固体ロケット制御機器のすう勢*

小 川 重 行**・和 地 英 磨**

二 宮 一 芳**・藤 原 暉 雄**

ま え が き

固体ロケット制御機器は、制御機構の発展とともに変化している。航空機姿勢制御技術応用のフィン制御、スポイラ制御は古くから開発され現在も使用されている。さらにジェット・ベーン、ジェット・タブ、ジェットベータ、ヒンジ・ノズル、ジンバル・ノズルおよび回転ノズルなどが実用化された。あわせてガス・ジェットも広く使われている。

1960年代になり液体噴射推力線制御 (LITVC)† が実用化された。1960年代後半からはノズルをフレキシブルにシールした可動ノズルが開発され、ポセイドン、トライデントに実用化、スペース・シャトル固体ロケット・モータにも採用されるすう勢にある。1970年代に入りロケット燃焼ガスをそのまま利用するホット・ガス・バルブやプラグ・ノズルによるスラスト制御が研究されている。

制御機器はアクチュエータおよびその動力源機器、指令信号発生電気機器および電源、プロペラントまたは噴射体供給機器およびシステムを作動状態にするアクティベーション機器などからなる。

これら機器に対するロケット側の要求は、ミッションの多様化、高性能化に伴い、(1) 広範囲なレベルの制御出力要求、(2) 高精度、(3) 高速応答、(4) 対環境性の向上、(5) 軽量化、(6) コスト・ダウンであり、これに対し機器は(1) 精密加工技術の駆使(2) フィードバック技術の導入、(3) 機能のインテグレーション、(4) 最適材料選択、(5) 溶接、鋳造による部品点数低減がはかられた。

機器は適宜最適なものを選ばれるが、上記の技術的改善、性能向上はそれぞれにおいてはかられている。

本稿ではアクチュエータ、動力源およびサブシステムなど広範囲な技術要求のある LITVC 機器を中心に解説する。

1. LITVC

スペース用固体ロケットでは、古くはスカウトの第1段ブースタにデフレクタ・ベーンと称されるジェット・ベーンが用いられたが、ベーンの耐熱性、制御能力からタイタンⅢC以後の固体ブースタ、ミニットマン、ポラリス、わが国のラムダ、ミュー・ロケットなど新プロジェクトでは、LITVC が採用されている。機器としては、インジェクタおよびその動力源、噴射体を供給するフィード・システムからなる。

1.1 インジェクタ 加圧液体をノズル内に噴射し、発生する横推力で推力線制御を行なう。インジェクタには電気・油圧式サーボインジェクタ、電気・機械式サーボインジェクタ、電磁式オンオフ・インジェクタがある。これらを第1図、第2図に、またその作動原理を第3図～第5図に示す。

(1) 電気・油圧式サーボインジェクタ 電気・油圧式サーボインジェクタは電流で3方流量サーボ弁のトルク・モータをドライブし、噴射体流量制御を行なうピントルに連結したシングル・エンデッド・ピストンまたはダブル・エンデッド・ピストンを動かす。横比推力向上のため、噴射孔は多いほどよいが、初期の1噴射孔インジェクタから最近では、5噴射孔インジェクタまで試作されている。3噴射孔インジェクタが実用化モデルでは多い。またペネトレーションを深く

第1図 電気・油圧式サーボインジェクタ

* 昭和51年2月10日原稿受理 Trend in control equipments of solid rockets

** 日産自動車株式会社 宇宙航空事業部 Shigeyuki OGAWA, Hidemaro WACHI, Kazuyoshi NINOMIYA and Teruo FUJIWARA

† Liquid injection thrust vector control の略

第2図 電磁式オンオフ・インジェクタ

第3図 電気・油圧式サーボインジェクタ構造

第4図 電気・機械式サーボインジェクタ構造

するため噴射流量にかかわらず、噴射パターンは噴射孔中心線に集中することが必要でピントル形状は針状先端を持つスムーズ・カーブとなっている。

油圧負荷としては比較的小さく、作動油圧も低いものでは 30 kg/cm^2 である。

ピントル位置検出は差動トランスで行ない、矩形波

第5図 電磁式オンオフ・インジェクタ構造

電圧で励磁する。

ドライブ電流ナルバイアスおよびスプリングによって、電気ラインや油圧ライン切断の緊急時には、ピントルが自動的に閉じるフェール・セーフ機構を備えている。

現在、供給油圧一定で動作させているが、可変油圧式や噴射体を作動流体とする型式が実用化試験されており、システムの簡素化がはかられようとしている。

(2) 電気・機械式サーボインジェクタ 電気・機械式サーボインジェクタは、ピントルの直線運動を直流モータとボール・ナット・スクリュウで得る。フェール・セーフ用にスプリングでプリロードがかけられるが、プリロードがない場合には、別のボール・ナット・スクリュウでバック・ラッシュを防止する。

直流モータはパーマネント・マグネット・ステータ、多極ロータ構造で、出力は $20 \sim 60 \text{ W}$ である。

ドライブ増幅器の最大出力にもよるが、周波数応答は、 $10 \sim 20 \text{ Hz}$ であり、油圧式には劣る。電気・機械式はサーボ系の剛性はやや低くなるが、油圧源が不要のため、システムが簡略化できアドバンスなインジェクタとして、ミニットマン第3段など一部のモータに搭載されている。

(3) オンオフ式インジェクタ オンオフ式インジェクタは、少流量噴射に適し、構造が比較的簡単で、コンパクトであり、ラムダ、ミュー・ロケット第2段やレンジ延長型アスロックなどで使用されている。ソレノイドによる駆動力が数 kg のオーダーであり、可動部分にリング・シールを使用するため高作動信頼度を得るには、インジェクタと噴射体のゴミに対する十分な管理が必要である。

プル・タイプ・ソレノイド、背圧バランス型ポベットや高圧バランス型ポベット直動式インジェクタも試みられたが、信頼性が低く、現在で第5図に示した噴

射体圧力を利用したパイロット型インジェクタが採用されている。

このインジェクタのパイロット部はドライ・アーマチャのプッシュ・タイプ・ソレノイドでボール・ベットの制御する。パイロットの低圧側はインジェクタ外部に通じているため、ピントルが開く時は噴射体が少量外部に排出される。

パイロット化により摺動リングが小径化でき、ソレノイドが小型化できたため消費電力が節約でき、時間遅れも10ミリ秒と短くなっている。さらに、カム・ロッドとマイクロスイッチによるインジェクタ作動確認信号や流量調整機能も付加され、飛しょう時における作動状態を地上で観測することも可能である。

2. フィード・システム機器

噴射体またはプロペラント供給（フィード）システムを第6図、第7図に示す。液体タンク、加圧ガス源、各種弁および配管で構成され、ガス・ジェット機器としても使用される。

第6図は定圧式フィード・システムで、高圧アキュムレータ・タンクまたはガス・ジェネレータで発生するガス圧を調圧弁を通じて一定圧とし液体タンクを加圧する。

第7図はブローダウン式フィード・システムで、調

第6図 定圧式フィード・システム

第7図 ブローダウン式フィード・システム

圧弁を除きアキュムレータまたは液体タンク内の高圧GN₂などで直接加圧する。液体の消費に伴い圧力は低下するが、初期誤差修正のため大ベクトリングは制御開始直後に行なわれることが多く、その後の制御量は少ないこと、飛しょう中のロケットは燃料消費によって慣性率が減少することなどから、むしろこの方がよい。ブローダウン方式は、もっぱらLITVC用に採用されている。

システムの簡素化、信頼性向上をはかるため定加圧式からブローダウン式に、ガス加圧からガス・ジェネレータ加圧に移行するすう勢にある。

2.1 タンク タンクの形状は球形、環状、円筒状が多くノズル周辺に配置されるが、大型ロケットではクラスター円筒タンクとする場合もある。

タンク材質としては、ステンレス鋼、クローム・モリブデン鋼、アルミニウム合金、チタン合金などが用いられる。液体タンクでは押し出しブラダ（袋）を気液隔壁とする。ブラダ材質は各種ゴム、ポリエチレン、テフロン、金属ベローズなど液体と押し圧ガスとの適合のよいものが用いられ、リークを防ぐためシーム・ラインの引張り強度をあげフランジ・リップの塑性変形を防止する工夫がなされている。また、押し圧ガスの流通をよくするため、ブラダ外表面にリップを設ける。ガス・ジェネレータの場合には、ガス側のアブレティブなゴム材料と液体側のリーク防止用金属ホイルを積層とする。

円筒タンクでは、フローティング・ピストンを用いられることもあり、スロッシングのないガス加圧タンクでは隔壁は省略される。

2.2 ガス・ジェネレータ ガス・ジェネレータは低温で清浄かつ腐蝕性の少ないガスを発生させる必要から硝安系のプロペラントが用いられ、クーラントや燃速調整触媒が少量添加される。

リリーフ弁と組みでLITVC用押し圧源として使用される他、ホット・ガス・バルブでロール制御ガス・ジェットとする。

ホット・ガス・バルブ用には特に燃焼ガス中にHClや堆積性の金属成分がないことが望ましく、アルミ粉末入りのプロペラントは好ましくない。

シガレット・バーニング（端面燃焼）グレイン形状が多いが、前述の通り点火直後の大ベクトリング用に初期のみ、デュアル・スラスト・グレインとしている例もある。

ロケット側の要求によって燃焼秒時は変わるが、1～300秒まで実績がある。長秒時のものでは機器の耐熱性からガス温度は、1,100～1,400℃であり圧力は50 kg/cm²以下であるが、1秒前後のものでは2,800

℃, 170 kg/cm² 程度の燃焼を行なうものもある。ガス・ジェットの比推力は, 200~250 秒である。

ブローダウン LITVC 用ガス・ジェネレータの場合, デグレッシブな燃焼をするものも開発されている。

2.3 調圧弁 高圧大流量用サーボドーム式, 低圧少流量用スプリング式の2種類の調圧方式がある。サーボドーム式調圧弁の構造を第8図に示す。

サーボドームにリファレンス圧力をかけ, その圧力近傍でオリフィスが開閉し, 0~200 kg/cm² の範囲で調圧する。

スプリング式ではリファレンス圧力をかけるかわりにスプリングでダイヤフラムを押す。

ある種の調圧弁では2系統の調圧弁, リリーフ弁, ニュウマチック・ラッチ・ストップ弁が一体化されており, 複合機能化されている。

2.4 フィード・システム・アクティベーション機器など フィード・システムのアクティベーション機器としては上記の調圧弁のほか, アキュムレータ・タンク出口のスクイブ弁, 小型電磁弁, ガス・ジェネレータ用点火器などである。

高圧ガスのロケットへの注入は危険な作業であるが, オート・デカップリングは 300 kg/cm² 以下の高圧ガスを封入したまま遠隔操作でツメをはずしてデカップリングできる構造となっている。

ラプチャー・ディスクやインジェクタ出口のキャップなどはアクティベーション前の低圧液体外部リーク防止機器である。

2.5 制御用液体と機器材質 フィード・システム機

第8図 調圧弁構造

器の材質は液体との適合がよくなければならない。代表的液体と各材質との適合性を第1表に示す。

3. 油圧機器

3.1 サーボ弁 フィン制御サーボや LITVC サーボには小型の流量サーボ弁が用いられるが, 後述する可動ノズル駆動用アクチュエータなどでは負荷の慣性および剛性に弾性力負荷が加わるため, 動圧フィードバック・サーボ弁やスタティック・エラー掃出しサーボ弁が使用される。液体ロケット・エンジン・ジンパリングの技術が応用できる。

第1段流体増幅部の構造によりボイス・コイル・フォロウ型, ノズル・フラップ型, デフレクタ・ジェット型があるが省エネルギー, 軽量化を極度に要求されるロケット搭載用にはノズル・フラップ型が適しているようである。

第1表 機器材質に対する噴射体特性

項 目	噴 射 体		
	フロン 114B ₂	過塩素酸ストロンチウム水溶液	四酸化窒素
凝固点または析出温度	-35℃	0℃ (62%溶液) 10℃ (72%溶液)	-11℃
貯蔵安定性	安 定	溶液密封状態で安定	無水, 不純物のない状態で安定
対金属反応性	無水状態で腐蝕性なし	ステンレス鋼, アルミに対して腐蝕性なし	無水状態でステンレス鋼, アルミに対し腐蝕性なし。チタンには応力腐蝕あり。
対高分子材料反応性	ゴムでは膨潤および劣化あり テフロンでは反応性なし	ほとんど影響なし	カルボキシル化ニトロソゴムおよびブチルゴムの1部では反応性小, その他は長期貯蔵は不可能
ロケットへ注液後の貯蔵実績	2 年	2 年	75 日
毒 性	小	小	大
そ の 他		フィルタは析出に対して有効でない

第9図 エンジン・ジンバル用アクチュエータ

1: Torque Motor Armature 3: Cam Follower
2: Feedback Springs 4: Feedback Cam

第10図 アクチュエータ制御部構造

第11図 ポラリス・アクチュエーション・システム用油圧源

3.2 アクチュエータ エンジン・ジンバル用アクチュエータの例を第9図に示す。その制御部分カットアウトを第10図に示す。

大ストロークのため差動トランスやポテンショメータを位置検出器として使用できず、精密円錐カムのフォロワを直接サーボ弁アーマチャにフィードバックする方法をとっている。さらに、この種のアクチュエータではフェール・セーフ機構としてスナバや負荷油路リリーフ弁、過大流量防止弁などによりロケットおよびアクチュエータ構造を保護、安定化するほか、フラッシング弁、貯蔵時のピストン・ロック機構を備えて運用上の便宜を計っている。

3.3 油圧源 ポラリスのアクチュエーション・システムに使われている油圧源を第11図に示す。

可変デリバリ・ポンプの吐出量を吐出圧フィードバックで制御し、負荷流量に追従させる。プート・ストラップ型レザバを内蔵するものもあるが、本図のモータ・ポンプはシステムにプラグインされる。直流モータで駆動する。

タで駆動する。

油圧源を簡略化するため、フィード・システムと同じ加圧タンクで作動油を加圧供給し、ラッチング弁でアクティベートする方法も実用化されている。

4. 電気機器

油圧サーボ系ドライブ用直流電流増幅器、直流モータ用電圧増幅器、オンオフ機器ドライブ用スイッチング増幅器が主であり、ノズル部分に搭載される。サーボ増幅器には位置検出器用電源およびデモジュレータを備えており、1チャンネル当たりの出力は0.1~70Wである。油圧式サーボ増幅器の一例を第12図に示す。

ソレノイドの高速駆動用スイッチング回路の例を第13図に示す。

バッテリーはニッケル・カドミウムや酸化銀亜鉛電池があり電力負荷に合わせて選択される。酸化銀亜鉛電池は注液式のため長時間逆位置保持できず、低温特性もよくないが、大電力が得られるためケース・カバーにパッドをつめヒータを装着して広く使われるすう勢にある。

5. ガス・ジェット機器

パワードフライト中のロール制御、コースティング中の3軸制御、セパレーション時のレトロ・スラスト、リエントリ飛しょう体の姿勢および速度修正など低レベルのスラスト要求に対しガス・ジェットは広く

第12図 油圧サーボ系サーボ増幅器

第13図 ソレノイド駆動用スイッチング回路

第14図 モノプロペラント・スラスタ

使われている。

圧縮ガス噴射、モノプロペラント・エンジン、バイプロペラント・エンジン、固体ガス・ジェネレータなど種類は多いが性能の点で圧縮ガスやモノプロペラントはバイプロペラントや固体ガス・ジェネレータに変えられるすう勢である。

5.1 モノプロペラント・ガス・ジェット機器 H_2O_2 や N_2H_2 をプロペラントとする。スカウト第2段リアクション・コントロール・システムに使用された 220 kg スラスタを第14図に示す。

小型バルブは直動型、大型バルブは GN_2 でアクチュエートするパイロット型もある。

H_2O_2 スラスタの応答性は 90% レベルまでの立上がり、立下がり、100 ミリ秒を越え比較的時間遅れが大きい。

スカウト第2段、第3段の3軸制御およびレトロ用に H_2O_2 ガス・ジェットは全面的に採用されたが、

(1) 90% 以上の高濃度 H_2O_2 の不安定性、(2) 応答遅れ、(3) 比推力が 130 (サイクリック)~160 秒 (連続) と低い、など性能がやや劣る。

5.2 バイプロペラント・ガス・ジェット機器 ミニットマンⅢ型リエントリー部分の速度修正、姿勢修正用バイプロペラント・スラスタを第15図に示す。サターン C-1 エンジン、タイタンの段間姿勢制御系などと同じ N_2O_4 とモノメチルヒドラジンがプロペラントで流量比はそれぞれ 1.6 対 1、比推力は 250~300 秒である。

このスラスタの重要部分はバイプロペラント・バルブであり、その構造を第16図に示す。紙面垂直方向に並んだ2本のフラップを1個のアーマチュアに溶接して一体化し、先端のフラップ・ボタンとテフロン・バルブ・シートでタイトを出し、2つのプロペラントを同時にオン、オフさせる。

このバルブの特徴は、(1) ハード・スタート防止；一体分岐フラップおよびシール表面は組付け時平面ラッピングによりアライメントを出す。(2) 高速応答；

第15図 バイプロペラント・スラスタ

第16図 バイプロペラント・バルブの構造

トルクモータを採用し、小型~大型バルブで 2.5~30 ミリ秒の時間遅れを達成している。大型バルブのオン遅れを改善するため図のようにベローズを使って力をバランスさせる。(3) プロペラント・リークの防止；精密仕上げと逆バイアス電流により 5 cc/時 GN_2 のガス・タイトを出す。(4) コンタミネーション・トレランス；500 ミクロンの微粒子はウォッシュアウトできる。

主要部の材料は 17-7 PH ステンレス鋼を熱処理したものである。

5.3 固体プロペラント・ガス・ジェット機器 ガス・ジェネレータで発生したホット・ガスを2位置または3位置弁で左右に噴射し、ロール制御を行う。ミニットマンⅢ型ロール制御システムを第17図に、バルブの概略構造を第18図に示す。

フレクシャ・チューブでホット・ガスを遮断したソレノイド・フラップ・バルブである。中立位置における非対称スラストを小さくするため、フラップ、ノズル部分は精密加工される。

ニオブ、モリブデンなどの耐熱合金を使用しさらに

第17図 ミニットマン・ロール制御システム

第18図 ロール制御用ホット・ガス・バルブの構造

第19図 ミュー・ロケット・ロール制御システム・プロトタイプ

ホット・ガス流み点付近にはジルコニウム・コーティングを施す。

オンオフの応答は約25ミリ秒である。

ロール制御モータはラムダ、ミュー・ロケットにも搭載の予定でありそのプロトタイプを第19図に示す。

6. 制御機構のすう勢

6.1 ムーバブル・ノズル ムーバブル・ノズルは大偏角 TVC 機構としてポセイドン第2段 (第20図) などて実用化されている。

シールはエラストマと金属との積層材によるフレキシブル・ベアリング (第21図) とテクロールと称される流体を密閉する方法 (第22図) とがある。

11枚の天然ゴム、エラストマ・パッドと10枚の鋼シムのフレキシブル・ベアリングはスペース・シャトル

第20図 ポセイドン・第2段フレキシブル・ノズル部

第21図 フレキシブル・ベアリングの構造

ル固体ロケット・モータに搭載が予定されておりスラスト偏角は $\pm 8^\circ$ となっている。

テクロールは加圧された流体をそのままアクチュエーションに利用できること、駆動力が小さいこと、偏角が大きくとれるなど利点があるが実績はまだ報告されていない。

ムーバブル・ノズルのシール部は材料選定、接着、熱対策、モータ内圧によるノズルの軸方向変位など開発の課題は多いが、大偏角の大型ロケットには適した機構であると思われる。

6.2 スラスト制御モータ スラスト制御モータは ABM 開発中副産技術として生まれたもので、第23図に示すようにストラット・マウントされたセンタ・

第 22 図 テクロールの構造

第 23 図 スラスト制御モータ

ボディからピントルを出し入れすることによってスロート面積を変化させる。最大チャンバ内圧は 130 kg/cm^2 であるがピントルをいっぱい引込んだ状態では燃焼中断し再点火も可能である。プロペラントから多量のクーラント・ガスを発生させセンタ・ボディとプロペラント間の熱的干渉を遮断する。

ピントルの位置制御は 300 kg/cm^2 , 20 l/min の油圧パワーでサーボ機構を駆動し位置検出用ポテンシオメータとモータ燃焼圧力とをフィードバック信号としている。

試験結果によると制御系と燃焼との干渉による低周波振動がみられ実用化にはまだ課題も多い。しかし固体ロケットのアビリティを拡大する点、制御研究の課題として非常に興味深い。

6.3 ホット・ガス TVC 第 24 図, 200 kg/cm^2 , $3,300^\circ\text{C}$ の、ロケット燃焼ガスを TVC やリアクション・ジェットとして使おうとするロータリ・ホット・ガス・バルブであり、現在ハーフ・スケールの実験が

第 24 図 ホット・ガス用ロータリ・バルブ

成功している。

流路面積はロータの回転位置によらず一定でバルブ作動の影響が上流におよばず軽負荷のため高速の応答が可能である。

耐熱的に開発は困難であるが、高速応答、制御系の簡素化、維持の容易性など利点は多い。

あ と が き

飛しょう体のミッション達成上制御機器の役割は推進系のそれと比肩しうものであるが、構成するコンポーネント、部品数は圧倒的に多くそれだけに 1 個 1 個の信頼性は極めて高くなくてはならないし同一機能のコンポーネントの性能偏差は小さいことが要求される。

しかし、そのすう勢はより高温度、高速応答、小型軽量化、大出力化の方向にある。

世界的な技術のすう勢がすべてわが国のすう勢としてあてはまるとはいえない。高性能、高信頼性のわが国独自の機器技術を確立すべく研究、開発を進めねばならない。

最後に制御系、制御機器に関し長年に亘りご指導頂いている東京大学・宇宙航空研究所、東口教授、秋葉教授に深く謝意を表する次第である。

文 献

- 1) "Solid Rocket Technology" M. SHORR.
- 2) "Design concepts for liquid injection thrust vec-

- tor control" Hydraulics and Pneumatics 1965-9.
- 3) "Control mechanism of solid rocket motor" NASA technical review K. NINOMIYA.
- 4) "Thrust vector control by liquid injection for solid propellant rockets" AIAA paper No. 75-1225 Richard J. ZEAMER.
- 5) "Development of test motors for advanced con-

- trollable Propellants" Journal of spacecraft vol. 12. No. 3, 1975.
- 6) "Controllable solid rocket motor tested" Aviation week & space technology, August 14, 1972.
- 7) "Flexible joints for thrust vector controls" AIAA paper No. 75-1221 Robert F.H. WOODBERRY.
- 8) "Technical Bulletins" MOOG.

航空機用油圧作動液の動向*

寺 井 勝 雄**

1. はじめに

本稿は、第6回通常総会時に催されたシンポジウム“航空宇宙機器のすう勢”の部で講演したものを、若干補足し、整理したものである。あらかじめおことわりしておく。

航空機の大型化、高速化は、最近特に著しかったが、これを支えたものの1つとして、油圧装置の進歩があげられる。小型・軽量で大出力が得られ、その信頼性の高いことが油圧装置の航空機への大幅採用の理由であったが、その歴史は、とりもなおさず動力伝達媒体である作動液の改良のあゆみでもあった。油圧システムの機能は、使用する作動液の具備する特性によるばかりでなく、その扱い方によっても大きく左右されるため、より良い特性をもった作動液へのアプローチと、その品質管理が、航空機を製造するもの、ならびにオペレータにとっては、一時も忘れることの出来ない課題であった。

以下に航空機油圧作動液についての動向ならびに問題点について概説する。

航空機油圧作動液は、石油系作動液と合成系作動液とに大別出来、前者には、MIL-H-5606、後者には、りん酸エステル系やコンコードに使用されているシリケート・エステル系などがある。作動液に求められる特性としては、次のような点が上げられる。

- (1) 非圧縮性で、消泡性にすぐれていること。
- (2) 使用温度範囲で適度な粘度が保持出来ること
- (3) 難燃性であること。
- (4) シール性にすぐれていること。
- (5) 熱および酸化安定性がすぐれていること。
- (6) 防錆性にすぐれ、エロージョン効果の少ないこと。

- (7) 潤滑性にすぐれていること。
- (8) 非揮発性であること。
- (9) 毒性が少ないこと。
- (10) 比重が小さいこと、
- (11) 剪断安定性にすぐれていること。
- (12) 価格が安く、入手が容易であること。

これらの特性は、石油系でも満足し得るものであるが、難燃性という点から、大型ジェット旅客機には合成系が採用されており、石油系は、軍用機や一部の旅客機に使用されているのみである。

2. 作動液の歴史

大型ジェット旅客機は、コンコードのシリケート・エステル系を除き、現在ではりん酸エステル系合成油のみが使用されているので、ここでは主としてりん酸エステル系の動向について述べることにする。

りん酸エステル系作動液が、それまでの石油系に代わって最初に民間旅客機に使用され始めたのは、モンサント社（以下M社とする）の作動液であり、当時のDC-6型やDC-7型などの大型プロペラ機に、スカイドロール7,000という商品名で使われた。その後、旅客機がジェット化されるに伴い、低温特性が改良されたスカイドロール500Aが登場した。ところが間もなく、石油系作動液の時には経験したことのないような、スライド・スリーブ型サーボバルブ（第1図参照）に激しい劣化が生じ、この合成油の耐エロージョン特性が劣ることが判った。そこで1966~1969年にかけて、この面での改良が試みられ、その結果、液の含水

第1図 バルブ概略図

* 昭和51年1月5日原稿受理 Prospect of the Aircraft Hydraulic Fluid.

** 日本航空株式会社 Katsuo TERAI