- 第619回講習会教材, 1986.6.5.6.
- 7) Simpson, A. and Hitch, H. P. Y.: Active Control Technology, Aeronaut. J., 81 (1977), pp. 231-246.
 - 8) Burns, B. R. A.: Fly-by-wire and Control Configured Vehicles—Rewards and Risks, Aeronaut. J., 79 (1975), pp. 51-58.
 - 9) Landau, I. D.: Model Reference Adaptive Systems—A Survey (MRAS)—What is Possible and Why? J. of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 94 (1972), pp. 119-132.
 - 10) 児玉慎三, 須田信英: システム制御のためのマトリックス理論, 計測自動制御学会, 1978.8.
 - 11) Erzberger, H.: On the Use of Algebraic Methods in the Analysis and Design of Model-Following Control Systems, NASA TN D-4663, July (1968).
 - 12) 内藤一郎: 奇蹟の帰還, 航空情報, 1985.5, pp. 46-47.
 - 13) エアワールド, 中国の天空アルバム(8), 中国戦線における日本機, 1981.3.
 - 14) Eterno, J. S., Weiss, J. L., Looze, D. P. and Wilkky, A. S.: Design Issues for Fault Tolerant Restructurable Aircraft Control, Proc. TP-225, Conf. on Decision and Control, 1985 Fort Landerdale, FL.
 - 15) 東口 実: 再形成可能なビークル制御システム, システムと制御, 29 (1985), pp. 149-155.

—特 集—

CCV 開発の世界的動向*1

荻野 三郎*2・大嶋 壮夫*2

Key Words: CCV, FBW, ACT, Flight Control

1. ま え が き

1957年FBW機の先駆ともいべき電気式操縦方式のTay Viscount実験機による飛行試験が行われてから, 30年目に当たる昨年夏から今年初めにかけて, 小型高性能機, 民間輸送機のCCV/FBW機が相ついで初飛行した。仏のRafale (1986年7月), 英の

EAP (Experimental Aircraft Program, 1986年8月), イスラエルのLAVI (1986年12月), エアバス社のA320 (1987年2月) などである。今後開発される小型高性能機はすべてその操縦系統にFly-By-Wire/Fly-By-Light (FBW/FBL) が採用され, アクティブ・コントロール技術 (Active Control Technology, ACT) が適用されていくことになろう。

ACTとは, 空力, 構造, 推進システムといった要素技術を飛行制御システムによって統合し, その機体の運用目的を効率よく達成する制御技術をいう。また, 設計の初期からACTを使うことを前提として, 機体形状を定めた航空機をCCV (Control Configured Vehicle) と呼んでいる。

ACT個々の技術, またはそれらのいくつかを統合してCCV技術の実証を試みた機体を第1図に示す。また, 代表的なACTとその開発状況を第2図にまとめる。欧米ではすでにACTを適用した機体の実用に供されている。本稿はこれらのACTが開発されてきた経緯をふり振り返りつつ, 今後さらに, CCV実用機へと発展していく上での技術的課題について概観してみる。

なお, 回転翼機については本特集の中で, 他の著者から発表があるため, 対象を固定翼機に絞って述べることにする。

著 者 紹 介

荻野 三郎 (正会員)

昭和10年生。神奈川県出身。昭和35年東京大学工学部航空学科卒業。同年富士重工業(株)入社。FA-200軽飛行機, FA-300双発ビジネス機, J/AQM-1無人標的機等の開発に従事。現在航空機技術本部第2技術部長。

大嶋 壮夫 (正会員)

昭和20年生。広島県出身。昭和43年早稲田大学理工学部機械工学科卒業。昭和46年東京大学工学部航空学修士課程修了。同年富士重工業(株)入社, 現在に至る。T-2 CCVの開発, XT-4の飛行試験に参画。飛行制御系およびフライト・シミュレータの開発・設計に従事。

*1 昭和62年6月19日原稿受理 Status and Trend in CCV

*2 富士重工業(株)航空機技術本部 Saburo OGINO and Takao OSHIMA

第1図 CCVと要素技術³⁾

第2図 ACTの開発状況

2. 世界のCCV研究開発の現状

2.1 CCVの研究開発状況 これまでに飛行を行ったCCV/FBW機のおもなものを初飛行年代順に第1表にまとめる。同表には、操縦系統の信号形態と冗長度、バック・アップの有無、および採用されたACTについても併記した。ACTの機能の詳細については他の文献を参照していただきたい^{2,3)}。

第2表はCCV/FBW機の研究開発の経緯をアメリカにおける有人宇宙開発計画と対比しながら示したものである。

アメリカにおける有人宇宙計画はマーキュリ/ジェミニ計画からはじまり、アポロ計画、スペース・シャトル計画へと発展し、NASP (National Aero Space Plane) 計画/TAV (Trans Atmospheric Vehicle) 計画がスペース・シャトル計画と併行して現在進められている。こうした宇宙開発が、航空機とくに小型高

性能機の飛行性・空力設計に与えたインパクトとして、次の三つが挙げられよう。

まず第1は1960年代前半のマーキュリ/ジェミニ計画の有人カプセル宇宙飛行によってもたらされたものである。すなわち、『飛行特性上、人が操縦する乗物というものは本来いかにあるべきか』という課題である。これが一つの契機となって、飛行性基準の改訂—MIL-F-8785Bを生み、F-14、F-15といった戦闘機設計の基準となった。

二つ目は、スペース・シャトルの大気圏突入時の『大迎角域で安定した飛行姿勢を保持するためには、空力特性はいかなる条件を満足すべきか』という課題である。この課題に対する研究成果が、戦闘機の大迎角Departure問題解決の有力なToolとなった。以上の2点については、文献1)に報告しているので詳しくはそちらを参照していただきたい。

もう一つが、FBW技術である。マーキュリ/ジェ

第1表 CCV/FBW機とACT技術

機種名	国名	初飛行	製造目的	操縦システム*1			Active Control Technology*2								備考
				FBW	多重度	バックアップ	CA	RSS	MLC	DLC DSC	GLA	FEL	RQC	AFS	
FSX	日	?	次期戦闘機												
ATF	米	?	〃				○	○	○	○					
EFA	英, 独, 他	?	〃				○	○							
ACX	仏	?	〃				○	○							
F15 STOL	米	1988. 4	2Dノズル	D	4	—	○			○					Reconfigurable FCS 2Dノズル, IFFC
JAS 39	スウェーデン	1987. 末	量産機	D	3	—	○								
A 320	仏	1987. 2. 2	〃	D	2×2	M	○	○	○		○	○			
LAVI	イスラエル	1986. 12.	〃	D	4		○								
EAP	英	1986. 8. 8	新技術デモ機	D	4	—	○	○							Experimental Aircraft Program
Rafale	仏	1986. 7. 4	〃	D	4	—	○								
C-1 STOL	日	1985. 10. 28	STOL技術実証	D	3	M	○					○			
AFTI/F-111 MAW	米	1985. 10. 18	MAWコンセプト	D	2		○		○		○				Mission Adaptive Wing 前進翼 (Forward Wing)
X-29	〃	1984. 12. 14	FWコンセプト実証	D	3	A	○	○							
T-2 CCV	日	1983. 8. 9	DFBW実証	D	3	M	○	○	○	○		○			
B-1 B	米	1983. 3. 23	量産機	D			○	○	○		○		○		
AFTI/F-16	〃	1982. 7. 10	IFFC 多モードCA } 実証	D	3	A	○	○	○	○		○			Advanced Fighter Technology Integrator
F-16 XL	〃	1982. 7. 3	超音速巡航実証	A→D	4→3	—	○								
Jaguar CCV	英	1981. 10. 20	CCVコンセプト実証	D	4	—	○	○				○			
F-15 IFFC	〃	1981. 7. 10	IFFC実証	D			○		○	○		○			Integrated Fire and Flight Control System
B 65 VSRA	日	1979. 6. 8	インフライトシミュレータ	D	1	M	○								Variable Stability Response Aircraft
Mirage 4000	仏	1979. 3. 9	技術実証機	D		—	○								
L-1011-500	米	1978. 10.	量産機	D	2×2	M	○	○	○		○ ^{FMS}				Elastic Mode Suppression
F-18	〃	1978. 10. 13	〃	D	4	D/A/M	○		○						Taileron DM フラップD ラダー, エルロンDA } ACLS成功
F-16 A	〃	1978. 8. 7	量産機	A	4	—	○	○	○			○			最初の量産FBW機
P-2 V7 VSA	日	1978. 5. 24	VSA化による飛行性基準	A	1	M	○			○					Variable Stability Aircraft
Mirage 2000	仏	1978. 3. 10	量産機	D/A	3ラダー 4スタビ/エルロン	—	○	○	○			○			
F-104 GCCV	独	1977. 12.	CCVコンセプト実証	D	4	M	○	○							
F-19	米	1977. 11.	量産機	?	?	?									
YC-14	〃	1976. 8. 9	USB	D	3	M	○								一部光ファイバ使用
YF-16 CCV	〃	1976. 3. 24	CCVコンセプト実証	A	4	—	○	○	○	○					
YA-7 D DIGTAC	〃	1975. 2.	DFBWコンセプト実証	D	2	M	○								Digital Tactical Aircraft Control Phase II で光ファイバ使用
B-1 A	〃	1974. 12. 23	プロトタイプ	D			○		○						

Tornado	英	1974. 8. 14	量産機	A	3	M*	○						*Taileronのみ
YF-17	米	1974. 6. 9	プロトタイプ	D			○						
F-4CQV (PACT)	〃	1974. 4. 29	CCVコンセプト実証	A	4	—	○	○					カナード付 Precision Aircraft Control Technology
C-5ALDCS	〃	1974. 3.	GLA/MLC実証	A	2	M	○		○				
YF-16	〃	1974. 2. 2	プロトタイプ	A	3	—	○						
Hunter	英	1973.	FBWコンセプト実証	A	4	M	○						
F-8DFBW	米	1972. 5.	DFBWコンセプト実証	D	1→3	A	○	○					Apolloコンピュータを転用
F-4SFCS	〃	1972. 4.	FBWコンセプト多量化	A	4	—	○						Survivable Flight Control System
B 52 CCV	〃	1971. 7.	AFS実証	A	3	M	○	○	○	○	○	○	
コンゴルド	仏	1969. 3.	量産機	A	2	M	○						*CG Control
SR-71	米	1964. 12. 22	〃	A		M							
F-111	〃	1964. 12. 21	〃	A	3	M							

** A : Analog
D : Digital
M : Mechanical

CA : Control Augmentation
RSS : Relaxed Static Stability
MLC : Maneuver Load Control
DLC : Direct Lift Control
DSC : Direct Side Force Control

GLA : Gust Load Alleviation
FEL : Flight Envelope Limiting
RQC : Ride Quality Control
AFS : Active Flutter Suppression

ミニ計画の有人カプセルの操縦方式はアナログ FBW であった。アポロ計画で、デジタル FBW の実用性が証明され、スペース・シャトル計画でより高度なデジタル FBW 技術が確立された。すなわち、各飛行フェーズに応じて適切な飛行制御則へと切り換える制御手法である。スペース・シャトルでは、上昇/軌道飛行/大気圏突入といった三つのフェーズに分けて誘導・飛行制御則が切り換えられる¹¹⁾。

これら宇宙開発の初期計画ははじまって5～10年遅れて、航空機の分野でも研究実験機による飛行実証が行われてきた。それからおよそ5年くらい後に、それぞれアナログFBW機、デジタルFBW機が実用化されている。

1974年2月に初飛行したF-16はアナログ方式であるが、最初フル・オーソリティをもち、機械式バック・アップ系統をもたないFBW実用機として脚光を浴びた。これは、それ以前に行われた、B 52 CCV、F-4 SFCS (Survival Flight Control System)、F-4 PACT (Precision Aircraft Control Technology) 実験機などによって飛行実証された結果が反映されたものとみるべきである。ヨーロッパにおける小型高性能機のFBW技術もまったく同じ経過をたどってきている。F-16が初飛行して半年後の1974年8月アナログFBW方式であるTornadoが初飛行した。

F-16は操縦系統に当時としては最先端の技術を採用しているが、その他は1970年代前半までの技術を組み合わせてつくり上げた機体である。たとえば機体の材料はアルミニウムが80%近く使用され、複合材は数%しか使われていない⁴⁾ また、飛行制御系にフライト・エンベロープを逸脱しないようリミッターが設けられている。このリミッターに起因した飛行性上の課題について後で言及する。

デジタルFBW実用機として、アメリカのF-18、ヨーロッパではMirage 2000がある。F-18にはそれに先行して進められたDFBW実験機F-8C DFBW (Digital Fly By Wire), YA-7D DIGITAC (Digital Tactical Aircraft Control) などの技術成果が反映されている。なお、YA-7D DIGITACでは、FBW方式の欠点である耐EMI性、耐雷性を克服するためのFBL (Fly By Light) 方式の飛行実証が引続き行われている。

これらの実験機で検証された DFBW 技術をさらに高度化し、また、統合化ディスプレイやボイス・コマンドといった新技術とを組み合わせ一歩進んだ CCV 実験機が AFTI/F-16, X-29, AFTI/F-111 等である。これらの機体の飛行制御系は、飛行諸元あるいは任務に応じて最も適した飛行特性が得られる “Task

第2表 CCV/FBW 技術の開発経緯

Tailored Control Mode”といった概念を具体化したものとなっている。

AFTI/F-16では飛行制御系と火器管制系を統合した Automatic Maneuvering Attack System の評価飛行が行われた。また、AFTI/F-111計画では Mission Adaptive Wing の飛行実証が1990年頃まで続けられる。これは、翼の前縁フラップ、後縁フラップを飛行条件に応じて、最適な揚抗比を達成したり、高G飛行時の翼根の運動荷重を軽減すべく駆動するものである。

X-29は前進翼とカナードを組み合わせたCCV実験機である。前進翼によって遷音速および超音速での造波抵抗の減少と高迎角飛行中のロール・コントロールを確保できる利点がある。前進翼は空力弾性効果により発散する傾向にあるが、複合材のテーラリング技術で解決している。その他、アメリカではF-15 STOL 実験機、X-31 A 高機動実験機の計画が進められている。前者は2次元エンジン・ノズルを偏向させることによって離着陸滑走距離を短縮し、また、飛行中では機動性向上に役立てようとするものである。エンジン・ノズル偏向に伴うピッチング・モーメント変化は、上反角カナードをコントロールして空気中で相殺させる。X-31 Aの詳細は明らかにされていないが、高迎角域での機動ができることを主目的とした研究機で、1990年前後に飛行試験を行う計画のようである。

これらの成果は1990年代以降のアメリカの次期戦闘機計画ATF (Advanced Tactical Fighter) に集大成されることになる。

AFTI/F-16, X-29, F-15 STOL, X-31 Aはいずれも高迎角における舵効きあるいはコントロール・パワの確保を狙った機体形状といえる。機体固有の安定性が欠けたとしても舵さえ効けば制御系によって安定した飛行が可能である。

ヨーロッパにおけるRafale, EAP, JAS-39, LAVIなどいずれもカナード付きのデルタ翼である。同様な思想によって開発されていることが読みとれる。

わが国では、Jaguar CCV, F-104 G CCV, YF-16 CCV等よりは進んだ飛行制御システムをもつT-2 CCV研究機を開発している。

2.2 CCV/FBW 機の技術的課題 CCV/FBW 機の1970年代における技術的課題は、次のようであった。

- (1) EMI/EMP 対策
- (2) 多重系のチャンネル間のばらつき
- (3) 小型・軽量油圧源
- (4) 構造振動と制御系のカップリング

(5) 飛行性基準の確立

これらの課題は、1980年代のCCV研究機による飛行試験等によって克服されつつある。

(1) に関しては光ファイバ、光センサや光トランスデューサを用いたFly-By-Light技術の実証実験が進められている⁵⁾。

(2) は構成機器の精度向上に伴い、また、多重信号処理技術の向上に伴い、それ程問題にされなくなっている。

(3) は Electro Mechanical Actuator とか、Electro Hydrostatic Actuator といったサーボ・アクチュエータの開発が進められている。これらは従来のような油圧配管は必要としない。また油圧源に関しては常用されていた3,000 psi から5,000~8,000 psi といった高油圧システムも研究されている。

(4) の構造振動モードとのカップリング問題に関しては構造フィルターの設計技術、構造解析技術の向上等で大きな問題となっていない。もちろん、実機をもちいた地上試験によってカップリング有無の確認は、各CCV/FBW機ともなされている。

(5) の課題については1980年にMIL-F-8785のC-改訂がなされ、さらにその改訂案であるMIL-Standard and Handbookが1982年に提案されている。また、フライト・シミュレーション試験技術の向上等によって、初飛行前に精度よくその飛行特性の評価がパイロット自身によって行うことができるようになった。このことは、あらかじめ定められた飛行性基準を満たすというよりは、開発を進めていきながら、飛行性要求をつくりあげていくという柔軟な機体開発が行えるようになったともいえる。

1980年代に行われたCCV/FBW機の飛行試験等で明らかになった技術的課題として次のようなものが挙げられる。

(6) デジタル制御系とパイロットとの相互作用による機体振動

(7) Pilot Work Load の質的变化

(8) 生存性のいっそうの向上

(9) ソフトウェアの信頼性の確保

上記(6)は、F-18で発生したMIO (Monkey Induced Oscillation) や、AFTI/F-16で起きたPCO (Pilot Coupled Oscillation) といった現象である。いずれも高空(20,000~30,000 ft)を高速(0.8M~0.9M)で飛行中に発生するロール振動である。これらの振動は、デジタル制御系の計算遅れに起因したPIO (Pilot Induced Oscillation, パイロットの意図的な修正操舵によって生ずる振動で、はやくとも1 Hz程度)とは明らかに異なり、F-18のMIOが3

第3図 F-16A の C_L , $C_m \sim \alpha$

Hz, AFTI/F-16 の PCO が 5.7 Hz のロール振動であったという。この発生メカニズムは明らかになっていないが、いずれもロール・マヌーバ中に生じること、ステック・フォースを抜くと振動はおさまることから、パイロットの腕の筋肉のダイナミクスと連成している可能性があるといった説もある。F-18 はスティックにダンパをつけて、AFTI/F-16 は制御則の中の、時間遅れを補償する位相進みフィルタを除去して解決した^{6,7)}

(7) の問題は飛行制御系の自動化が進むとパイロットの仕事は機体の操縦者としての任務よりも、F-4 や Tornado の後席の武器システム・オペレータのような、機体システム全体のマネージャ的任務が主体となる。そのため、現在の機体の状況、置かれている環境がどう変わっていくかを適切かつタイムリーにパイロットに伝えねばならない。そのため、MPD (Multi Purpose Display) などの統合表示が採用されている。より整理された情報をパイロットに知らせるために人工知能 (AI, Artificial Intelligence) 技術の適用も研究されている。しかし、人工知能によってカバーできない高度な判断のみをパイロットに行わせることは、Work Load の質的变化を意味する。これははたして Pilot Work Load を低減していることにつながるのだろうかという疑問を抱かせる結果となっている。

(8) の生存性の向上として近年 Reconfigurable or Restructurable Flight Control System の研究が行われている。高度に複雑な制御系になると、故障が起きてもパイロットがその原因を探ることはほとんど不可能となる。また、多重化によって高い信頼性を誇ってみても、被弾等により舵面を失うとナンセンスである。飛行制御系を構成する、センサ、コンピュータ、アクチュエータ、舵面などが機能を失ったことを識別

し、それを系の中から取り除きシステムを再構成する。これが、Reconfigurable or Restructurable Flight Control System である。米空軍は、1985 年頃から Reconfigurable or Restructurable Flight Control System の研究に着手した。

(9) 項のソフトウェアの信頼性の確保とは、莫大なソフトウェアに潜むバグをどうやって発見するかである。「どんなに誤った手順で飛行制御システムを操作した場合でも安全であることをどう保証するか」、その方法が模索されている。CCV/FBW 実用機は CCV/FBW 研究機と違って、はるかに数多くのパイロットが運用する。当然誤操作も頻発し、予想もしないような誤りもあろう。そうしたケースすべてを事前に評価するのは不可能に近い。

今年 2 月に初飛行した A 320 FBW 民間輸送機はこの問題に Dissimilar Redundancy 方式で対処しようとしている⁸⁾。Dissimilar Redundancy 方式とは、同一入力に対して出力はまったく同じであるが途中のハードウェア、ソフトウェアは異なったものとする多重化の手法である。誤操作した場合異なるソフトウェアならば同一出力とならないはずであり、誤操作であることを発見する可能性は高いという考えである。こうした方法も抜本策とは言いがたく、徹底した運用試験を実施していくことが現実的な策であろう。

ソフトウェアに関連して次のような問題もある。制御ロジックでフライト・エンベロープを逸脱しないようリミッタを設けることは比較的容易にできる。しかし、リミット機能には十分な注意が必要である。

F-16 には迎角リミッタ等いくつかのリミッタがあるが、このリミッタを過信すると次のようなことが起こってしまう。F-16 ではロールによるピッチカップリングがある。このため、リミット迎角 ($\alpha = 12^\circ$) 付

近でロール・マヌーバを行うと迎角がリミット値を越えてしまう。これを押えるスタビレータのコントロール・パワが弱い（高迎角飛行時は一般に動圧は低い）こと、もともと Relaxed Static Stability 化され、機体固有の安定が負であることと相乗してロール・マヌーバを繰り返すと、迎角は、リミット値を大きく超えてしまう。迎角が 30° を超えると頭下げのスタビレータ効きはいつそう低下していく（第3図）ため、遂には垂直姿勢にまでなってしまう。実際、模擬空戦の終了を告げるため、翼を左右に振る合図を行った際、上記事象が発生したことが報告されている¹⁰⁾

F-16 に続いて開発された F-18 ではリミットで舵効きの期待できない飛行領域に陥らないように制限するのではなく、舵効きを残すことを優先した機体形状を追求している。

3. あ と が き

CCV とはコントロール・システムを空力、構造、エンジンと同列に扱って機体形状を定めた航空機であると一般的にいわれている。しかし、CCV とは機体固有の安定を確保することよりも、コントロール・パワを確保することを優先して機体形状を定めた航空機と表現したほうが適切ではないかと考えている。近年の飛行・制御技術の進歩によってコントロール・パワさえ残っていれば少々不安定な機体であっても、十分安定した飛行ができるからである。スペース・シャトルは大気圏突入の際の方向安定はまったくないが、制御系によって安定した姿勢を保持させている。このスペース・シャトルはそうした設計概念を実現した CCV のパイオニアと位置づけることができよう。

この思想を受けて開発された実用機が前述した F-18 である。しかし、戦闘機は高迎角域において安定した飛行ができるだけでは不十分である。少なくともこれからの戦闘機は、高迎角域で機動できる能力が要求されている。それを可能にする技術の一つが FBW

技術といえよう

米国において宇宙開発が航空技術へ与えたインパクトは大きいものがある。逆に航空技術から、宇宙開発へ影響を及ぼしたものも数多い。わが国でも 1990 年代半ばには日本版ミニシャトルを打ち上げる計画が進められている。わが国において、宇宙開発と航空産業の技術交流をいっそう深め、互いの研究成果を活用し合うことができれば、飛行制御の分野において、わが国独自の ACT が育くまれることにつながるものと確信している。そうした技術を、わが国で開発する航空機や宇宙機にぜひ、反映していきたいものである。

参考文献

- 1) 荻野三郎ほか：小型高性能機の大迎角域における飛行性とその評価法，日本航空宇宙学会誌，30（1982）pp. 304-311.
- 2) 金井喜美雄：最近の飛行制御システム CCV の現状とその動向，日本航空宇宙学会誌，30（1982）pp. 272-287.
- 3) 前田 弘：Active Control Technology に関する研究の現状と将来の課題，20 回飛行機シンポジウム講演集，1982，pp. 182-189.
- 4) Hadcock, R. N.: Introduction of New Structural Dynamics and Materials Technology into Production Systems, AIAA 79-0719 (1979).
- 5) 真柳光美：飛行制御システム用光技術，日本航空宇宙学会誌，32（1984），pp. 583-592.
- 6) Walker, L. A. et al.: Development of the F/A-18 Handling Qualities using Digital Flight Control Technology, Society of Experimental Test Pilots 26th Symposium, 1982, pp. 41-67.
- 7) Allen, M. G.: AFTI/F-16 Pilot Coupled Roll Oscillation, AIAA 83-2282 CP (1983).
- 8) 大嶋壮夫ほか：民間輸送機における FBW 技術の現状と課題，日本航空宇宙学会誌，35（1987），pp. 164-170.
- 9) National Academy Press: Aeronautics Technology Possibilities for 2000, 1984.
- 10) Anderson, S. B.: Handling Qualities Related to Stall/Spin Accidents of Supersonic Fighter Aircraft, AIAA 84-2093 (1984).
- 11) Schleich, W. T.: The Space Shuttle Ascent Guidance and Control, AIAA 82-1497 (1982).