ファジィ制御による操縦性最適化*¹

Control Augmentation Using Fuzzy Logic Control

加 藤 明 夫*²・犬 飼 大 輔*³
Akio KATO and Daisuke INUKAI

Key Words : Fuzzy Logic Control, Control Augmentation, Control Law

Abstract : Control to improve control characteristics of aircraft, CA (Control Augmentation), is used to realize the desirable motion of aircraft corresponding to pilot's control action. C^* criterion is an important factor for the pilot's preferred longitudinal motion. The time history of C^* corresponding to step input is specified to be within the upper and lower envelope, and that near the center of the envelope is best for the pilot's easy control. In this research, the control laws for control augmentation of small supersonic aircraft were designed using fuzzy logic control to obtain the C^* response near the center of the envelope. The evaluation of the designed control laws showed good performance in all flight conditions. Here, the control laws were varied by only one scaling factor for dynamic pressure. Therefore, the gain schedules by Mach number and angle of attack, which are necessary for supersonic aircraft in which the control laws were designed by model following optimal control, are not necessary. This proves that fuzzy logic control is an effective and flexible method when applied to control laws for control augmentation of aircraft.

1. は じ め に

近年、航空機の操縦装置にデジタルコンピュータを用いた電気式操縦装置を適用することが多くなってきたが、これは基本的にセンサ、飛行制御計算機、アクチュエータからなる飛行制御システムである。電気式操縦装置においては、システムを多重化して機械式操縦装置並の信頼性を実現している。飛行制御の基本的な項目に操縦性の向上があり、機械式操縦装置を適用した航空機においても操縦性増大装置と呼ばれる制御システムを追加して操縦性の向上を図ってきた。電気式操縦装置においては、飛行制御計算機に制御則を組み込んで操縦性の向上を図ることになる。

航空機の対称面内の運動に関する操縦性を向上するための制御は縦 CA (Control Augmentation: 操縦性最適化) と呼ばれるが³⁾、これは操縦者の操縦に対して操縦者の望む縦の運動を実現しようとするものである。操縦者の望む縦運動に関する代表的基準として C^* 基準があり、ステップ入力に対する C^* の時間応答がある包絡線の中に入るよう規定しており、包絡線の中心付近が最もよい運動とされている^{7~9)}。 C^* 基準はボーイング社によって提案され、多くの研究者、設計者に有効な基準として認められ、輸送機にも適用されてきたが、日本では CCV 研究機に適用された^{2,4,7)}。 C^* 基準は操縦者の望む運動に関する基準であるため、航空機の特長よりも、人間の特性に直接関わるものである。また、 C^* は操縦席での垂直加速度と縦揺れ角速

度との線形結合であり、これは操縦者にとって低速時には垂直加速度よりも縦揺れ角速度の感覚が重要であり、高速時には縦揺れ角速度よりも垂直加速度の感覚が重要であることに基づいている^{7~9)}。 C^* を両者の線形結合とすることにより、 C^* 基準は低速から高速まで適用できるものであり、CCV 研究機においては低速から超音速まで、低高度から高高度まで飛行範囲全域で適用されている^{2,4)}。

縦 CA の制御則をモデルを用いない通常のフィードバック制御によって設計することもできるが、その場合には、ステップ入力に対する C^* の時間応答が規定された包絡線の中に入るかどうか、包絡線の中心からどの程度はなれているかによって制御則の良否を判断することとなる。この方式よりもさらに良好な制御性能を実現するために、CCV 研究機においては、ステップ入力に対する C^* の時間応答が規定された包絡線の中心付近を通る C^* のモデルを定義し、モデルフォロイング最適制御理論により縦 CA の制御則を設計した^{2,4)}。この場合、飛行範囲の全域から多くの飛行条件を選び、各々の飛行条件に対して最適制御理論による設計を行ってゲインを求めた後、動圧、マッハ数、迎角の関数としてゲインスケジュールを行っている^{2,4)}。

一方、ファジィ制御はモデルフォロイング最適制御とは全く異なるものであり、これを縦 CA の制御則設計に適用した場合、包絡線の中心付近を通る C^* モデルにほぼ一致する C^* 応答が得られるだろうか？ また、モデルフォロイング最適制御は制御対象の数式モデルを前提として、制御性能を表す評価関数を最小とするゲインの組み合わせを求めるものであるのに対して、ファジィ制御は厳密な最適化ではなくて、曖昧さのもつ余裕によるロバスト性を狙っ

*¹ © 2001 日本航空宇宙学会
平成 13 年 2 月 16 日原稿受理

*² 名城大学理工学部交通科学科

*³ 名城大学大学院理工学研究科機械工学専攻

た制御である。そこで、ファジィ制御を航空機の縦 CA 制御則の設計に適用した場合、CCV 研究機において必要であった (1) 各飛行条件に対する制御則設計、および (2) 各ゲインの動圧、マッハ数、迎角の関数としてのゲインスケジュール^{2,4)}は不必要ではないか？ 本研究ではこのような点を明らかにする。

記号

- v_T : 微小擾乱速度 (m/sec)
 α : 迎角 (rad または deg)
 θ : 縦揺れ角 (rad)
 q : 縦揺れ角速度 (rad/sec または deg/sec)
 δ_e : 全動式水平尾翼舵角または昇降舵角 (deg)
 Δn_{zcp} : 操縦席における荷重倍数の変動分
 V_{co} : クロスオーバー速度 (m/sec)
 g : 重力の加速度 (m/sec²)
 $C_{ma}\left(=\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right)$: 迎角に対する縦揺れモーメント係数の変化 (1/deg)
 $C_{m\delta_e}\left(=\frac{\partial C_m}{\partial \delta_e}\right)$: 全動式水平尾翼舵角または昇降舵角に対する縦揺れモーメント係数の変化 (1/deg)

2. 対象とする航空機モデル

対象とする航空機モデルは文献 5) に記載されている F-16 MODEL のデータを基とし、文献 6) を参考にして筆者らが作成した小型超音速機モデル (以降、F-122 と呼ぶ) である。なお、縦の操縦は全動式水平尾翼で行うが、その最大舵角は ± 25 度である。水平尾翼を操舵するアクチュエータは文献 5) より時定数 0.05 秒の一時遅れとして取り扱う。

ここで設計する制御則を実機に適用する場合、必要となるセンサは荷重倍数を計測する G センサと縦揺れ角速度を計測するセンサであるが、これらは応答が速く、機体応答に比べて応答周波数が 10 倍以上と考えられ、センサの応答遅れの影響は小さいと考えて、これを考慮に入れずに設計を行う。

制御則の設計に際して用いた航空機の運動方程式は機体軸、縦 3 自由度微小擾乱運動方程式を次式の状態方程式で

表したものである。この 3 自由度は前後軸方向の移動、上下軸方向の移動、左右軸まわりの回転である。

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx$$

$$x = [v_T \ \alpha \ \theta \ q]^T, \quad u = \delta_e, \quad y = [\alpha \ q]^T$$

ここで、

x : 状態変数ベクトル

u : 入力ベクトル

y : 出力ベクトル

A : 4 行 4 列のマトリクス

B : 4 行 1 列のマトリクス

C : 2 行 4 列のマトリクス

制御則を評価するために行ったシミュレーションに際しては上記状態方程式の他に、機体軸、縦 3 自由度非線形方程式を用いた。

3. 飛行条件

操舵応答を検討する飛行条件は第 1 表に示す 8 ケースである。飛行条件 1~4 は海面上における迎角 10 度の低速からマッハ数 0.9 の高速まで、飛行条件 5~8 は高度 10,668 m (35,000 ft) における遷音速および超音速であり、低高度と高高度、低速から高速までの飛行条件を選んだ。

4. 設計目標

縦 CA の制御則をファジィ制御を用いて設計するに際して、設計目標として C^* 基準を使用した。 C^* は次式で定義される縦運動に関する時間応答である。

$$C^* = \Delta n_{zcp} + \left(\frac{V_{co}}{g} \right) q$$

クロスオーバー速度 V_{co} は文献 5) より 121 m/sec とする。

第 1 図 ステップ操舵に対する C^* モデルの応答

第 1 表 F-122 小型超音速機の飛行条件と特性

	飛行条件 1	飛行条件 2	飛行条件 3	飛行条件 4	飛行条件 5	飛行条件 6	飛行条件 7	飛行条件 8
高度 (m)	0	0	0	0	10668	10668	10668	10668
(ft)	(0)	(0)	(0)	(0)	(35000)	(35000)	(35000)	(35000)
速度 (m/sec)	85.81	153.01	264.52	306.02	274.79	355.99	474.65	593.32
マッハ数	0.25	0.45	0.78	0.90	0.93	1.20	1.60	2.00
迎角 (deg)	10.00	2.11	-0.33	-0.67	2.11	-0.44	-0.33	-0.91
動圧 (kg/m ²)	459.89	1464.72	4370.19	5858.88	1464.72	2458.23	4370.19	6828.43
C_{ma} (1/deg)	0.00187	0.00102	-0.00038	-0.00217	-0.00311	-0.01020	-0.00775	-0.00618
$C_{m\delta_e}$ (1/deg)	-0.00976	-0.00963	-0.00973	-0.00975	-0.00985	-0.01010	-0.00670	-0.00443

第2図 縦CAのブロック図

C* 基準は縦のステップ操舵に対する C* の応答について、飛行特性が良好となる範囲を定めており、その範囲の中心付近が最も良いとされている⁷⁻⁹⁾。

C* モデルを次式で定義する。

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (\zeta=0.6, \omega_n=6 \text{ (rad/sec)})$$

この C* モデルのステップ操舵に対する応答を Boeing C* Criterion と共に第1図に示す。

縦の操舵に対して機体が運動することによる C* の応答（以降、C* 応答と呼ぶ）が、同じ操舵に対する C* モデルの応答（以降、モデル応答と呼ぶ）にほぼ一致することを設計目標とする。

5. 縦 CA 制御則の設計（その1）

5.1 制御系の構成 ファジィ制御により C* モデルにほぼ一致する操舵応答を得るため、第2図の制御系を構成した。C* 応答とモデル応答との「制御偏差 e 」と1サンプリング時間における「1階差分 Δe 」「2階差分 $\Delta^2 e$ 」の3つをファジィ推論部への入力要素とし、ファジィ推論部からの出力を昇降舵舵角コマンドとしている。なお、サンプリング時間は1/120秒としている。図中の SF1～SF4 はスケーリングファクタであり、ファジィ推論部への3入力のバランスと変動範囲を設定し、推論結果を妥当な大きさの舵角コマンドに変換するものである。図中のファジィ推論部の基本的事項については5.2～5.4に述べる。

5.2 前件部と後件部の設定 まずファジィ制御の特徴である「if-then」形式の前件部、つまり「if」に当たる部分を設定する。「制御偏差 e 」「1階差分 Δe 」「2階差分 $\Delta^2 e$ 」に対するメンバーシップ関数を第3図に示す通りとする。

第3図 前件部ファジィラベルとメンバーシップ関数

続いて後件部すなわち「then」の部分、つまり前件部を元に出力される出力変数を定義する。

出力変数を

Positive Big	(以下 PB) (正大: 1)
Positive Medium	(以下 PM) (正中: 2/3)
Positive Small	(以下 PS) (正小: 1/3)
Zero	(以下 ZE) (零: 0)
Negative Small	(以下 NS) (負小: -1/3)
Negative Medium	(以下 NM) (負中: -2/3)
Negative Big	(以下 NB) (負大: -1)

の合計7つに細分化し、後件部のファジィラベルとして設定した¹⁾。

5.3 ファジィ推論部制御規則 前件部変数「制御偏差 e 」「1階差分 Δe 」「2階差分 $\Delta^2 e$ 」のファジィラベル (P, Z, N) と後件部変数の7つのファジィラベルとの対応をファジィ制御規則として構成したものが第4図である¹⁾。

5.4 ファジィ推論の手順 第3図のメンバーシップ関

数により,「制御偏差 e 」「1階差分 Δe 」「2階差分 $\Delta^2 e$ 」に対して「 P 」(正),「 Z 」(零),「 N 」(負)の重みを求め, P , Z , N の重みの最小の値を後件部の重みとする. 27通りの制御規則から得られた結果を後件部ラベルごとに加算した後,全体の重心位置を算出する. この重心位置がファジィ推論部の出力であり, -1 から $+1$ の範囲で変動する。

5.5 スケーリングファクタ(SF)の設定 第1表の飛行条件2に対してモデル応答にほぼ一致する良好な C^* 応答が得られるようにスケーリングファクタの調整を行った。

第5図にスケーリングファクタ調整前のファジィ推論部への3入力の1例を示す. SF1~SF3の比率と大きさおよびSF4の大きさが適切でない場合,図のように入力が振動するため,ファジィ推論部からの出力も振動し,第6図に示す通り操舵応答も振動する. したがって,良好な制御性能を実現するためにはスケーリングファクタを調整する必要がある. この調整方法について検討した結果,次の順序で調整すれば良いことが判った。

e is N	$\Delta^2 e$			
	N	Z	P	
	N	NB	NB	NM
Δe	Z	NB	NM	NS
	P	NM	NS	ZE

e is Z	$\Delta^2 e$			
	N	Z	P	
	N	NM	NS	ZE
Δe	Z	NS	ZE	PS
	P	ZE	PS	PM

e is P	$\Delta^2 e$			
	N	Z	P	
	N	ZE	PS	PM
Δe	Z	PS	PM	PB
	P	PM	PB	PB

第4図 構成したファジィ制御規則

飛行条件2 SF1:7 SF2:36 SF3:28.8 SF4:-60
第5図 ファジィ推論部への入力 (SF調整前)

第6図 SF調整前のステップ操舵に対する応答 (飛行条件2)

① SF4を仮設定する.

(考え方) 昇降舵舵角コマンドはファジィ推論部の出力 (-1 から $+1$ の範囲) にSF4をかけて得られるため必要な舵角の大きさを見当つけてSF4の値を仮に定める.

ここでは, ± 3 度程度の舵角を使う必要があると見当をつけて $SF4 = -3$ と仮に定めた.

② $SF2 = SF3 = 0$ としてSF1のみの値を変えて良好な応答が得られるかどうか調べる.

(考え方) SF3からの入力が最も振動しやすく, その次がSF2からの入力で, SF1からの入力が最も振動しにくいので, はじめにSF1のみで制御できるかどうかを調べる.

ここでは, SF1のみで十分な制御はできなかった.

③ $SF3 = 0$ として, SF1とSF2の値を変えて良好な応答が得られるかどうか調べる.

(考え方) 最も振動しやすいSF3からの入力なしで制御できるかどうかを調べる.

ここでは, $SF1 = 15$, $SF2 = 120$, $SF3 = 0$ で良好な応答が得られた. SF1とSF2の値の組み合わせは試行錯誤で決めるが, 短時間で妥当な組み合わせを見つけることができる.

第2表 設定したスケーリングファクタの値

SF1	SF2	SF3	SF4
15	120	0	-2

飛行条件2 SF1:15 SF2:120 SF3:0 SF4:-2
第7図 ファジィ推論部への入力 (SF調整後)

第8図 SF調整後のステップ操舵に対する応答 (飛行条件2)

④ SF 1, SF 2, SF 3 の値を変えて良好な応答が得られるかどうか調べる.

(考え方) SF 1 と SF 2 の値の組み合わせでは十分な制御はできない場合に SF 3 も組み合わせる.

ここでは, SF 3 を組み合わせる必要はなかった.

⑤ SF 4 を C* 応答に振動が起こるまで大きくして, そのときの SF 4 の値を求める.

(考え方) 安定余裕に関するデータを得る.

ここでは, SF 4=7.8 で C* 応答に振動が起こった.

⑥ SF 4 の値を C* 応答に振動が起こったときの SF 4 の値の約 0.25 倍にする.

(考え方) 十分な安定余裕を確保するため.

ここでは, SF 4=-2 とした.

上記の方法で設定したスケーリングファクタの値を第 2 表に示す.

飛行条件 2 において, スケーリングファクタ調整後のフ

ァジィ推論部への 3 入力を実第 7 図に, 縦のステップ入力に対する応答を実第 8 図に示す. C* 応答とモデル応答とがほぼ一致する良好な操舵応答が得られた.

6. 縦 CA 制御則の設計 (その 2)

6.1 異なる飛行条件における操舵応答 5 章で設定したスケーリングファクタをそのまま用いて, 第 1 表の飛行条件 1, 3~8 に対して, 縦のステップ操舵に対する C* 応答を求めた. 結果をモデル応答と比較して第 9 図に示す. 最も動圧の小さい飛行条件 1 においては C* 応答がモデル応答に対して大きく遅れている. 舵角コマンドは -1 から +1 の範囲で動くファジィ推論部の出力に SF 4 を乗じた値となるが, この場合, 舵角コマンドの大きさが不足して応答が遅れている. これより, SF 4 の値は動圧によって変える必要があることが判る. そこで, SF 4 と動圧の積が飛行条件 2 の場合と同一となるように設定した. SF 4

第 9 図 ステップ操舵に対する応答 (その 1)

第 10 図 ステップ操舵に対する応答 (その 2)

第 3 表 設定した SF 4 の値

	飛行条件 1	飛行条件 2	飛行条件 3	飛行条件 4	飛行条件 5	飛行条件 6	飛行条件 7	飛行条件 8
SF 4	-6.37	-2.00	-0.67	-0.50	-2.00	-1.19	-0.67	-0.43

第11図 縦CAのブロック図 (その2)

の値を第3表に示す. このSF4を用いた場合の操舵応答を第10図に示す. 飛行条件1における応答の遅れがなくC* 応答とモデル応答はほぼ一致した.

第10図に示す通り, 超音速である飛行条件6, 7, 8においてはC* 応答に定常偏差がある. F-122 小型超音速機はRSS (Relaxed Static Stability) を適用した機体であるため, 第1表の C_{ma} の値から判るように, 亜音速時には縦静安定 (C_{ma}) が中立付近にあり, C* の定常値に対して必要となる昇降舵角の定常値は大きくない. しかし, 超音速時には縦静安定がかなり強くなり, 超音速でマッハ数が大きくなると舵効き ($C_{m\delta e}$) が低下する. このため, C* 応答の定常値に対して必要となる昇降舵角の定常値は大きくなる. これが飛行条件6から7, 8へと定常偏差が大きくなっている理由であり, SF4と動圧の積が飛行条件2の場合と同一となるようにすることによって解決できる問題ではない.

この定常偏差をなくするため, 第11図に示す通り, ファジィ制御部と平行に偏差の積分回路を追加することとした.

偏差の積分回路に関するSF5の値が十分大きい場合は超音速時の定常偏差が殆どなくなる. ただし, SF5の値が大き過ぎるとファジィ推論部への入力に振動が起こる. 飛行条件8における定常偏差が殆どなくなり, 全ての飛行条件において, ファジィ推論部への入力に振動が起こらないことを確認してSF5の値を60とした. 以上より, スケーリングファクタSF1~SF5の値をまとめて第4表に示す. このスケーリングファクタを用いた場合について, 縦のステップ操舵に対する応答を第12図に示す. 偏差の積分回路を追加することにより, 飛行条件6, 7, 8についても良好な結果が得られた.

特に, 超音速機の場合, 超音速において縦静安定が強くなり, マッハ数が大きくなると舵効き ($C_{m\delta e}$) が低下することより, マッハ数によるゲインスケジュールが必要となり, また, 動圧や迎角によるゲインスケジュールも必要と

第12図 ステップ操舵に対する応答 (その3)

なるのが通常である. これに対して, ファジィ制御を基本として偏差の積分回路を追加した今回の制御則においては, ただ1つのスケーリングファクタを単に動圧に反比例

第4表 スケーリングファクタ SF1~SF5の値

	飛行条件1	飛行条件2	飛行条件3	飛行条件4	飛行条件5	飛行条件6	飛行条件7	飛行条件8
SF 1					15			
SF 2					120			
SF 3					0			
SF 4	-6.37	-2.00	-0.67	-0.50	-2.00	-1.19	-0.67	-0.43
SF 5					60			

第5表 C* コマンド、荷重倍数の最大値、迎角の最大値

	飛行条件1	飛行条件2	飛行条件3	飛行条件4	飛行条件5	飛行条件6	飛行条件7	飛行条件8
C* コマンド	1.2	7.0	10.0	10.0	6.5	10.0	9.0	9.0
荷重倍数の最大値	1.4	4.9	7.9	8.2	5.5	8.4	8.2	8.4
迎角の最大値 (度)	15.0	15.0	6.2	4.1	15.0	13.8	8.9	6.2

第13図 ステップ操舵 (C*=5) に対する応答 (その1)

第14図 ステップ操舵 (C*=5) におけるファジィ推論部への入力

第15図 ステップ操舵 (C*=5) に対する応答 (その2)

第16図 大きなステップ操舵に対する応答

させて変えるのみで超音速機の全ての飛行条件に対して良好な応答を実現できた。これはファジィ制御が制御対象の数学モデルを用いた厳密な最適化ではなくて、制御対象の出力を用いた曖昧な制御であることによる柔軟性を発揮できたものである。

6.2 操舵の大きさと制御性能

6.2.1 ファジィ推論部の推論の有効範囲 飛行中には大小様々な操舵を行うが、操舵が大きい場合には、ファジィ推論部への入力が推論を有効に行える範囲 (-1 から +1) を越えてしまう恐れがある。これについて検討する

ため、飛行条件2においてC*=5のステップ操舵に対する応答を求め、第13図に示す。また、この場合のファジィ推論部への3入力を第14図左側に示す。ファジィ推論部への入力値が推論を有効に行える範囲を大幅に越えているため、C* 応答に振動があり操舵応答は良くない。この問題を回避するために、ファジィ推論部への入力を、第11図に示す入力調整回路を用いて調整する。この入力調整回路は、ファジィ推論部への3入力変数中の最大値を常

第6表 安定余裕

	飛行条件1	飛行条件2	飛行条件3	飛行条件4	飛行条件5	飛行条件6	飛行条件7	飛行条件8
ゲイン余裕 (dB)	12.7	11.6	13.8	14.0	13.4	12.9	17.0	21.2
位相余裕 (度)	108.0	113.9	108.0	99.7	106.4	103.1	92.9	80.4

第17図 $C^*=5$ のステップ操舵に対する応答 (飛行条件1)

に監視し、その最大値が推論を有効に行うことのできない値 (具体的には1.0以上) になった場合、その値を n とし、3入力変数全体を $1/n$ 倍することによって3入力変数を推論が有効に行える値に調整するものである。このままではファジィ推論部からの出力が小さくなるので、その出力を n 倍して元に戻す。この調整回路を適用して、飛行条件2について $C^*=5$ のステップ操舵を行った場合の応答を第15図に示す。また、そのときのファジィ推論部への3入力を第14図右側に示す。

ファジィ推論部への入力値が推論を有効に行える範囲に入っているため、 C^* 応答はモデル応答にほぼ一致し良好な応答が得られた。

6.2.2 大きな操舵に対する応答 入力調整回路の追加により、大きな操舵に対しても良好な応答が得られることを確認するため、第1表に示す各飛行条件について、第5表に示す大きな C^* コマンド入力に対するモデル応答と C^* 応答を求め、第16図に示す。それぞれ第5表に示す通り、迎え角約15度、荷重倍数約8のいずれかに達する程度の大きな運動となっているが応答は良好である。これまでは、線形方程式によるシミュレーションであるが、空力係数を迎え角の関数として取り扱い、非線形運動方程式を用いてシミュレーションを行った結果を線形方程式によるシミュレーション結果と比較して第17図に示す。迎え角25度を越えるような運動に対しても両ケースで C^* 応答には殆ど

第18図 2 Hz の正弦波入力に対する応答

差がない。

以上より設計した制御側は大きな操舵にたいしても有効であることが確認できた。

6.3 操舵の速さと制御性能 速い操舵に対する応答性を検討するため、第1表に示す各飛行条件について、2 Hz の正弦波入力に対するモデル応答と C^* 応答を求め、第18図に示す。 C^* 応答はモデル応答にほぼ一致しており、設計した制御側は速い操舵に対しても有効であることが確認できた。

6.4 安定余裕 ゲイン余裕、位相余裕を下記の方法により求めた。

第2図のSF4の値を大きくすると C^* 応答に振動が発生する。そのときのSF4の値と第4表に示すノミナル値との比をデシベルに換算し、これをゲイン余裕として第6表に示す。最も余裕の少ないケースでゲイン余裕は11.6 dBである。また、第2図のアクチュエータの前にむだ時

間を挿入してむだ時間の値を大きくすると C^* 応答に振動が発生する。そのときのむだ時間の値を発生した振動の角速度を用いて角度に換算し、これを位相余裕として第6表に示す。最も余裕の少ないケースで位相余裕は 80.4° である。これは文献 10) における空力的閉ループ操縦系統に対する要求、ゲイン余裕 6 dB, 位相余裕 45° 、に対して大きな余裕があるので、実機に適用するときに必要な構造フィルタの追加等にも対応可能と考えられる。

7. ま と め

ファジィ制御を航空機の CA の制御則に適用した場合、その特徴を生かした制御が行えるかどうかを検討した。まず、小型超音速機の海面上、低速の飛行条件において良好な操舵応答が得られるように、ファジィ制御による縦操縦性最適化の制御則を設計した。この制御則をそのまま動圧の小さい飛行条件に適用すると C^* 応答がモデル応答に対して遅れるのでスケールリングファクタの一つを動圧に反比例して変化させることとした。また、超音速時の縦静安定の増大および舵効きの低下による C^* 応答とモデル応答との定常偏差をなくするために偏差の積分を舵角コマンドに追加することとした。なお、大きな操舵に対してはファジィ推論部への入力調整を行うこととした。

以上によって得られた制御則により、ただ一つのスケールリングファクタの値を動圧によって変化させるのみで、迎角 10° の低速から 2 マッハの超音速まで、海面上から高高度までの飛行条件において、 C^* モデルにほぼ一致する C^* 応答を得ることができた。モデルフォロイング最適制御理論による設計の場合、各飛行条件に対応する航空機の数学モデルについて制御則を設計してゲインを求めた後、動圧、マッハ数、迎角によりゲインスケジュールを行うことになる^{2,4)}。これに対して、今回のファジィ制御による設計の場合、すべてのスケールリングファクタについて検討

したのは 1 つの飛行条件についてのみである。これはファジィ制御が制御対象の数学モデルに対する厳密な最適化ではなく、曖昧さのもつ余裕によるロバスト性を狙った制御であることによるものである。また、操縦性最適化の制御則は飛行安全に直接関わるため、これに関係するセンサ等は多重とする必要がある。飛行制御システムの簡素化のためには関係するセンサ等は少ない方が良いが、今回マッハ数、迎角によるスケジュールが不必要であったのは大きな長所と言える。

つまり、ファジィ制御は航空機の CA の制御則に適用した場合、その特徴である柔軟性を十分発揮することが判った。

参 考 文 献

- 1) 加藤明夫, 松葉貴史: ファジィ制御による航空機の姿勢制御, 日本航空宇宙学会論文集, **47** (1999), pp. 419-426.
- 2) 加藤明夫, 亀山忠史, 山本真生: CCV 研究機のシステムと制御, 三菱重工技報, **22**, 6 (1985), pp. 149-157.
- 3) 山田秀次郎, 菅野秀樹, 竹腰昭弘, 日根野稔, 加藤明夫: T-2 CCV の開発概要, 日本航空宇宙学会誌, **35** (1987), pp. 475-481.
- 4) 安江正宏, 久保 朗, 亀山忠史, 高浜盛雄, 片柳亮二, 山本真生: T-2 CCV の FBW システムと制御則, 日本航空宇宙学会誌, **35** (1987), pp. 482-492.
- 5) Stevens, B. L. and Lewis, F. L.: Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons Inc., USA, 1992, pp. 236-270, 584-592.
- 6) Heffley, R. K. and Jewell, W. F.: Aircraft Handling Qualities Data, NASA CR-2144, 1972.
- 7) Tobie, H. N., Elliott, E. M., and Malcom, L. G.: A New Longitudinal Handling Qualities Criterion, Proc. 18th Annual National Aerospace Electronics Conference, Dayton, 1966.
- 8) Rynaski, E. G.: Flying Qualities in the Time Domain, AIAA Paper 85-1849, 1985.
- 9) Kisslinger, R. L. and Wendl, M. J.: Survivable Flight Control System, Studies, Analysis and Approach, Supplement for Control Criteria Studies, AFFDL-TR-71-20, Suppl. 1, 1971.
- 10) Military Specification, Flight Control Systems-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for, 1975.