4. あとがき

航空機の能動制御技術 (ACT) を民間機に適用して重量を軽減させ省エネルギーを図る研究がなされている。一方センサにおいてもコンピュータに対応する各種センサのデジタル化、長寿命化および小型化などセンサそのものの開発のほかに、センサを斜交配列にしてセンサの数を減らしかつ信頼性を維持する研究がなされている。近年、光技術の進歩は目ざましく航空機にも光データバスを中心とした光技術が応用されてきており、センサについても加速度計、圧力センサおよび磁気センサなど光技術を応用したものが研究開発されており将来の航空機に実用化されていくものと思われる。

参考文献

- 1) 松木正勝, 遠藤征紀, 新宮博公, 滝沢 実: 航空, 宇宙に使われるセンサ, センサ技術 (1982.9), pp. 81-93.

- 2) 日本航空宇宙工業会: 航空機搭載用デジタルセンサの技術動向調査, No. 22 (1979.3), pp. 34-96.
- 3) Shaw, J.C.: Benefits of Strapdown over Gimbal INS Systems for Aircraft Application, NAECON 76, Dayton, Ohio, May 18-20 (1976), pp. 11-21.
- 4) Stowell, W.K., McAdory, R.W. and Ziernicki, C.R.: Air Force Applications for Optical Rotation Rate Sensors, SPIE, Vol. 157, Laser Inertial Rotation Sensors (1978), pp. 166-171.
- 5) Reddy, P.B. PhD.: Performance Comparison of a Dry Tuned Gimbal Two-Degree-Of-Freedom Gyro with Laser Gyros and Gas Bearing Gyros in Precision Attitude Determination Systems, IEEE (1981), pp. 46-50.
- 6) SYSTRON-DONNER 社資料: Inertial Linear Servo Accelerometer, Specification for P/N 4852 F-12-P12 (1980).
- 7) 日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発センター: 民間用高信頼度能動制御技術システムの研究, No. 713 (1983.3), pp. 193-263.
- 8) Satin, A.L. and Gates, R.L.: Evaluation of Parity Equations for Gyro Failure Detection and Isolation, J. Guidance and Control, 1(1) (1978), pp. 14-20.

—特 集—

航空機用データバスとその役割^{*1}滝 沢 実^{*2}

Key words: Time-division multiplexed data bus; digital avionics

1. ま え が き

最近の航空機は、より安全に、快適に、かつ省燃料費で飛行できるように、自動飛行制御装置、パイロット操作・表示装置、情報収集・処理装置、監視・記

著 者 紹 介

滝沢 実 (正会員)

昭和 17 年生。東京都出身。昭和 37 年航空宇宙技術研究所入所。昭和 49 年東京理科大学理学部物理学科卒業。誘導制御用慣性センサ、航空機用光データバス、レーザージャイロなどの研究に従事。航空宇宙技術研究所計測部主任研究官。精機学会、計測自動制御学会、レーザー学会各会員。

録・警報装置等のサブシステムを飛行管理コンピュータによって総合的に管理・運用する飛行管理システム FMS (Flight Management System) を搭載する傾向にある (第 1 図参照)¹⁾。また L-1011 の改良型機では省燃料費性を実現するために ACT (Active Control Technology) の適用による揚力分布制御が行われ²⁾、B-767 ではスポイラ制御系統に FBW (Fly-By-Wire) 技術が全面的に適用され、機体の操縦性向上と軽量化が図られている³⁾。最近の航空電子システムは上述のように航空機の高性能化を実現する上で主役を果たす存在になりつつあり、その高信頼性や容易な保守性が強く要求され、デジタル電子技術の進歩とあいまって、アナログ式システム構成からデジタル式システム構成へと移行している^{3,4)}。航空機用データ・バス MUX (Time-Division Multiplexed Data Bus) は高信頼性デジタル航空電子システムを構成するために、各サブシステム間のデータ伝送装置として導入されるすう勢にある⁵⁾。現在、運用段階にある MUX としては、民間航空機を対象とした ARINC-429 DITS

^{*1} 昭和 57 年 11 月 10 日、第 20 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 58 年 10 月 27 日原稿受理 Multiplexed Data Bus for Aircraft and Its Role

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Minoru TAKIZAWA

第1図 B-767 飛行管理システムの構成

第1表 MUX 研究開発の経緯

ARINC-429 DITS	MIL-STD-1553 A/B
<ul style="list-style-type: none"> 1975年, 航空電子委員会 AEEC (Aeronautical Radio Inc.: ARINC がスポンサ. ARINC は米政府が主要株主の会社) は SAI (System Architecture and Interfaces) 小委員会を設立. ARINC-419 (DDSC) の近代化を示唆. 1976年, AEEC は SAI 小委員会に DAFCS のためのデータ伝送方式の検討を諮問. 1977年1月, SAI 小委員会はその諮問に対する作業を開始. 作業を“DITS”の検討にしようことを決定. 1977年5月, SAI 小委員会は“DITS”一次案を起草. 1977年6月, SAI 小委員会は“DITS”二次案を作成し, AEEC に提出. 1977年7月, AEEC は“DITS”二次案を ARINC-429 として制定することを決定. 	<ul style="list-style-type: none"> 米空軍はデジタル・アビオニクスへの応用を委託され, MUX 研究開発をその重要な研究課題の一部とした. 米空軍は F-14, F-15, B-1 等で MUX 適用研究を実施. 1973年8月30日, 米空軍は上記の研究結果に基づいて, MIL-STD-1553 A を起草. 1975年4月30日, 米空海陸軍は三者協定により, MIL-STD-1553 A を軍標準規格として制定. 1977年10月, Boeing 社は MIL-STD-1553 B を提案. 1978年9月21日, MIL-STD-1553 B が制定された.

(Mark 33 Digital Information Transfer System) があり⁶⁾, 一方軍用機を対象とした米軍標準規格 MIL-STD-1553 A/B (Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus) がある⁷⁾. 本解説では, MUX 研究開発の経緯, その役割と有益性, 二つの代表的な MUX の概要および MUX の航空機への適用例と将来動向について概説したい.

2. MUX 研究開発の経緯とその役割

2.1 MUX 研究開発の経緯 現在運用段階にある代表的 MUX の研究開発経緯の概要を第1表に示す. 表に示されるように, ARINC-429 DITS (以下 429 MUX と略す)は, 1975年に, ARINC (Aeronautical

Radio Inc.) がスポンサとなっている航空電子委員会 AEEC (Airlines Electronic Engineering Committee) により, デジタル航空電子装置の国際標準規格を策定する作業の一環として従来の ARINC-419 DDSC (Digital Data System Compendium) の近代化を主眼に検討が開始された. そして約2年後, AEEC はデジタル自動飛行制御システム DAFCS のためのデータ伝送方式の検討結果から得た DITS 二次案を ARINC-429 として制定した.

一方, MIL-STD-1553 A/B MUX (以下 1553 MUX と略す)の研究開発は, 1960年代後半から本格的に開始された FBW 技術や ACT/CCV 技術研究開発に対応して, 従来のアナログ航空電子装置に付随する

複雑な操作性、高価格性等の問題を克服するために、デジタル航空電子装置研究開発の主要課題の一つとして、米空軍によって開始された。時分割多重化データベース MUX の F-15 への最初の適用研究や B-1 戦略爆撃機等への MUX 適用研究を通して、MUX 開発上の諸問題が明らかにされた。米空軍は上述の研究開発の成果に基づいて MIL-STD-1553 A を起案し、米海・陸軍に提示した。MIL-STD-1553 A は、1975 年 4 月 30 日、米海・空・陸軍の三者協定として正式に制定された。MIL-STD-1553 A の改訂版、MIL-STD-1553 B は 1977 年 10 月に Boeing 社から提案された改定案⁹⁾に基づいて、1978 年 9 月 21 日に制定された。

これらの開発年代は DC-10 DGCS (Digital Guidance and Control System)⁹⁾ や B-767 等の開発過程に、また米軍関係では F-8 DFBW (Digital Fly-By-Wire) や F-18 DFBW 等の研究開発過程に対応している。このように、429 MUX および 1553 MUX は航空電子システムのデジタル化を背景として開発されたことがわかる。

2.2 MUX の役割と有益性 最近の高性能航空機が ACT 技術の適用や FMS 等の飛行制御システムに依存する傾向にあることについてすでに述べた。そのような飛行制御システムは航空機の飛行性能範囲 (Aircraft Flight Envelope) のすべて、もしくは飛行の安全性に対して重大な影響を与えるものと考えられる。それゆえ、飛行制御システムの中核となる航空電子システムは高信頼性や容易な保守性、低価格性等が強く要求される。高信頼性飛行制御システムを達成する方法としてはシステムの多重化 (冗長化) やサブシステムあるいはコンポーネントの高信頼性化が必要と考えられる³⁾。しかし、冗長化飛行制御システムを従来のアナログ航空電子装置で構成すると、その配線系は非常に複雑になるため、システムの保守性、信頼性管理がむずかしくなる等の問題が生じる。デジタル航空電子装置は上記のような問題を解決するために出現したものと考えられ、その有益性を十分に得るためには飛行制御システムを構成する各サブシステム間のインタフェースやデータ伝送装置 (データベース) の標準化を通して、システムの集積化、統合化が必要となると考えられる。シリアル・データベース MUX はデジタル飛行制御システムを集積化するための重要な手段として登場したものと見える。

MUX の航空機への適用の有益性はすでにいくつかの文献^{4,5)}によって具体的に指摘されているが、それらをまとめると第 2 表に示すことができる。MUX 適用による配線やコネクタ等の削減は、それが占める容

第 2 表 MUX 適用の有益性

・配線、コネクタ等の削減	—容積、重量の低減
・配線の簡素化	—保守性の向上
・デジタル式データ伝送	—耐雑音・耐電磁干渉性の向上
・Built-In Test による誤り検出が容易	—システム信頼性の向上
・冗長系化が容易	
・Fail Operative 機能の付加が容易	
・コンピュータ・ソフトの変更によりシステム形態の変更が容易	—システムの統合化、改修、拡張等が容易
・標準インタフェースが適用される	

積の低減と重量の軽減に有効である。配線の簡素化は保守性の向上につながる。デジタル式信号伝送は従来のアナログ式に比べて、耐雑音・耐電磁干渉性を向上させる。またデジタル信号処理による自己診断機能 (BIT: Built-In Test 機能) の付加は自己の故障判断や信号伝送の誤り検出が容易となり、システム冗長系管理機能と合わせて有故障作動機能 (Fail Operative 機能) を実現し、システムの信頼性を向上させる。MUX の方式にもよるが、後述する 1553 MUX 方式ではデータベース制御器のデータ伝送制御プログラム (ソフトウェア) を変更することによって、システム形態を容易に変更でき、システムの統合化、改修、拡張等が容易にできる。このように、MUX の航空機への適用は、機体重量の軽減、航空電子システムの高信頼性化、保守性の向上等、高信頼性飛行制御・管理システムを実現するために非常に有益であることがわかる。

3. 代表的な MUX について

3.1 ARINC-429 DITS (429 MUX) 429 MUX は B-767 の機内データ伝送装置として本格的に適用されるなど、実用機に適用され始めている。研究開発の経緯でも述べたように、このデータベース規格は AEEC による民間航空機用デジタル航空電子装置の国際標準仕様策定作業の一環として制定されたものである (ARINC シリーズといわれ、たとえば 1979 年 3 月 1 日に制定された ARINC-704 では慣性基準装置 IRS: Inertial Reference System の標準仕様が規定されている)¹⁰⁾。ここでは 429 MUX のシステム構成、信号形態、ワード形態および伝送方式の特徴等について述べる。

3.1.1 429 MUX のシステム構成 第 2 図は 429 MUX のシステム構成模式図を示す。429 MUX は、図に示されるように、送信装置、受信装置および信号伝送線によって基本的に構成される。送信装置は後述するようなワード形態 (情報をパルス変調した信号)

第2図 ARINC-429 "DITS" のシステム構成

第3図 ARINC-429 の信号形態

〔注〕 ARINC-429 は発信信号および受信信号の HI, NULL, LO の電圧およびその許容値を規定している。また 1 bit の時間やパルス幅およびその立上り、立下り時間も詳細に規定している (第4図参照)。

Parameter	High speed operation	Low speed operation
Bit Rate	100 kbits/s $\pm 1\%$	12–14.5 kbits/s
Time Y	10 μ sec $\pm 2.5\%$	Z * μ sec $\pm 2.5\%$
Time X	5 μ sec $\pm 5\%$	Y/2 $\pm 5\%$
Pulse rise time R	1.5 ± 0.5 μ sec	10 ± 5 μ sec
Pulse fall time F	1.5 ± 0.5 μ sec	10 ± 5 μ sec

* Z: Low Speed Operation のとき bit rate を 12~14.5 kbits/sec のある値 r にとったとき、 $Z=1/r$ となる。

Voltage levels

V. Levels	Hi	Null	Lo
Signal			
X_{MTR} output states	+10 ± 1 V	0 ± 0.5	-10 ± 1
R_{CVR} input states	+10 ± 3 -5	0 ± 2.5	-10 ± 3 -5

(X_{MTR} : 送信器, R_{CVR} : 受信器)

第4図 ARINC-429 の信号波形規格

を用いてデータを送信する。受信装置は送信されてくるワードを復調、解読し、受信すべきデータのみを受信する機能が与えられている。信号伝送線は耐電磁干渉性を得るために1本のシールド・ツイスト・ペアワイヤが使用される。そのシールドは信号伝送に係るサブシステムの筐体に接地される。

3.1.2 429 MUX の信号形態 429 MUX では、“1”、“0”の信号を表すのに、第3図に示すような Bi-Polar, Return to Zero の信号形態に符号化される。信号波形は第4図に示すように規定されている。

3.1.3 429 MUX のワード形態 429 MUX による情報(データ)伝送は第5図に示すような2種類のワードを構成することによって行われる。1ワードは32ビットで作られる。その内容は、情報の識別(たとえば、DME 距離等の情報であることを示す)を与える“LABEL”，受信先を示す“SDI”(Source/Destination Identifier Field)，情報の数値を示す“DATA”，情報の符号(正/負)や状態(南/北、東/西、左/右、上/下等)を示す“SSM”(Sign/Status Matrix)，そして情報の誤りを示す“P”(Parity)で構成される。“PAD”は“DATA”や“LABEL”等に使されない空白部分(通常この部分のビットはゼロ)である。情報はその特質によって10進方式によるBCD(Binary Coded Decimal Notation)および分数方式によるBNR(Fractional Binary Notation)ワードに符号化される。たとえば、第5図に示されるBNR形態のワードはLABELが366で、北-南方向対地速度を、またBCD形態のはLABELが201で、DME距離を表わしている。

3.1.4 429 MUX の伝送方式 429 MUX の伝送方式は、第2図に示されるシステム形態において、送信装置によってワード化された情報が単数または複数の受信装置に向かって、並列に、かつ一方方向に反復して送られ、各受信装置がそれらのワードを識別し、各受信装置に必要なワードだけをそれぞれが受信する仕組みになっている。情報の伝送速度は、高速100 kbits/secと低速12~14.5 kbits/secの2種類がある。高速および低速の情報は同一の伝送線を送ることができないため、それらの伝送のためには別々の伝送線が用意されなければならない。

3.1.5 429 MUX の特徴 上記したように、429 MUX は多くの情報を時分割多重化(ワード化)し、その情報を必要とするサブシステムに、並列かつ一方方向に送る、いわゆる Point to Points 伝送方式のシリアルデータバスである。それゆえ、伝送速度が高速でも100 kbits/secと比較的遅くても十分であるとされ

P	SSM	MSB	DATA	PAD	DISCRETES	SDI	LABEL
32	31 30	29			11	10 9	8

GENERALIZED WORD FORMAT

P	SSM	BCD	BCD	BCD	BCD	BCD	SDI	LABEL
		4 2 1	8 4 2 1	8 4 2 1	8 4 2 1	8 4 2 1		
0	0 0	0 1 0	0 1 0 1	0 1 1 1	1 0 0 0	0 1 1 0	0 0	0 0 0 0 0 0 1
Example	2	5	7	8	6			DME DISTANCE

GENERAL BCD WORD FORMAT (NO DISCRETES)

P	SSM	1/2	1/4	1/8	1/16	1/32	1/64	1/128 etc	SDI	LABEL
0	0 0 0	0	0	0	0	0	0	0	0	0 0 1 1 0 1 1 1
Example										512 Knots (ie 1/8 x 4096 where 4096 is entry in range column of Table 2 Attachment 2)

GENERAL BNR WORD FORMAT (NO DISCRETES)

第5図 ARINC-429 のワード形態

第6図 MIL-STD-1553 A/B MUX のシステム構成

第7図 MIL-STD-1553 A/B の信号形態

ている。429 MUX はシステムの拡張や縮小に対して、サブシステムに送/受信装置を備えたり、新たに送/受信用伝送線を用意する必要があるなど、伝送系が多少複雑になるものと思われる。

3.2 MIL-STD-1553 A/B MUX (1553 MUX)

1553 MUX はコマンド/レスポンス方式の時分割多重化データバスのシステム構成、操作則 (protocol)、インタフェース等に関するすべての要求を網羅し、データバスの設計基準をシステム設計者に与えるものである。ここでは、1553 MUX のシステム構成、信号形態、情報のワード形態および伝送方式等の概要について概説する。

3.2.1 1553 MUX のシステム構成 第6図は1553 MUX システム構成の模式図である。1553 MUX は、データバス制御器、信号伝送線および端末器によっておもに構成される。データバス制御器は内蔵したデジタルコンピュータにあらかじめ記憶させたデータバス制御プログラムを実行させることにより、伝送線上の情報伝送を制御する機能が与えられている。端

末器は伝送線 (バス) とサブシステムを結合するために必要な装置であり、情報の送/受信、変/復調、伝送誤り検出および入出力情報の更新等の機能が与えられている。端末器は LRU (Line Replaceable Unit) として最大 32 台の配置が許される。伝送線は耐電磁干渉性を得るために1本のシールド・ツイスト・ペアワイヤが使用される。伝送線と端末器との結合は変圧器方式で行われる。データバスシステムの冗長化は設計者の選択にまかされている。

3.2.2 1553 MUX の信号形態 1553 MUX の信号形態は、第7図に示すようなマンチェスタ II バイフェーズ (Manchester II, Bi-Phase) と呼ばれる一種のパルス変調信号である。信号 (DATA) は、第7図に示されるように、基準クロック信号の中間の位相がハイレベルからローに変化したとき“1”、ローからハイに変化したとき“0”と定められている。この基準クロックは 1 MHz であり、それゆえ 1553 MUX の伝送速度は 1 Mbits/sec である。第8図は 1553 MUX の信号波形の規格を示す。

第8図 MIL-STD-1553 A/B MUX の信号波形規格

3.2.3 1553 MUX のワード形態 1553 MUX では、第9図に示すような3種類（コマンド、データおよびステータス）のワードが使用される。1ワードは20ビットで情報を符号化したものである。20ビットのうち、先頭の3ビットは同期信号の符号化に割り当てられている。同期信号はバス制御器および端末器がワードの検出とその種類を識別するためのものである。第9図に示されるように、コマンドワードとステータスワードの同期信号は同じ形であり、データワードはその位相反転形になっている。コマンドワードはバス制御器によってのみ発信されるもので、端末器に対して送/受信を指令するために用いられる。ステータスワードは端末器によってのみ発信されるもので、端末器の動作状態をバス制御器に知らせるために

用いられる。

3.2.4 1553 MUX の伝送方式と伝送メッセージ形態 1553 MUX の伝送方式はバス制御器によって発信されるコマンドワードに対して、該当する端末器がそれに応答する方式、すなわちコマンド/レスポンス方式である。伝送形態は、第10図に示すように、10種類の伝送メッセージ（3種類のワードの組合せで構成される）によって10通りの伝送形態が実現できる。たとえば、第10図に示す最初の伝送形態について説明すると次のようになる。この伝送形態はバス制御器からデータのある端末器に伝送するもので、まずバス制御器はある端末器に受信コマンドワードを送り、その端末器を受信端末器として指定し、同時にデータワードを送信する。受信端末器はデータワードをすべて受けとると規定された応答時間以内（4~12 μsec 以内）に“受信完了”のステータスワードをバス制御器に送る。これで1メッセージの伝送が終了する。次のコマンドワードは規定のメッセージ間時間（Intermessage Gap: 4 μsec）の後に発信される。

3.2.5 1553 MUX の特徴 1553 MUX はコマンド/レスポンス方式による双方向伝送ができるため、伝送線を1本用意すればよく、配線を非常に簡素化することができる。また 1553 MUX はシステム形態の変更に対して、バス制御器に記憶させるバス制御プロ

第9図 MIL-STD-1553 A/B MUX のワード形態

Information transfer formats.

Broadcast information transfer formats.

第10図 MIL-STD-1553 A/B MUX の情報伝送メッセージ形態

グラム (ソフトウェア) を変えることによってその形態に対応する信号伝送形態を容易に実現することができる。さらに、1553 MUX は、信号の符号化にマンチェスタ II 方式を用いているので、正パルスのみによる変調が可能のため、現規格の電気信号伝送方式を仮に光信号伝送方式に変えることは比較的容易に行うことができるものと考えられる¹¹⁻¹³⁾。

第3表は 429 MUX と 1553 MUX の比較をまとめて示す。

4. MUX の航空機への適用例と動向

4.1 ARINC-429 DITS の適用例と動向 429 MUX が B-767 に本格的に適用されたことについて述べたが、第11図は B-767 の慣性基準装置 (IRS) 系への 429 MUX の適用例を示す¹²⁾。IRS と飛行管理コンピュータ、あるいは電子式姿勢方位指示器 (EADI) 等の各サブシステム間は 429 MUX によって結線されている。429 MUX 伝送線の実際の配線は、各サブシステム間の送/受信関係やサブシステムの冗長度 (多重度) および高/低伝送速度などの関係で多少複

第3表 429 MUX と 1553 MUX の比較

項 目	429 MUX	1553 MUX
伝 送 方 式	1 発信装置から単 (複)数受信装置への 1 方向伝送方式	バス制御器によるコ マンド/レスポンス 制御方式
符号化方式	Return to Zero: RZ 方式, Bipolar	Manchester Bi- phase (II) 方式
ワード・ホー マツト	1 ワード 32 ビット 2 形態 (BCD, BNR)	1 ワード 20 ビット 3 形態 (コマンド, ステータス, データ)
伝 送 速 度	高速 100 kbits/sec 低速 12~14.5 kbits/sec	1 Mbits/sec
伝 送 線	1 本のシールド・ツ イスト・ペア・ワイヤ	1 本のシールド・ツ イスト・ペア・ワイヤ
伝 送 形 態	Broadcast (Point to Points)	Bus Controller to Remote Terminal, RT to BC, RT to RT, Broadcast
適用 航空 機	おもに民間機	おもに軍用機

第11図 429 MUX の B-767 IRS 系への適用

雑になっている。しかし、B-767 に適用された 429 MUX は、機内情報伝送系を簡素化し、飛行制御・管理システムの信頼性、保守性等の向上のために重要な役割を果たしている。

第12図は現在航空宇宙技術研究所が研究開発を進めているファンジェット STOL 実験機の自動飛行制御システム (SCAS: Stability and Control Augmentation System) の情報伝送系の一部に 429 MUX を適用した例を示す¹⁶⁾。図において模式的に示されている 429 MUX の伝送線の実際の配線は上述の B-767 への適用例と同様に多少複雑になっているが、従来の配線方式に比べて格段に簡素化されている。429 MUX の STOL 実験機への適用は、配線系の簡素化

や重量・容積の低減と同時に、低対気速度処理装置 (LASP: Low Air Speed Processor)*、慣性基準装置 (IRS) およびヘッドアップディスプレイ (HUD) が ARINC-429 の規格に基づく情報を入力し、または出力するため、その特性を有効に活用することを主眼としている。

429 MUX は航空電子装置のデジタル化に対応して、その集積化・統合化の重要な手段として今後とも航空機への適用が促進されるものと思われる。

4.2 MIL-STD-1553 A/B MUX の適用例と動向

第13図は 1553 MUX の F-16 への適用例を示す⁹⁾。F-16 は DFBW 技術を積極的に採用している戦闘機として注目されているもので、図に示されるように、パイロットの操縦や火器操作を助けるヘッドアップディスプレイ、火器監制計算器あるいは慣性航法装置等のサブシステムが2重の伝送線によって結線され、航空電子システムが集積化されている様子がわかる。

第14図は現在米国で研究されている高信頼性航空電子システムへの 1553 MUX の適用例を示す³⁾。図に示されるように、航空電子システムの高信頼性化を図るためにほとんどのサブシステムは2重化されており、それに対応して 1553 MUX も2重系を構成している。このような航空電子システムは高信頼性飛行制御システムの中核をなすものと考えられ、1553 MUX はそのシステム構成を実現するために必要不可欠な手段となるものと思われる。

1553 MUX は、配線が非常に簡素化できる、冗長系化が容易、システム形態変更が容易等の特徴を活かし、今後とも戦闘機等の小型高性能機への適用のみならず、高度の電子技術を駆使するような軍用機あるいは民間航空機への適用が促進されるものと思われる。また、1553 MUX は航空機への適用のほかに、船舶や宇宙飛行体等の自動制御システム用データ伝送装置として適用されるものと思われる。

5. あとがき

時分割多重化方式による航空機用データベース: MUX の研究開発は米国を中心に急速に進展し、それは運用段階に至っている。本解説では、おもに文献調査に基づいて、MUX の研究開発の経緯、その役割と有益性、代表的な MUX (ARINC-429 DITS および MIL-STD-1553 A/B) の概要およびそれらの航空機への適用例について述べ、今後の動向について考察した。ここで述べた MUX は電気信号伝送方式によるものであったが、最近各国において急速に進められて

* DADC (デジタル・エアデータ・コンピュータ) と同様の機能を有する。

第12図 低騒音 STOL 実験機自動飛行制御ブロック図

第13図 1553 MUX の F-16 航空電子システムへの適用

第14図 1553 MUX の適用による高信頼性航空電子システム

いる光信号伝送方式による MUX は耐電磁干渉性、耐雷害性あるいは電気絶縁性に優れた特性を有するものとして注目されている¹⁴⁾。このような光データバスについては別稿¹⁵⁾において詳述されるので、本稿では省略させていただいた。

わが国においても、デジタル航空電子技術確立の主要課題の一つとして、MUX の研究開発 (光信号伝送方式も含めて) を推進する必要がある。

最後に、429 MUX の B-767 への適用に対する調査において有益なご教示をいただいた全日本空輸(株)整備本部技術部の浅野良穂氏に、また 1553 MUX を調査する際にご協力をいただいた日本電気(株)電波応

用事業部の佐々木隆悦氏、他関係各位に深く感謝します。

参考文献

- 1) Boeing Inc.: 767-200 General Description, July, 1981, pp. 6-1~6-36, 4-1~4-12.
- 2) 舟津良行(訳): これからの航空技術の発展方向, 航空技術, No. 293 (1979), pp. 27-32.
- 3) Arnold, J.I.: Future Trends in Highly Reliable Systems, AGARD-AG-No. 224, April (1977), pp. 4-1~4-14.
- 4) 遠藤 怜: 将来の航空電子技術, 航空技術, No. 296 (1979), pp. 7-11.
- 5) Gangl, E.C.: Time-Division Multiplexed Data Bus Integration Techniques, AGARD-AG-No. 224, April (1977), pp. 16-1~16-9.

- 6) Mark 33 Digital Information Transfer System (DITS). ARINC Specification 429, September 15 (1977).
- 7) Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus, MIL-STD-1553 A/B (30 April 1975/21 September 1978).
- 8) Crossgrove, W. A.: MIL-STD-1553 B Proposed, IEEE, 1978, pp. 108-120.
- 9) Osder, S. S. *et al.*: Flight Test of a Digital Guidance and Control System in a DC-10 Aircraft, J. Aircraft, 13(9) (1975), pp. 676-686.
- 10) Inertial Reference System, ARINC Characteristic 704, March 1 (1979).
- 11) Shaunfield, J. E. and Biard, J. R.: A MIL-STD-1553 Fiber Optic Data Bus, Spectronics Inc., Texas 1977, pp. 177-236.
- 12) Anderson, J. D. and Miskovic, E. J.: Fiber Optic Data Bus, 1977, pp. 225-242.
- 13) 真柳光美, 渡辺 顕, 滝沢 実, 若色 薫他: 航空機用光ファイバーデータバスの研究開発 (I), (II), (III), 第20回飛行機シンポジウム講演集, 1982. 11. 10-12, pp. 264-275.
- 14) 真柳光美: 航空機用光システム, オプトロニクス, No. 4 (1983), pp. 23-32.
- 15) 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 (369) (1984. 10), pp. 583-593.
- 16) STOL プロジェクト推進本部: 低騒音 STOL 実験機の基本設計, 航空宇宙技術研究所資料 TM-452, (1981. 12), pp. 270-291.

—特 集—

飛行制御システム用光技術*

真 柳 光 美*

Key words: Avionics; optical technology

1. は じ め に

最近の航空機は、経済性、安全性、快適性、環境適合性等から運用コストの低減、大型化、高性能・高信頼化、騒音低減等が要求されており、このような航空機を実現させる上で不可欠な飛行制御（操縦）システムにおいては、従来行われてきた機械的リンクージュによる操縦系統に、デジタルコンピュータを取り入れ、操縦安定性・故障診断・最適運行等に関する各種機能および電気ワイヤリングによる信号伝達機能を付加することが必須のこととなってきている。

これら付加機能のおもなものには、SAS (Stability Augmentation System) や CAS (Control Augmen-

tation System) 等があり、おのおの実用化されている。

さらに、将来の飛行制御システムとしては、機械的リンクージュ（機械系の複雑化、重量増、および機械的ガタ・摩擦・変形等による非線形特性）を除去し、SAS, CAS 機能をさらに拡張し、デジタルコンピュータの最適飛行制御則に基づく演算処理を経て舵面の制御を行う FBW (Fly By Wire) の方向へと発展しつつある。FBW は信号伝達をたんに機械系から電気系へ置き換えるだけでなく、ACT (Active Control Technology), CCV (Control Configured Vehicle) を実現させるための不可欠な道具である。FBW はその信頼性を確保するためにシステムの冗長化が必要であり、また、信頼性向上を目標にそのハード部を光化する FBL (Fly By Light) 化が望まれており、その研究開発が活発に行われてきている。

本稿では、光技術の飛行制御システムへの適用に関して、研究開発および実証実験が進められている光データバス、光センサ、光トランスデューサの状況について、その概要を紹介する。さらに、むすびとして光システムの将来を簡単に展望する。

2. 光技術開発の背景

一般に、航空機が落雷に出会うと機体に装備されている電気系（電子機器、電源線、信号線）は EMP (Electro Magnetic Pulse) による電磁誘導（衝撃電

著 者 紹 介

真柳 光美 (正会員)

昭和14年生、昭和41年中央大学第2理工学部精密機械工学科卒業。昭和36年航空宇宙技術研究所入所、現在に至る。航空機の自動着陸、安定操縦微係数の推定法、STOL機の油圧操縦システム、操縦システムのFBL化の研究に従事。計測自動制御学会会員。

*1 昭和57年11月10日、第20回飛行機シンポジウムにて講演。昭和58年10月28日原稿受理 Optical Technology for Flight Control Systems

*2 航空宇宙技術研究所 Mituyoshi MAYANAGI