飛行機の操縦系統特性が飛行性に及ぼす影響に関する フライトシミュレータ実験^{*1}

Flight Simulator Experiments on the Effects of Control System Dynamics to Airplane's Flying Qualities

宮 嶋 克 行^{*2}・小 柳 直 也^{*3}
Katsuyuki MIYAJIMA and Naoya OYANAGI

Key Words : Airplane, Flight Simulator Experiment, Control System Dynamics

Abstract : Fixed base flight simulator experiments were conducted to investigate effects of control system dynamics on the handling qualities of an airplane. Breakout forces and force gradient ratio to control displacement were changed mechanically by the ELECTRO-LOAD equipped to the simulator recently. Relationships between control forces and stick positions were measured, and both breakout forces and force gradient ratio were determined experimentally. These control system dynamics were changed parametrically in the flight simulator tests. The control of the longitudinal pitch angle was selected as the flight maneuver of the airplane. Time histories of both the pitch angle and the pilot control were obtained, and analyzed systematically. Good insight into the effects of the control system dynamics on the handling qualities of an airplane was obtained.

主 な 記 号

BOF : 操縦系統のブレイクアウト力 [lb]

GRA : 操だ力グラジエント [lb/in]

δe : エレベータ舵角 [deg]

θ : ピッチ角 [deg]

1. は じ め に

飛行機の操縦系統特性がその飛行性に及ぼす影響に関してはこれまで多くの研究が行われている¹⁾。通常飛行機は、パイロットが操縦装置を操作して飛行しているので、飛行機の操縦系統特性が変わるとその飛行性も影響を受けると考えられる。

東京都立科学技術大学の地上固定型フライトシミュレータには、最近新しく操舵力負荷装置²⁾が付け加えられ、操縦系統特性をピッチ軸とロール軸操舵に関して独立して自由に調整できるようになった。そこで本研究では、この操舵力負荷装置の機械的特性を確認すると共に操縦系統特性が飛行性に及ぼす影響に関し実験を行った。検討した機械的特性は、操縦桿を動かすはじめるために必要な力である“ブレイクアウト力”及び操縦桿を一定量動かすために必要な力を示す“操だ力グラジエント”である。これらの値を系統的に変化させることにより、ブレイクアウト力や操だ力グラジエントの値が変化したときに、機体の応答や操

縦感覚がどのような影響を受けるのか人間工学的な実験を行った。実験でシミュレートした機体はビーチクラフト C-90 A であり、操縦者は学生である。

2. フライトシミュレータ

実験に使用した装置は、東京都立科学技術大学の地上固定型フライトシミュレータである。全体図を第1図に示す。シミュレータは、操縦を行う模擬コックピット、機体の運動を計算し計器を表示させるための3台のコンピュータ (NEC 製: PC 9801 BA 3×2 台, PC 9821 Xa 10×1 台)、外部視界を作り出すグラフィックコンピュータ (Silicon Graphics 製: INDY)、グラフィックコンピュータで作られ出された外部視界をコックピット前方に映し出す51型外部視界用プロジェクタ (Victor 製: VX-X 510 S)、操舵入力をするためのスティック型操縦装置 (日本無線製: NGN-782)、操縦桿にかかる負荷を調整するための操舵力負荷装置 (SAIC 製: ELECTRO-LOAD)、及び電源を供給するためのシステムキャビネット等から成り立っている。操縦者は模擬コックピットの中で大型ディスプレイに映し出された外部視界と模擬コックピット内に取り付けられた計器を見ながら実験を行う。

本論文でその機械的特性を確認しようとした操舵力負荷装置は、操縦桿に負荷を与える装置と負荷の設定を行う計算機部分から成り立っており、計算機で設定した値の負荷をスティック型操縦装置のピッチ軸とロール軸操舵に独立して与えられるようになっている。負荷を与える装置は模擬コックピットの下に縦に2つ設置されており、その写真を第2図に示す。写真中矩形で示してある部分がそうであ

^{*1} © 2000 日本航空宇宙学会

平成11年10月13日, 第37回飛行機シンポジウムにて発表。
平成12年3月23日原稿受理

^{*2} 東京都立科学技術大学

^{*3} 東京都立科学技術大学大学院工学研究科

第1図 フライトシミュレータ全体図

ロール軸 ピッチ軸

第2図 操舵力負荷装置

る。この写真は模擬コックピットを後方から見ており、右側がピッチ軸、また左側がロール軸に関する装置である。

3. ブレークアウト力と操舵力グラジエントの設定

実験に先立ちまず操縦桿に働いているブレークアウト力（以下表及び図中ではBOFと表す）と操舵力グラジエント（以下表及び図中ではGRAと表す）の値を求めた。実験で使用するブレークアウト力と操舵力グラジエントの値が正確に設定されていることを確かめるために、長さ約60 cmの操縦桿の先端にバネばかりを取り付け、バネばかりを1 cm (0.3937 in) から10 cm (3.937 in) まで1 cmごとに引張り、そのときの力と操縦桿の位置の関係を計測した。なお文献3)を参照して、単位はポンド [lb] とインチ [in] を用いることにした。これら単位の換算表を第1表に示す。今回の実験で主に使用するブレークアウト力と操舵力グラジエントの値の組み合わせを第2表に示す。計測されたこれら6ケースの力と変位の関係を第3図(A)及び(B)に、それぞれ操舵力グラジエント1.5 lb/in及び3.0 lb/inの場合に分けて示す。縦軸は力を、横軸は操縦桿の位置を示している。

それぞれの測定値のうち、操縦桿の位置が0.7874 in (2 cm) から3.937 in (10 cm) までは、力と操縦桿の位置の関係はほぼ一直線に並んだが、操縦桿の位置が0.3937 in (1 cm) の場合は値が全てのブレークアウト力でその直線

第1表 単位の換算表

1 kg=2.205 lb
1 cm=0.3937 in
1 m=3.281 ft
1 km/h=0.5400 kt

第2表 ブレークアウト力 (BOF) と操舵力グラジエント (GRA) の設定値

ケース名	BOF [lb]	GRA [lb/in]
(a)	1.5	1.5
(b)	3.0	1.5
(c)	4.5	1.5
(d)	1.5	3.0
(e)	3.0	3.0
(f)	4.5	3.0

(A) GRA 1.5 lb/in の場合

(B) GRA 3.0 lb/in の場合

第3図 力と変位の関係

からはずれている。ブレークアウト力が高いとそのはずれ量も大きいようであるが、これらは操縦桿の不感帯の影響であろうと考えられる。

そこで、0.7874 in (2 cm) から3.937 in (10 cm) までの9点に最小2乗法⁴⁾を用いて直線の式を求め、直線と縦軸との交点をブレークアウト力、直線の傾きを操舵力グラジエントとした。第3図(A)及び(B)に示した直線は、それぞれ下から順にブレークアウト力が1.5 lb, 3.0 lb, 及び4.5 lbの場合である。記号●, ▲, 及び▼はそれぞれの場合の測定値である。これらの結果からわかるように、測定値はほぼ直線とかさなっており、操縦桿に働くブレークアウト力と操舵力グラジエントの値を適切に設定することができたと考えられる。

ただし、本論文の実験では簡単化のため操縦桿を動かす速度や加速度は考慮していない。

4. 実験方法

このシミュレーションで使用した機体は、ビーチクラフト C-90 A であり、その運動は非線形運動方程式⁵⁾で与えられている。実験の初期状態は、飛行速度 150 kt (277.8 km/h)、高度 17000 ft (5181.6 m) の巡航状態であり、以下の2つの実験をそれぞれブレークアウト力 (BOF) と操舵力グラジエント (GRA) の値をパラメトリックに変えて行った。

実験1: 巡航状態より2分間ピッチ角を+5度に保つ。

ただし最初の5秒間に操縦桿より適当な擾乱を与

える。

実験2：巡航状態より1分間ピッチ角を -5 度に保ち、次の1分間は $+5$ 度に保つ。

今回の実験では縦方向のみの運動を対象としたが、操縦桿にかかるブレークアウト力と操だ力グラジエントの値はピッチ、ロール両軸とも同じ値に設定して実験を行った。また、操縦者は学生1名であり、どの場合でも慣熟飛行を十分に行いデータの再現性が得られた後実験データを取得した。実験ではいずれも慣熟飛行を含めて50回程度の飛行の後に、実験データが定常になった5~10回分のデータを解析に使用した。

5. 実験結果及び解析

実験1で得られた機体ピッチ角の時間履歴の主な結果を第2表に示した試験ケースごとにそれぞれ第4図(A)~(F)に示す。

これらのグラフより、どのケースにおいても実験開始後約30秒以降はピッチ角をほぼ $+5$ 度に保てていることがわかる。擾乱後からピッチ角を $+5$ 度にする間も、ピッチ

角の変化にケースによる大きな差は見られなかった。これらの結果よりブレークアウト力や操だ力グラジエントの値が変化しても、擾乱後にピッチ角を $+5$ 度に保つことは容易であり、実験1の試験ではブレークアウト力や操だ力グラジエントの値の違いによる影響はあまり現れなかった。

実験1で得られたピッチ角が目標ピッチ角にどの程度合っているか定量的に解析するために、実験開始後30秒から120秒までの実際のピッチ角と目標ピッチ角である $+5$ 度との差の2乗平均値を求めた。この結果を第5図(A)及び(B)に示す。それぞれ操だ力グラジエント 1.5 lb/in と 3.0 lb/in の場合であり、横軸はブレークアウト力の値である。実験1の試験では、得られたデータのばらつきがあまり大きくなかったため、5回分の2乗平均値を示した。さらに、これら5回の平均値を図中に記号▲により示し、実線で結んである。いずれのケースでも各データや平均の値は小さく、データのばらつきもあまりないことから、実験1の試験ではブレークアウト力や操だ力グラジエントの値の違いによる影響があまりないということが解析的にも確かめられた。

実験2で得られた機体ピッチ角の時間履歴の主な結果を第2表に示した試験ケースごとにそれぞれ第6図(A)~(F)に示す。

第6図(A)及び(D)より、一般にブレークアウト力が 1.5 lb の場合はピッチ角を目標にあまり正確には合わせることができないようである。しかし第6図(B)(E)及び(C)(F)より、ブレークアウト力が 3.0 lb や 4.5 lb になるとピッチ角をかなり目標に保てていることがわかる。また、操だ力グラジエントの値の違いによる影響はあまり見られなかった。

第7図(A)及び(B)には、これらのデータを解析し実験開始後10秒から60秒までの実際のピッチ角と目標ピッチ角である -5 度との誤差の2乗平均値を示してある。それぞれ操だ力グラジエント 1.5 lb/in 及び 3.0 lb/in の場合である。実験2では、実験回数を重ねてもデータのばらつきが若干残ったので、10回分のデータの平均値を記号▲により図中に示してある。また第8図(A)及び(B)には、同様に実験開始後70秒から120秒までの実際のピッチ角と目標ピッチ角 $+5$ 度の誤差の2乗平均値を、それぞれ操だ

第4図 実験1の結果

第5図 ピッチ角誤差の2乗平均 (実験1)

(A) ケース(a) BOF 1.5 lb, GRA 1.5 lb/in

(D) ケース(d) BOF 1.5 lb, GRA 3.0 lb/in

(B) ケース(b) BOF 3.0 lb, GRA 1.5 lb/in

(E) ケース(e) BOF 3.0 lb, GRA 3.0 lb/in

(C) ケース(c) BOF 4.5 lb, GRA 1.5 lb/in

(F) ケース(f) BOF 4.5 lb, GRA 3.0 lb/in

第6図 実験2の結果

カグラジエント 1.5 lb/in 及び 3.0 lb/in の場合に分けて示してある。図中の記号▲は第7図(A)及び(B)と同じである。

第7図及び第8図に示したように解析は、実験開始後10秒から60秒及び70秒から120秒の2つの場合に分けて行ったが、これらの結果より共に操だカグラジエントの値にかかわらず、ブレークアウト力が1.5 lbのときは3.0 lb及び4.5 lbの時よりもピッチ角誤差の2乗平均値は大きくなり、目標ピッチ角との誤差は大きくなっている。また、ブレークアウト力が3.0 lb及び4.5 lbの場合を比較すると、操だカグラジエントが1.5 lb/inでも3.0 lb/inでも、ピッチ角誤差の2乗平均値はあまり変わらないが4.5 lbの方が平均値のばらつきが小さくなっている。

次に、これまで解析したブレークアウト力や操だカグラジエントの値が変化したときに、それらの値の違いが操縦しやすさにどのような影響を与えているかを検討した。実験2で得られた機体の安定性、操縦者の疲労感及び機体応答等に関する操縦者のコメントを第3表にまとめて示してある。

ブレークアウト力が1.5 lbのときは、操だカグラジエ

(A) GRA 1.5 lb/in の場合

(B) GRA 3.0 lb/in の場合

第7図 ピッチ角誤差の2乗平均(実験開始後10秒から60秒, 実験2)

(A) GRA 1.5 lb/in の場合

(B) GRA 3.0 lb/in の場合

第8図 ピッチ角誤差の2乗平均(実験開始後70秒から120秒, 実験2)

第3表 操縦感覚のコメント(実験2)

		GRA	
		1.5 lb/in	3.0 lb/in
BOF	1.5 lb	<ul style="list-style-type: none"> ・操縦桿が軽すぎて、安定させるのが難しい ・疲れない ・機体の応答は速い 	<ul style="list-style-type: none"> ・操縦桿が軽すぎて、安定させるのが難しい ・操だカグラジエント 1.5 lb/in のときと同じく疲れない ・機体の応答は速い
	3.0 lb	<ul style="list-style-type: none"> ・力の加減がしやすいので、安定させやすい ・疲れない ・機体の応答は適当 	<ul style="list-style-type: none"> ・力の加減がしやすいので、安定させやすい ・操だカグラジエント 1.5 lb/in のときより少し疲れる ・機体の応答は適当
	4.5 lb	<ul style="list-style-type: none"> ・大きな力は必要だが加減がしやすいので、安定させやすい ・2分間の実験でも疲れしてしまう ・機体の応答は適当 	<ul style="list-style-type: none"> ・大きな力は必要だが加減がしやすいので、安定させやすい ・操だカグラジエント 1.5 lb/in のときよりもさらに疲れる ・機体の応答は適当

ントが1.5 lb/inでも3.0 lb/inでも操縦感覚の差はほとんどないが、操縦桿が軽すぎて機体を安定させるのが難しいというコメントが示されている。ブレークアウト力が3.0 lbの場合、操だカグラジエントが3.0 lb/inだと1.5 lb/inよりも少し疲れるようであるが、どちらの操だカグラジエントでも力の加減がしやすく機体を安定させることは容易と思われる。さらに、ブレークアウト力が4.5 lbになると、どちらの操だカグラジエントでも機体を安定させることは可能であるが、ブレークアウト力の値が大きい

で2分間の実験でも操縦者は疲労感をコメントしている。

また第3表には、ブレークアウト力の違いによって操縦のしやすさに難易度があることが報告されている。そこで、比較的操縦の難しかったケースであるブレークアウト力1.5 lb、操だ力グラジエント3.0 lb/inの場合と、操縦の容易であったケースであるブレークアウト力3.0 lb、操だ力グラジエント3.0 lb/inの場合について、エレベータ舵角 δe の時間履歴を第9図(A)及び(B)に比較して示してある。ここで、エレベータ舵角 δe は機体の頭下げの方向を正としてある。第9図(A)のブレークアウト力が1.5 lbのときは、力の加減がうまくいかず何度も操縦入力を変えて目標ピッチ角に合わせようとしているのがわかる。これに対し、第9図(B)のブレークアウト力が3.0 lbのときは、比較的落ち着いた操縦入力で機体を目標ピッチ角に合わせているようである。これらの結果は、ブレークアウト力の値が変化すると、同じ試験をしようとしても操縦特性に大きな差がでてくることを示しているのであろう。

そこで、ブレークアウト力が変わるとエレベータ舵角 δe の操縦量にどのような違いが現れるか解析を行った。実験2でブレークアウト力を1.5 lbから4.5 lbまで0.5 lbごとに換え、得られたエレベータ舵角 δe の平均操縦量からの標準偏差を解析した。

第10図(A)及び(B)は慣熟飛行を行った後のエレベータ舵角 δe の標準偏差を、各ブレークアウト力に対して10回分とその10回の平均値をプロットしたものである。それぞれ操だ力グラジエントが1.5 lb/in及び3.0 lb/inの場合の結果である。第10図(A)より、操だ力グラジエント

が1.5 lb/inの場合、ブレークアウト力が1.5 lbでは標準偏差の平均値が他のブレークアウト力の場合よりも比較的大きく、またブレークアウト力が2.0 lb以上では標準偏差の平均値に大きな差は現れなかった。第10図(B)より、操だ力グラジエントが3.0 lb/inの場合、ブレークアウト力が1.5 lbでは第10図(A)と同じように標準偏差の平均値は比較的大きくなっている。ブレークアウト力を大きくすると標準偏差は小さくなるが、さらにブレークアウト力を大きくすると標準偏差は再び大きくなると思われる。

これらをまとめると、操だ力グラジエントが1.5 lb/inのときはブレークアウト力が1.5 lbより大きいと操縦のしやすさには変化が少なくなるが、操だ力グラジエントが3.0 lb/inのときはブレークアウト力が2.0 lbから3.0 lbあたりで操縦が容易であると思われる。

6. ま と め

東京都立科学技術大学の地上固定型フライトシミュレータを用いて、最近新しく付け加えられた操縦力負荷装置の機械的特性を確認すると共に操縦系統特性が飛行性に及ぼす影響に関し実験を行った。シミュレートした機体はビーチクラフト C-90 A であり、機体のピッチ角操縦に対する操縦系統のブレークアウト力や操だ力グラジエントの影響について人間工学的な解析を行った。実験は2種類の任務について行った。実験1は擾乱後にピッチ角を一定に保つ任務であり、実験2はピッチ角を変動させる任務である。本研究により次のような結論が得られた。

1. 東京都立科学技術大学の地上固定型フライトシミュレータに新しく付け加えられた操縦力負荷装置のブレークアウト力及び操だ力グラジエントに関する機械的特性を適切に設定することができた。

2. これら機械的特性が飛行機のピッチ角制御に及ぼす影響に関し次のような実験データを得ることができた。

2.1 擾乱後にピッチ角を一定に保つ実験1の場合では、ピッチ角の時間履歴を比較しても、また実際のピッチ角と目標ピッチ角の差の2乗平均値を比較しても、ブレークアウト力や操だ力グラジエントの値の違いによる影響があまり現れなかった。

2.2 ピッチ角を変動させる実験2の場合では、ピッチ角の時間履歴を比較すると、操だ力グラジエントの値の違いによる差はあまり現れなかったが、ブレークアウト力の値が1.5 lbよりも3.0 lbや4.5 lbの方がピッチ角を目標に保ちやすいようであった。さらに、ブレークアウト力が3.0 lbよりも4.5 lbの方が大きな操縦力が必要であったが、ピッチ角誤差の2乗平均値のばらつきは小さくなっている。

2.3 また実験2では、今回の操縦者にとって操縦しやすい操だ力グラジエントとブレークアウト力の値の組み合わせは、操だ力グラジエントが1.5 lb/inから3.0 lb/inあたりではブレークアウト力が2.0 lbから3.0 lbあたりであると思われる。

本研究により操縦系統のブレークアウト力や操だ力グラ

(A) ケース(d) BOF 1.5 lb, GRA 3.0 lb/in (B) ケース(e) BOF 3.0 lb, GRA 3.0 lb/in

第9図 エレベータ舵角 δe の時間履歴の比較 (実験2)

(A) GRA 1.5 lb/in の場合 (B) GRA 3.0 lb/in の場合

第10図 エレベータ舵角 δe の標準偏差 (実験2)

ジェントの違いが飛行機の飛行性に及ぼす影響に関しデータを得ることができたが、これらの結果に一般性を持たせ航空機の設計に反映させるためには今後以下のような検討が必要であろう。

1. 本研究でシミュレートした機体はビーチクラフト C-90 A であり、さらにその飛行状態は限られたものである。今後は飛行特性の異なる多くの機体をシミュレートし、その飛行状態を変化させる必要があろう。

2. 本研究でパイロットに要求された任務は機体のピッチ角制御である。今後は他の任務、例えば飛行機の機動性等に対する影響も検討する必要がある。

3. 本研究での操縦者は学生1名である。そのため実験データの取得にあたっては十分な慣熟飛行を行い、データ

の再現性を確認した。今後は複数の実際のパイロットによるデータの取得が必要であろう。

参 考 文 献

- 1) Neal, T. P. and Smith, R. E.: A Flying Qualities Criterion for the Design of Fighter Flight-Control Systems, J. Aircraft, 8 (1971), pp. 803-809.
- 2) SAIC: ELECTRO-LOAD Software Operation and User Interface Manual CLOAD v 3.2, 1996.
- 3) Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785 C, 1980.
- 4) 田島 稔, 小牧和雄: 最小2乗法の理論とその応用, 東洋書店, 東京, 1986, pp. 6-7.
- 5) 日本無線: JAT-24 EFS 模擬運転装置取扱説明書, 東京, 1996.