(3) 他の機器との関連性、干渉

(1)の表示フォーマットの部分で記述したように、PFD で用いられている略語との統一を図るべきであるとの指摘があった。この点以外には、他の機器との関連性や干渉に係わる問題点の指摘はなかった。

(4) ワークロードに及ぼす影響

アドバイザリを判断し、状況を把握するのに要する時間が、既存警報に較べて短いあるいは同等とされた。しかし、アドバイザリ発生時に状況判断し修正操作を決断する際のストレスが既存警報に較べてやや高いとの意見もあった。このストレスの理由は、既存警報が点灯した場合に混同するおそれがあるためである。今回のセットアップでは、通常の警報システムが模擬されていなかった。その結果、手順の逸脱か故障かの判断に混乱を生じることがあったとコメントされた。これは、後述のように、色分けあるいは既存警報との組み合わせの課題である。この他のアドバイザリ発生の際の状態の確認、修正操作、その後の確認等の修正作業は、既存警報に較べて簡単か同等であるとされた。

5.3 飛行フェーズ推定機能の拡張性

ここでは、推定飛行フェーズに基づくアドバイザリ表示の今後の拡張の可能性とそのため解決すべき課題そ

の他についてまとめる。

(1) 既存警報との整合性

運航シミュレーション時のアドバイザリ表示は、所期のとおり注意喚起に有効であることが示された。例えば、ゴーアラウンド時のスポイラの自動収納機構のない機体に対してスポイラ操作をアドバイスできることは、既存の機体にこういったアドバイザリ・システムを付加的に装備することの有効性を示唆している。その一方で、既存の警報システムとの関連性が不明確であるとの指摘があった。今回は操作のみに関わるアドバイスを対象としており、システム側の異常を報知する既存警報とは別種であるものの、パーキング・ブレーキや脚警報とは一部分の機能が重複していたため、その弁別に判断を必要とした。本システムは既存の警報の代替ではなく、緊急度の低い段階でのメッセージを発生する別種のものとして位置づける必要がある。表示の色については、従来のコーションなどの表示に用いられているアンバーでよいが、評価コメントで指摘されたように、発生時にオーラル・トーンのある方が適当である。

(2) FMS の機能拡張との関連

FMS をエンジン故障時以外のより広い非通常状態でも機能するように拡張したり、FMS によるランプアウトから離陸までや着陸後のランブインまでの自動走行が可能になれば、航空機の運航の安全性と自在性を一層向上することができる。こういった機能を実現するためには、本アドバイザリ表示で検討した飛行フェーズの推定機能及びパイロット側の操作に対するモニタ機能が必須となる。今回の評価で得られたパイロット・コメントでも、飛行計画に関するアドバイスの有効性が指摘されたが、FMS の機能を拡張してこういった部分に対する支援情報を発生することは将来的に可能である。本実験では飛行フェーズ推定機能と操作モニタ機能の基本的な部分のみを評価したが、将来型 FMS のためにはアドバイザリ表示のアルゴリズムを FMS に移植し、パイロット側の操作と FMS の機能とのより緊密な情報交換を実現する方法が有効である。

(3) AP の操作に対するアドバイス

ILS 補足後の着陸進入モードなど、飛行フェーズによってエンゲージあるいはディスエンゲージが不可能な AP モードが存在する。今回の実験では、使用すべきでない AP モードについて、アドバイザリ表示でその理由を表示することを試みた。しかし、今回は不適切な AP モードをセットする実験条件を設定できなかったため対応するアドバイスを表示できず、効果を確かめることができなかった。その結果、AP モードへのアドバイスを種々のモード毎に表示することの妥当性について、今回の実験では結論を得ることはできなかった。なお、AP

モードのオート・リバージョン（自律的なモード変化；例えば、AP モードが高度変更モードであっても、所望高度到達後に高度保持モードに変化すること）の際の補足情報を表示することは、推定飛行フェーズを応用する今後の一つの方向と思われる。

(4) チェックリストとの関連

本システムはチェックリストと直接関連するものではないが、ともに操作の抜けを防止するものとして補完的な関係にあるといえる。将来的には、本アドバイザー表示の飛行フェーズ推定機能を用いて電子チェックリストを自動的に起動できれば、チェックリストに基づく確認作業を一層確実かつ簡略に実施することが可能となる。

(5) その他、運航シミュレーションの課題

今回用いたシミュレータに対しては、オートパイロット機能と操作性、FMS データベースの不足等実験装置として改善すべき部分が明らかになった。引き続き、自動飛行システムモデルの改良、シナリオ及びマニュアルの改良を継続することとした。

6. おわりに

操作手順からの重要な逸脱に対してタイミング良く乗員にアドバイスする表示システムを提案した。本表示システムの特長は、乗員の操作をモニタし、飛行安全に直接関連する操作に関わるアドバイスを発生する点である。システム側でまず飛行フェーズの推定を行い、その推定飛行フェーズにおいて操作機器の状態が適切でないとは判定される場合に、乗員に通知することでこの機能を実現した。本表示システムの基本機能と性能を評価するため、運航シミュレーション実験を実施した。その結果、本システムが状況を整理し、手順に基づいた操作の抜けなどを補完すること、アドバイスは全般に良好で有用であるなどのコメントから、本システムが全般的には適切なアドバイスを適切なタイミングで発生できていることが確かめられた。また、本システムを機器故障に対する既存警報機能に統合する方向、及び FMS の高機能化などに応用するための方向について示唆を得た。

本研究は科学技術庁の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」の一環として行われたものである。本研究の実施にあたり、種々の有益な助言を頂いた故得丸英勝教授をはじめとする同研究推進委員会の方々に感謝する。

文献

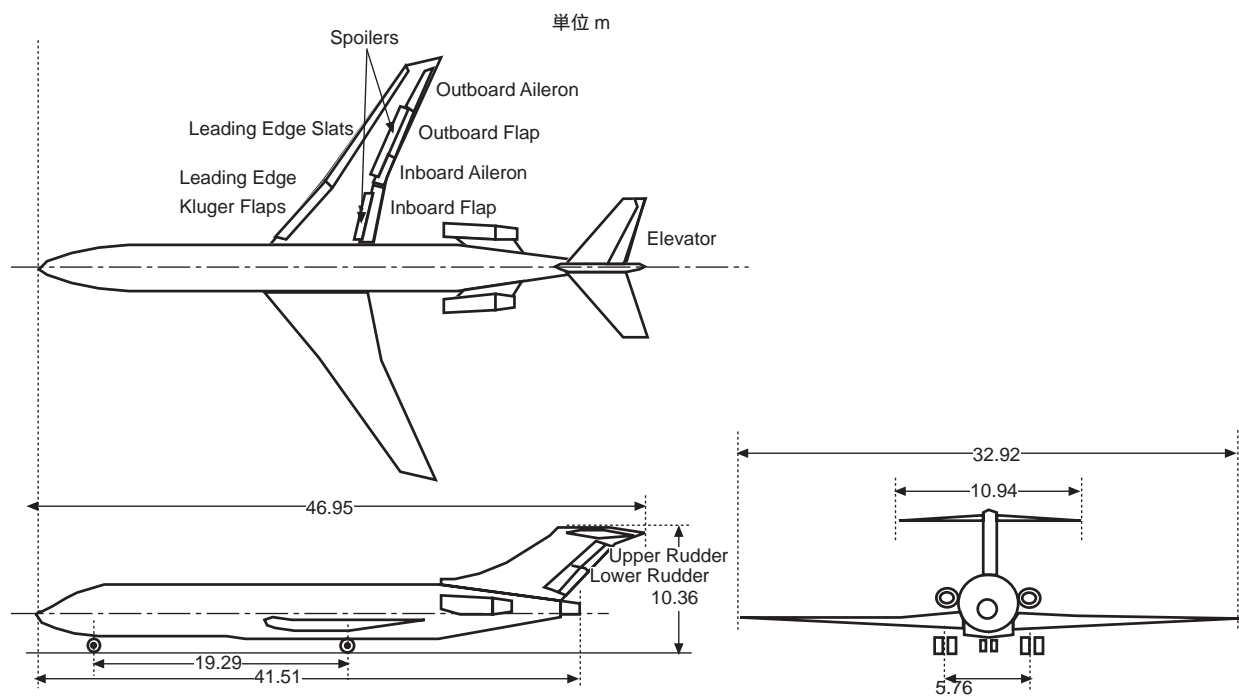
- 1) Aircraft Accident Investigation Commission: Aircraft Accident Investigation Report, China Airlines Airbus Industrie A300B4-622R,B1816 Nagoya Airport April 26, 1994 (1996).
- 2) FAA Human Factors Team : The Interfaces between Flightcrews and Modern Flight Deck Systems, Federal Aviation Administration (1996).
- 3) 船引, 田中: 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, 航空宇宙技術研究所資料, TM-667 (1994/10).
- 4) Tanaka, K.: Research Activities on Aviation Human Factors at National Aerospace Laboratory, Proceedings of Workshop for Cooperation between Japan and the U.K. on SOFT Science and Technology (1994/11).
- 5) Funabiki, K. and Tanaka, K.: A Flight Simulation for Human Error Study, AIAA-95-3410 (1995/8).
- 6) 村岡, 船引, 田中, 中村, 照井: 研究用運航シミュレータの試作, 航空宇宙技術研究所資料, TM-701 (1996/10) .
- 7) Funabiki, K.: Tunnel-in-the-Sky Display Enhancing Autopilot Mode Awareness, 10th European Aerospace Conference "Free Flight" (1997/10).
- 8) Hawkins, F.H.: Human Factors in Flight, Gower Technical Press (1987).
- 9) Tanaka, K. et al.: A Flight Simulator Experiment of the Cockpit Advisory System, in M. Mattila and W. Karwowski eds. Computer Applications in Ergonomics, Occupational Safety and Health, North-Holland (1992) pp.63-70.
- 10) 田中, 川原, 松本, 増沢: コックピット・アドバイザー・システムのシミュレータ評価実験, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1151 (1992/4).
- 11) Tanaka, K., Funabiki, K. and Muraoka, K.: Cockpit Procedural Advisory System utilizing Flight Phase Estimation, Proc. of 7th IFAC Symposium on Man-Machine Systems 1998 (1998/9) pp.329-334.

付録 1 汎用大型旅客機モデル概要

本運航シミュレーションでは、特定の機種に限らず自動化コックピットに共通の課題を扱うとの観点から、大型旅客機の汎用モデルを採用することとした。ここでいう汎用航空機モデルは、B777, MD-11, A320 といった特定の機種ではなくこれらの高度な自動化コックピットを有する航空機で標準的となっている機能を備えた仮想の航空機のことである。本モデルのソフトウェアには、飛行特性、統合計器、オートパイロット・オートスロットルおよび FMS が含まれる（文献 6）。付表 1 にモデルの概略を、また、付図 1 にその三面図を示す。

付表 1 汎用大型旅客機モデルの仕様概略

機体諸元	パイロット	2 名
	乗客	190 名
	最大離陸重量	210,000 lb (933,509 N)
	最大零燃料重量	140,000 lb (622,339N)
	最大着陸重量	150,000 lb (666,792N, Flap 30 deg)
	最大巡航速度	0.9 M
	最大上昇高度	43,000 ft(13,106m)
フライトコントロール		操舵範囲
ピッチ制御	エレベータ	-25 , +17 deg
	スタビライザ	-12.5 , +2.5 deg
ロール制御	インボードエルロン	± 18 deg
	アウトボードエルロン	± 22 deg (フラップ展開時のみ作動)
	スポイラ	47 deg (エルロンと同期)
		47 deg
スピードブレーキ		47 deg
グランドスポイラ		47 deg
ヨー制御	アッパ・ラダー	± 27.5 deg
	ロウア・ラダー	± 27.5 deg
		(アッパ, ロウアとも同角度)
エンジン	エンジン基数	2
	最大出力	29,000 lb (128,913N)
	Max Continus EGT	545
	Max TO EGT	590
オートパイロットモード	VERTICAL SPEED HOLD	
	ALTITUDE HOLD	
	FLIGHT LEVEL CHANGE	
	VERTICAL NAVIGATION	
	HEADING HOLD	
	HEADING SELECT	
	LATERAL NAVIGATION	
	LOCALIZER	
	LAND	
	GO AROUND	
オートスロットルモード	SPEED HOLD	
	THRUST HOLD	
FMS 機能	データ管理	
	フライトプラン管理	
	性能管理	
	VERTICAL NAVIGATION	
	LATERAL NAVIGATION	



付図 1 汎用大型旅客機モデルの三面図

付録 2 汎用大型旅客機モデル運用手順

1:Preflight

(1)Exterior Inspection		skip
(2)Cockpit Preparation-PNF		
Maintenance Status	CHECK	PNF(模擬)
Log and Documents ..CHECK on BOARD		PNF(模擬)
APU Start Switch	ON	(実験者)
External Power Switch.....	OFF	PNF(模擬)
L/G Lever	DOWN	PNF
FMS.....	.SET & CHECK	PNF
Flaps	U	PNF

(3)Cockpit Preparation-PF

Speed Brake Lever	SET	PF
Thrust Levers	IDLE	PF
Fuel Switches	OFF	PF
Parking Brake	OFF	PF
FCU AP	OFF	PF
ATS	OFF	
LNAV	ARM	
VNAV	ARM	
FMS Fght Pkan	CHECK	PF

(4)Final Cockpit Preparation

Weight and Balance	OBTAIN	PNF
FMS Takeoff Data	CHECK	PLT
Takeoff Briefing	CONDUCT	PLT

Cockpit Checklist

Log & Documents	CHECKED	PNF
Thrust Levers	IDLE	PF
ENG Switches	OFF	PF
Takeoff Data ..	SET & CHECKED	PLT

2:Before Start

(1)Before Start (Including Pushback)

Doors	CLOSED	(実験者)
Engine Start Briefing	CONDUCT	PNF
Parking Brake	ON	PF

(2)Engine Start (No.2, No1 の順に実施)

Call	"Start No._"	PF
ENG Switch	ON	PF
Call	"No._ Start Normal"	PF

(3)After Start

APU	OFF	(実験者)
Spoilers	ARM	PF
Pitch Trim	SET	PF
Rudder Trim	ZERO	PF

After Start Checklist

Spoilers	ARMED	PF
Trims	___ UP/DN & ZERO	PF
Ground Equipments ..	DISCONNECTED	PF(模擬)

3:Taxi-Out and Takeoff

(1)Taxi-Out

AP Mode	CKD	PF
ND Flight Plan Mode	CKD	PF(模擬)
ND Map Mode	CKD	PF
Parking Brake	OFF	PF
Flaps Lever	(25)	PNF
Flight Controls	CHECK	PLT
Flight Displays	CHECK	PLT

Taxi & Takeoff Checklist

Flight Control	CKD	PLT
Flaps	(25)	PF

(2)Takeoff

概要 : Runway Align, Column Push, V1, VR, Positive Climb Gear Up, AP ON (50ft 以上でスタビライズ後)

(3)After Takeoff (AP による方法)

概要 : V2+10kt, AP engage, Spoiler disarm, Flap retract

After Takeoff Checklist

Gear	UP	PF
Flaps	ZERO	PF

(4)RTO

概要 : ATS off, Thrust Levers idle, Brakes, Reverse Thrust, Spoiler Extend
After Stopping; Park Brakes ON, Thrust Lever Idle, Fuel Off, Engine Fire SW Pull(sim)

(5)Engine Failure after V1

概要 : V2+10kt, AP ON, alt=1500ft で

Engine Fire Checklist

Thrust Lever.....	IDLE	PF
Fuel	OFF	PNF
Engine Fire SW	PULL	PF(模擬)

4:Climb

(1)Climb

概要 : Seat Belt SW Auto, Landing Light SW OFF at 10,000ft, Baro Ref STD

実験開始位置変更後

AP SET	LNAV, VNAV, ATS, AP	PF
--------------	---------------------	----

5:Descent and Approach

(1)Descent Preparation

Landing Data	PREPARE	PNF
FMS	pproach Data SET & CHECK	PLT(模擬)
Landing Briefing	CONDUCT	PLT

(気象状況,NOTAM, Approach 方式, DA, Missed App 方式,

Landing Runway, Landing Flap Setting, Approach Speed, Autoland 実施の有無)

DESCENT Checklist		
Landing Data	SET & CKD	PLT

(2)Approach

FMS	ACTIVATE Appr	PNF
AP	LAND Mode ARM	PF

6:Landing

(1)Before Landing

Flaps Lever	SET 2, 5, 15, 25	PNF
Landing Gear Lever	DOWN	PNF
Spoilers	ARM	PF
FLAPS Lever	SET (30)	PNF

Landing Checklist		
Gear	DOWN, 3 GREEN	PF
Spoilers	ARMED	PNF
Flaps	(30)	PF

(2)Go Around

概要：GoAround call, Thrust Lever TO/GA, Rotation, Flap 一段上げ,Positive Climb Gear Up

(3)Landing Roll Procedure

概要：Reverse, Runway Turnoff までに AP OFF

7:Taxi-In and Parking

(1)After Landing

Spoilers	DISARM	PNF
Flaps	ZERO	PNF
Autopilot	DISENGAGE	PF

(2)Parking

Thrust Levers	IDLE	PF
Parking Brake	ON	PF
APU	ON	PF(実験者)
ENG Switch 1	OFF	PNF
ENG Switch 2	OFF	PNF

Parking Checklist		
ENG Switches 1 & 2	OFF	PF
Parking Brake	ON	PF
Flaps	ZERO	PF

注：PLT は、PF と PNF で実施することを示す。

航空宇宙技術研究所報告 1381 号

平成 11 年 1 月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話(0422)47-5911 〒182-8522
印刷所 廣濟堂印刷株式会社
東京都港区芝2-23-13

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,管理部
研究支援課資料係にご連絡ください。

Printed in Japan