二次噴射推力方向制御*

Secondary Injection Thrust Vector Control

山中 龍夫**
Tatsuo YAMANAKA

1. はしがき

ロケットの推力方向制御には、種々の方法が提案されているが、実際に使われている技術は大体において限られている。液体ロケットにおいては、ジンバル支持エンジンで行なう方法が最も一般的である。固体ロケットにおいては、ノズル部のみをジンバル機構とするもの、ジェタベータ、ジェット・ベーン、等々各種の方法があるが、いずれも可動部が高温ガスに直接晒されるため困難が多い。二次噴射による推力方向制御は、ノズル部が可動のものに較べて、可動部分がロケットの高温ガスから独立している以外に、推力方向制御のための推力損失がないばかりか推力増加になっているという利点があり最近良く用いられる。

二次噴射推力方向制御 (SITVC) は液体噴射によるもの (LITVC) とホット・ガス噴射によるもの (HGTV) とに大別される¹⁾。現在では LITVC が最も実用されている技術である。HGTV はロケットの燃焼室から抽気した高温ガスを噴射に用いるが、高温弁の開発という問題のため、現在研究段階の技術である²⁾。SITVC とは、いずれにしても、超音速ノズル流内に二次流体を噴射することによって主流の方向を変えるのであるが、超音速主流内に生じた乱れが一種の流体増幅器の役目を果たして、機体外に噴射するバーニヤ反動ロケットよりも増幅された制御力を発生する。したがって、超音速ノズル流内には極めて複雑な流れが生じている。この種の増幅効果に関する研究は多くなされており、さまざまな解釈がなされているが、明解なものは未だないと言ってよい。本講座においては、まず、二次気体噴射 (GITVC) と LITVC の流体力学的研究に関する代表的なものを系統的に紹介し、SITVC の要素である噴射弁および噴射体の供給系統に関する設計上の考慮、ロケットの姿勢制御に必要な SITVC 特性を実際のロケット地上燃焼で測定する際の装置・計測法等について述べ、最後にロケット

に搭載を要求される SITVC 流体に関する操舵要求の推定方法について簡単に述べる。

2. 二次噴射による推力方向制御力の発生

SITVC 性能を示すパラメータとしては比推力が用いられる。これは単位噴射重量流量当たりの発生制御力であり単位は秒で表わされる。SITVC の比推力に関係すると思われるパラメータは非常に多くある。代表的なものとしては、噴射流体の種類、噴射圧力、噴出速度、噴射体温度、噴射孔径、噴射角度、噴射孔の数、複数噴射の場合の噴射孔間隔、主流気体の性質、噴射点における主流のマッハ数と静圧、噴射点近傍の主エンジンのノズル壁上の境界層の状態、主エンジンのノズル角度と開口比、さらに、噴射体と主流ガスがどのような化学反応を起こすか等々である。噴射体と超音速主流の干渉によって生ずる乱れは極めて複雑であるから、SITVC の比推力が上記のパラメータとどのような関係にあるかを簡単に示すことはほとんど困難である。したがって、実際のロケット燃焼実験による SITVC 性能の測定がほとんどの設計上の目安となるのであり、これらの実測値の極めて簡便化した傾向は第 1 図に示す。N₂ ガスの如き無反応気体の GITVC の性能は悪く、HGTV の性能は極めて良い。また、水の如き蒸発の潜熱の高い無反応液体よりも主流と激しく反応するの N₂O₄ 如き液体の LITVC 性能は高

第 1 図 SITVC 性能の比較 (参考文献 1 より)

* 昭和 46 年 2 月 3 日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

い、SITVC の流体増幅のメカニズムに関する流体力学的研究は、現在まではほとんど、無反応気体噴射に限られており、LITVC に関しては超音速流内での霧化と液滴蒸発の影響までを研究しているのに留まっている。しかし、これらの研究は SITVC の制御力発生メカニズムを理解する助けとなり、SITVC の設計に際して複雑なパラメータを選ぶ参考には十分なり得る。したがって、本節では GITVC と LITVC のさまざまな流体力学的研究の紹介を行なうことによって、SITVC 設計者の参考とし、将来の研究の方向を示唆したい。

2.1 気体噴射の流体モデル i) **AMICK & HAYS の流体モデル** 二次噴射気体と超音速主流との干渉の問題は、最初ロケットに搭載した姿勢制御用のバーニヤ反動ロケットのロケット飛ばし中の増幅効果に関して行なわれた。ロケットの超音速飛ばし時に、機体の垂直方向に作用するバーニヤ反動ロケットが数倍の増幅効果を持ったからである。この効果は AMICK ら³⁾⁻⁶⁾によって研究されたが、SITVC の流体现象と類似しているので、現象を理解するために画かれたモデルのみを紹介する。第2図は AMICK & HAYS⁴⁾の側噴流モデルを示す。図は層流境界層の場合であるが、彼らは乱流境界層の場合には干渉領域が狭くて逆流領域は存在しないのではないかと想像したが、さらに詳しい実験⁷⁾によってこの考えは否定された。このモデルに基づく発生側分力を推定する理論と実験の比較も行なわれている^{5), 6)}。

第2図 Amick & Hays の側噴流モデル

ii) **WALKER et al. の超音速線型理論に基づく流体モデル** WALKER らは H_2O_2 分解小型ロケット・エンジンを測分力が測定できる簡単なスタンド上で燃焼し、SITVC の実験をした⁹⁾。これらの実験を理解するために、彼らは第3図に示す流体モデルを考えた。彼らは噴射流体と超音速主流の間で生ずる混合を極めて単純化し、混合は定断面積流路の短い間で起こり、垂直方向噴流の運動量は瞬間的に散逸すると仮定した。混合領域における静圧増加は圧縮波を伴っており、超音速流における膨張波は境界流線に沿って圧力を連続に保っていると考えた。流れの偏角は極めて小さいと考え、超音速線型理論を用いて、境界流線に沿った圧力増加を積分して、発生制御力を推定した。

iii) **境界層はく離モデル** 二次噴流による境界層のはく離に伴う流れの詳細を予測する試みは非常に多くある^{5), 10)-18)}。これらの研究の中で SITVC による流れを研究したのは Wu et al.¹⁰⁾のみであるので、このモデルを詳細に紹介し、他は概要を述べるに留める。Wu, et al. の流体モデルは第4図に示す。超音速主流は“J”にて噴射された二次流と衝突する。その結果、円錐衝撃波“AD”を発生して主流はノズル壁からはく離する。円錐衝撃波の頂点“A”の位置は主流条件と二次噴射流条件によって決まる。衝撃波角度、はく離角度、衝撃波とはく離流の後流領域の条件

第3図 Walker et al. の“線型”流体モデル

第4図 Wu, et. al. の境界層はく離モデル

は MAGER¹⁹⁾ の半実験式から決められた。また、衝撃波後流の条件は斜め衝撃波の関係式から得られている。円錐衝撃波の頂点“A”の位置は彼らのいう“Accommodation Height, h ”を求めることによって定まる。 h を求めるために、噴射流は鋭く曲げられ、主流と混合することなく壁に平行に流れたと仮定されている。主流と二次流に関する質量と運動量とエネルギーの保存式を解くことによって求められるが、このときの境界条件は次のとおりとした。主ノズルの出口面で主流と二次噴流の静圧が等しく、“0”面の面積は“3”と“4”の面積の和に等しい。

制御力発生に寄与しているのは、(1) はく離領域の圧力増加、(2) 円錐衝撃波とはく離流間の圧力増加、(3) 噴射気体の反力である。その他の領域の制御力への寄与は無視している。以上の如く、Wu, et al.¹⁰⁾ のモデルは非常に理想化されたものであり、噴射点後流における混合を考慮していない点を除いても、上流における複雑な現象を考慮していない。このモデルを用い、主ノズル壁上の円錐衝撃波の頂点を試行錯誤的に求める方法を適用し、スベリ社で比較的良好の結果を得ている²⁾。

その他、i) 項で述べたロケットの外部気流と制御用反動ロケットとの干渉について研究されたものの中で、この系統のモデルに属し、SITVC に適用可能と思われるものを紹介する。VINSON, et al.¹¹⁾ によるものは次の如き仮定をしている。1) 楔型の境界層のはく離が起きており、2) 噴流は噴射出口後流で直ちに壁に付着しており、3) 上流の境界層厚みは無視できるくらい小さく、4) 噴流と主流の混合はない。これらの仮定の成立する条件は極めて限られた範囲であると思われる。

AMICK, et al.¹²⁾ によるものは、1) 噴流は等エントロピ膨張を行ない、2) 噴流は直ちに壁に付着することなく円弧を描き、3) 噴流の前後の圧力差は遠心力と平衡する。彼らは複雑な計算式を扱い、経験則も導入しながら、はく離流が噴流と交差する点の角度を求めている。このモデルの欠点は、噴流が曲率の等しい円弧になるという仮定に無理があり、適用でき得る範囲は噴流圧とはく離流の圧力がほぼ等しい場合に限定されている。この条件は SITVC の条件とは少しはなれている。

STRIKE, et al.¹³⁾ によるものは、噴流によるはく離を段付壁によるはく離との間に類似があるとして、直接理論式を扱っていることに特徴がある。有効段高は等エントロピ膨張から計算されている。段付壁によるはく離モデルのみでは制御力への寄与が小さすぎるので、彼らは“バウ”衝撃波による寄与を考え、“バウ”

衝撃波の離脱距離を単純化した式より求めて非粘性干渉力の寄与を追加している。その結果は、増幅度が噴圧比と主流マッハ数への依存度が大きすぎて、実験結果とあまり合わない。

SPAID¹⁴⁾ によるものは、二次噴流の有効進入深さについてのみ、噴射流体が主流方向に得る運動量が噴流が受ける抗力に等しいという仮定で求めた。この深さは、彼の実験範囲では良く合っているが、噴射圧力比が極めて大きい場合には合わない。

MAUER¹⁵⁾ によるものは、AMICK, et al.¹²⁾ によるものと良く似ているが、噴流の後流圧力を解かるべき未知数としている点が異なる。この後流圧力と噴流の等エントロピ膨張から段高を求めている。

VINSON¹⁶⁾ によるものは、噴流の等エントロピ仮定を捨て、第一マッハ・ディスクの高さの段付壁に関する境界層のはく離を考えたところが重要である。この仮定はいままで述べてきたものと異なり、噴流近傍のシュリーレン撮影結果に近いものである。

iv) 爆風波理論 二次噴射によって生ずる衝撃波と発生制御力を爆風理論によって説明しようとしたのは BROADWELL²⁰⁾ が最初である。爆風理論とは、線状火薬の爆発によって生ずる円筒状非定常波と軸対称定常波との類似を仮定することによって成り立っており、この類似は極超音速鈍頭物体まわりの流れに適用されている。彼は噴流の受ける抗力と噴射体容積の影響を考えた。主流に垂直に噴射された流体は主流方向に主流の速度まで加速されるから、その得られた運動量は主流になす噴流の抗力に等しいとみなした。さらに、主流に対する噴流容積の加わりは主流に対する加熱現象と類似であるとみなした。円筒爆風を起こす単位長当りのエネルギー量は噴射流体の得た運動量と容積付加による等価のエネルギー増加を加算したものとして扱われている。

BROADWELL は主流内に持ち込まれたエネルギーより“バウ”衝撃波の形状を求め、主ノズルとの相貫面積全体について、爆風理論から得られる圧力分布と主流との圧力差を積分することによって SITVC の制御力とした。爆風理論の最初の貢献者である G. I. TAYLOR が指摘しているように、爆発点近傍の圧力分布はこの相似解とは一致しない。したがって、BROADWELL の得た“バウ”衝撃波のノズル壁面での圧力分布は、気体噴射の過膨張—再圧縮という過程を無視したとしても、実測値とは合わない。発生制御力の推定値も実測値とは合わない。

この爆風理論による SITVC への試みは、後に、KARAMCHETI, et al.²¹⁾ によって発展された。彼らは第5図に示すように、主ノズル・スロートから出口面

第5図 KARAMCHETI, et al. のモデル

までの検査面について、力の平衡と質量およびエネルギーの保存式を主ノズル出口面の二次噴射によって乱された面積のみの積分型で表わした。この理論では、二次噴射による主推力の増加分も計算できるが、制御力の計算には出口面での乱れ流圧力を主推力増加の実測値より得ることによって計算することになっているから、実測なしで制御力を推定することは不可能である。

v) 軸対称鈍頭モデル ZUKOSKI, et al.²²⁾ はマッハ数 1.38~4.54 の範囲で風洞実験によりシュリーレンやシャドー撮影を行なうことによって、第6図に示すモデルを考えた。ここでは、噴射流体は主流静圧より高い圧力で円孔より噴射される。二つの流れの干渉の結果、噴孔の前流部に強い“バウ”衝撃波が作られ、衝撃波後流の圧力場は噴流が壁に平行になるように曲げる。“バウ”衝撃波の前流には境界層のはく離領域を作る。乱流境界層の場合には、はく離領域は小さく斜め衝撃波は強い。層流境界層の場合には、はく離領域は大きく、はく離流と壁の角度は極めて小さい。

彼らは“バウ”衝撃波の観測より、噴流を軸対称鈍頭物体とみなすことを提案し、鈍頭物体の等価寸法を求めるために、等価物体が受ける抗力が噴流の運動量と平衡すると仮定した。これは BROADWELL²⁰⁾ と同じ考えである。ただし、BROADWELL と異なって抗力を計算する際に、修正したニュートニアン流を用いてい

a) 乱流境界層

b) 層流境界層

第6図 Zukoski, et al. の軸対称鈍頭モデル

る。彼らは、また、噴流の濃度分布を後流領域で測っている。ただし、彼らは噴射点と“バウ”衝撃波の相対的位置やはく離領域の大きさについて定量的な扱いをしていない。

vi) その他のモデル CHARWAT, et al.²³⁾ は超音速噴射による干渉を、特に圧力分布に関して、詳しく測定し、噴射圧力がはく離圧力より大きい場合と小さい場合の二つの場合のモデルについて述べている。第1の場合には、噴流は孔端で膨張して超音速となり、主流と噴流の境界は“スリップ線”にとるべきだとする。第2の場合には、噴流内の衝撃波は噴孔の上流側端から発生して、噴孔の上を覆う。したがって、第1の場合は噴流が超音速主流に突出しているが、第2の場合は噴流が低音速のはく離流内に埋もれている。

SCHETZ²⁴⁾ は、気体噴射の進入深さについて、自由膨張流の第1マッハ・ディスクの位置に採り、主流動圧による噴流軌道上でこの位置にを求め実験と比較している。

筆者は円錐管レンズ²⁵⁾を開発することによって、円錐ノズル流内の SITVC 現象を三次元的に観測することによって²⁶⁾、GITVC の推定方法を提出し実験結果と比較的良好一致をみている²⁷⁾。

2.2 液体噴射の流体モデル 前項までにおける爆風理論に基づくモデル^{20), 21)}は液体噴射にも当てはまる。実際の LITVC では、噴孔から出た液体の非圧縮性・霧化・蒸発等の問題があり、気体噴射とは相当に異なる。ただし、LITVC 現象を GITVC 現象の如く観測手段等で測定するには種々の困難があるため、流体モデルの具体的な裏付けのあるものは少ない。ここでは、二例のみを紹介する。

i) Wu, et al. の流体モデル¹⁰⁾ 第7図にモデルの概要を示す。噴射された液体は直ちに主流方向に曲がり壁に沿って流れる。噴射液体は蒸発によって主流に流れ込む。主ノズル壁上で液体と蒸気が共存する範囲で、垂直方向の蒸気速度と主流速度で決まる角度を半角とする楔を考える。超音速線型理論よりこの楔によって主流が曲る圧力増加をこの範囲の面積に掛けたいものを、反動力に加えて発生制御力としている。

第7図 Wu, et al. の液体噴射の二次元流モデル

ii) SEHGAL, et al. の流体モデル SEHGAL, et al.²⁸⁾ は噴射液体の霧化, 主流内での伝熱による蒸発, 流滴の主流内での運動軌道を半実験的な式を組み合わせることによって求め, 噴射液体の蒸気表面を鈍頭物体とみなした。第8図はこの流体モデルを示す。この鈍頭物体の前面にできるはく離領域を鈍頭噴流の接線から求め, MAGER¹⁹⁾ のはく離モデルより前流領域で発生する制御力を計算した。また, はく離に伴う斜め衝撃波後流の圧力は噴流鈍頭の主流となす角度だけ膨張し, 噴流境界の接線が主流と一致する点まで膨張すると仮定した。この間, 噴流境界に沿って適当に区切り, 単純マッハ波の膨張による圧力降下の平均を求めることにより, 噴孔後流領域での発生制御力を計算している。このモデルは LITVC の実測値と, 圧力寄与に関しては, 比較的良く一致することが筆者らによって確かめられている²⁹⁾。

以上の SITVC 流体力学的研究と発生制御力の推定に関するいくつかの試みを紹介してきたが, 起きている現象が非常に複雑であるので, いずれも一長一短がある。したがって, SITVC の流体力学的研究は今後も続けられることが望まれる。研究すべき問題は, 1) 噴流前流領域が各種の噴射条件とどのような関係があるか, 2) 噴射流と超音速主流の干渉によって生ずる“バウ”衝撃波の噴射孔近傍の流れの解析, 3) LITVC の霧化, 蒸発を伴う主流との干渉, 4) 噴射流体が主流と燃焼反応を生ずる場合の問題等々多くある。特に LITVC に関しては, 噴孔後流の混合領域での圧力寄与が大きいので, 筆者の研究結果³⁰⁾による“バウ”衝撃波の断面の非回転対称性の影響等は重要になるものと思われる。

第8図 SEHGAL, et al. の流体モデル

3. 二次噴射弁と噴射体の供給系統

SITVC を実際のロケットに適用するには, 噴射流体を信号に従って制御する二次噴射弁と噴射体の供給系統を必要とする。制御には大きく分けて ON-OFF

制御と比例制御があるが, SITVC にも, 電磁弁等を用いる ON-OFF 制御とサーボ機構を用いる比例制御弁による比例制御がある。ON-OFF 制御は, 非線型制御であること以外に, 特に多段ロケットの如き機体の剛性に弱点があり, ブースト・フェーズの如き大きな動圧負荷を受ける段では, 大きな衝撃力を機体を与える等困難な問題が多い。したがって大型固体ロケットでは, サーボ機構を有する比例制御弁を用いることが多い。比例制御には直接電気で弁ピントルを駆動する, いわゆる, エレクトロ・メカニカル方式と油圧サーボ弁で駆動するハイドロ・メカニカル方式がある。両者とも米国等では既に開発されて実用化されているが, 本節では筆者らが航技研で日本航空電子の協力を得て試作³¹⁾したものを中心に紹介する。

第9図に筆者らの試作した二次噴射比例弁の概要図と第10図にその写真を示す。電磁弁等を用いる ON-OFF 制御では, 主ノズル壁にけられた孔が流量を決めるオリフィスであるが, 比例弁では第9図のピントルと弁座との間隙が流量を決めるオリフィスとなる。したがって, ピントル形状は比例性を決めるのみでなく, ノズル壁孔で噴流の付着現象等の運動量損失

第9図 2次噴射比例弁本体

第10図 二次噴射用比例弁 (航技研で試作)

第11図 写真10の周波数特性

を起こさないように設計しなければならない。制御弁の周波数特性は当然問題となるが、筆者らの試作した弁の特性は第11図に示す。

その他比例弁について考慮しなければならないことを次に述べる。

i) 機外排出サーボ弁油量の最小化 機外への排出するサーボ弁油量が大きいと、サーボ油タンクの容量が大きくなり重量負担が大きくなり悪い。弁の信頼性を上げるにはこの排油量を大きくすると良いので、一つのサーボ弁でいくつかのピントルを駆動する方式が良い。この排油量は最大サーボ弁油量に比例するので、弁設計に際しては、ピストン面積とストロークをできるだけ小さくした方が良い。

ii) 最大スリッ応答 スリッ時間は普通最大流量の90%に到達する時間をいう。SITVCのスリッ時間は、段間分離・発射・突風等のスラップ状外乱から姿勢を制御するロケットの制御能力を決める。スリッ時間を短くするには、ピストン・ストロークを短くするか、ピストン面積を小さくするか、または、サーボ弁油流量を大きくする。

iii) 周波数応答の最大化 周波数応答とスリッ応答は混同され易い。両者の間には直接の関係はない。誘導ループを設計する立場の人はTVCシステムから入り込む周波数応答の二次項の影響は避けたいと願う。普通の設計では、誘導ループが働いている周波数範囲はTVCシステムの周波数範囲の1/10であるが、この低い周波数範囲内での位相遅れや増幅度の変化に彼らは極めて注意を払っているからである。

iv) ヒステレシス TVCシステムのヒステレシスはロケットのリミット・サイクルを生ずる。リミット・サイクルは二重の負担を制御システムに掛ける。第1は噴射流体を多く必要として、噴射体タンク容量を必要以上に大きくする。第2はロケットの軌道精度を悪くする。すなわち、リミット・サイクルは誘導パッケージにAC加速度を与え、ジャイロ・ドリフトを大きくし、軌道精度を悪くするのである。

第12図 SITVC ブロックダイアグラム

第13図 ヒステレシスと速度制限のある場合の周波数特性

ポラリス型のLITVCシステムの実際のデータと非線型システムとしたときのシミュレーション結果を比較したのをみると³²⁾、20Hz ぐらいまではヒステレシスやデッド・バンドの影響は出ていない。20Hz ぐらいでは、質量変化、バネ定数変化、供給系配管の共振、サーボ弁応答等による二次項の影響が重要であるが、これより高い周波数では、ヒステレシスやデッド・バンドの影響が主体となってくる。これらの影響を考慮したブロック・ダイアグラムを第12図に示す。第12図の周波数応答について、ヒステレシスと速度制限の影響を第13図に示す。以上に示した簡単な回路は、二次噴射流体リザーバと噴射弁の長さが1.5mを越えない範囲で成り立っており、これより長い場合にはさらに複雑な管系振動を考慮せねばならぬ。

4. 地上燃焼実験による推力方向制御特性の測定

4.1 テスト・スタンド SITVC特性はロケットの燃焼時にのみ測定され得るものである。通常、ロケットのSITVC特性は多分力測定スタンド上の燃焼実験として測定される。この際、二つの技術的に困難な問題がある。一つは、TVCの静特性である制御力を精度よく測るには、測定分力の数を多くすることであり、最終的には六分力スタンドが必要となる。この種のスタンドにおいては、相互の干渉力をできるだけ少なくする必要があり、また、干渉力が較正されており、測定値を修正できるようになっている必要がある。固体ロケットは燃焼時その質量を時間とともに変えるので、その干渉力も時間とともに変わるから、干渉力は線型関係になっている方が望ましい。このた

第14図 六分力テストスタンド (オーモンド社 MCT-3055-44 K)

め、テスト・スタンドの構造に十分な注意が払われてなければならない。いま一つは、通常、SITVC の性能はテスト・スタンドのロード・セルによって読まれる。したがって、テスト・スタンド自体が一つの時定数を持つ伝達系であるから、SITVC へ応答特性を測定するにはテスト・スタンドの伝達関係を知る必要がある。

六分力テスト・スタンドの洗練された例として、米国オーモンド社で設計・製作されて、航技研の角田支所に納入されたものがあるので、その概要と機能の一部を紹介する。第14図はその機能を示し、第15図は設置状態の写真を示す。ロケットは前部リングと後部リングによって支えられ、それぞれ、芯出しは半自由はめ合とインローはめ合によって行なわれ、各部のロードセル線の芯出しにも、それぞれ、工夫がなされている。校正は、いわゆる、インプレース方式であり、図中の#1~#6の基準ロード・セル位置にハンドル式の荷重装置が付加されており、あらゆる種類の組合せ荷重が設計値まで加えられるようになっている。この校正用荷重装置によって、干渉係数があらかじめ求められる。このスタンドの特徴は二つある。一つはキー・ストーンと呼ばれる前部リング部の主推力受け板であり、このキー・ストンの中心部はピボットになっている。前部縦横分力測定用ロード・セル・フレキシヤの中心線はキー・ストンのピボット点を含む断面上に配置してある(図で#11, 12, 13 ロード・セルと#2, 3 基準ロード・セルの中心線がピボット点と同一平面にあることに注意)、ロケットの推力はピボット点で主軸分力と Y-Z 分力に分解されて、主軸分力は4個のロード・セル(#7~10)で測定されるが、Y-Z 分力の存在による“pendulum effect”は、ロード・セルの

第15図 六分力推力スタンド (オーモンド社 MCT-3055-44 K 航技研角田支所)

荷重方向が正負になっているためにおたがいに打ち消し、従来型と比較してはるかに高い測定精度を保障している。また、前部縦横分力測定部がピボット点を通じて同一平面にあるため、いわゆる“dog legs effect”による測定誤差をほとんど完全に除いている。その他、前後部の縦分力、回転分力測定も圧縮・引っ張りの組み合わせ方式で測定して、これらの分力方向の“pendulum effect”の誤差を防いでいる。その他、フレキシヤには線型性の良くヒステリシスの少ないものを用いており、精度としては、ロケットの推力線の“ふれ角”は $1.5'$ 、軸心の“偏れ”は 2.4mm/m まで測定可能にしている³³⁾。

4.2 SITVC 応答特性の理論的考察 SITVC 燃焼実験時の信号の流れは第16図に示す。サーボ弁への入力信号によりサーボ弁はピントルを駆動する。ピントルの動きは主ノズル部へ二次噴射制御力 F_{app} を推力スタンド上のロケットに加える。推力スタンド上のロード・セルは測定力 F_{meas} を示す。サーボ噴射弁の

第16図 SITVC 応答の測定時のブロック・ダイアグラム

応答の代表的な例は前節で第11, 13図に示した。SITVCの流体力学的メカニズムに基づく応答の中には、マニホールドを含む管系の状態および主ノズル内での二次流体による応答が含まれる。後者の応答はミリ秒のオーダーと考えられており、ほとんどの応答は管系の応答で決まるといって良い。

このような状態で制御システムの応答を実測するにはいくつかの問題がある。推力スタンドが速い応答を持つためには、スタンドは極めて大きい質量を有するロケットをのせているので、極めて大きいバネ定数と低い減衰係数を持たねばならぬ。このようなスタンドに主推力が加わると、他の分力面でこの周波数の共振を生ずる。この種の低振幅振動はあらゆるモードで起こり、多分力スタンドの縦横面の伝達関数を決め難くする。厳密には、そのスタンドが有する自由度の数だけの振動方程式より、各分力の伝達関数を求めるべきであるが、実際には、式があまりにも複雑すぎて分離測定不可能な係数が出現するため、測定分力面での二自由度線型振動方程式で代用して十分な成果が得られる。

SITVCの流体力学的応答は、通常の設計では、 $F_{app}/x = a/(J\omega + b)$ の形で表わされる。 a/b は定常的な SITVC の静特性から定められる。実際に測定できる応答は F_{meas}/x のみであるから、前に述べたスタンドの応答との線型関係を仮定すれば、

$$F_{app}/x = |F_{meas}/x| / |F_{meas}/F_{app}|$$

$$(\angle F_{meas}/x - \angle F_{meas}/F_{app})$$

なる関係が求められる。

ON-OFF 弁による SITVC の応答特性を求めるときは、入力信号としてパルスの信号しか加えられないため、パルス信号そのものを工夫したり、スタンド系の応答を考慮したかなり複雑な解析を必要とする。これまで筆者等の経験した TVC 燃焼実験では ON-OFF 弁によるもののみであり、入力信号に定パルス列、擬似ランダムな性質をもつ M 系列信号を用いたりして、パワースペクトラム解析やフーリエ変換の手法を用いて、ON-OFF 制御 SITVC の立上りの等価的なむだ時間を測定・解析している^{34), 35)}。

5. SITVC の操舵要求の推定

ロケットを SITVC によって姿勢制御する場合には二次噴射流体を弁・供給装置と共に機体に搭載しなければならない。タンク容量・配管の太さ・噴射弁容量等の設計には、必要最大二次噴射流量と必要噴射流体の全量を知ることが重畳となる。これらの量は、ロケットに与えられるミッション、ロケットの運動特性、誘導制御の方式から決まる最大操舵角と制御力の全力積から、SITVC の比推力特性が判っていれば求ま

る。制御方式には ON-OFF 制御と比例制御があることは前節でも述べた。ONOFF 制御には PWM, PMM, PFM 等の変調による準比例方式も考えられるが、いずれにしても、外乱の大きい低高度軌道を飛ばしようにするロケットでは、非線型性から来るリミット・サイクルがあり、本節で問題とする操舵量は比例方式より大きくなり、その推定も複雑なシミュレーション実験を必要とする。本節では最も簡単な比例制御方式について述べる。

また、比例方式にもオープン方式とクローズド方式があり、人工衛星打ち上げ用多段ロケットの第1段階ブースタではオープン方式の TVC 制御を採用している場合も多い。この場合のこれらの量の推定方法は TEREN, et al.³⁶⁾ がある。本節では、クローズド・ループの自動操縦方式を考え、さらに、レート・迎え角度のフィード・バックをする一般的な場合について述べる。簡単のため、ピッチ面のみを考え、径路角が基準軌道に沿って一致している場合に、第17図に制御系を示すブロックダイアグラムを示す。制御則の式は、

$$\delta = K_P \theta_P - K_\theta \Delta \theta - K_R \Delta \dot{\theta} - K_a \alpha \quad (5-1)$$

これと、ロケットのピッチ面内の運動方程式よりラプラス変換した形で、命令信号と外乱信号に対する伝達関数を求めると³⁷⁾、

$$\frac{\Delta(s)}{\Theta_P(s)} = \frac{(\omega_n^2/\mu_c)(s^2 - \mu_a)}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} = F_1(s) \quad (5-2)$$

$$\frac{\Delta(s)}{Y(s)} = -[K_a s^2 + (\mu_a/\mu_c)2\rho\omega_n s + (\mu_a/\mu_c) \times (\omega_n^2 + \mu_a) - \mu_a K_a] / (s^2 + 2\rho\omega_n s + \omega_n^2) = F_2(s) \quad (5-3)$$

ここで、 δ は TVC の操舵角量、 θ_P はピッチの命令信号、 y は外乱信号であり、 $\Delta(s)$ 、 $\Theta_P(s)$ 、および $Y(s)$ はラプラス変換である。また、

$$K_R = 2\rho\omega_n/\mu_c; K_\theta = (\omega_n^2 + \mu_a)/\mu_c - K_a;$$

$$K_P = \omega_n^2/\mu_c; \mu_c = T \cdot a/I; \mu_a = F_n \cdot b/I$$

であり、 a は SITVC 力点と重心距離、 b は圧力中心と重心の距離、 T は主推力、 I は慣性モーメント、 F_n は迎え角当りの縦方向空気力であり、他は通常用いられている記号である。設計時には、 K_R と K_θ は固有振動数 ω_n と減衰係数 ζ に適値を与えるように与

第17図 制御系ブロック

え、 K_P は望ましいピッチ面の応答が得られるように選ばれる。外乱が突風の場合には、 $y = (V_W/V_N)\sin V_N$ 、 V_W 風速度、 V_N は基準軌道上の機速、 γ_N は基準軌道の径路角である。

最大必要操舵角 $\delta_{\max}$ は、軍用ミサイルを除けば、通常の人工衛星打ち上げ用ロケットでは、偏西風による突風外乱のパターンによって定まる。ロケットのピッチ面運動における、突風に対する操舵量の応答特性は (5-3) 式で表わされるから、突風外乱のパターン $y(t)$ さえ判れば $\delta_{\max}$ は容易に求められる。 $\delta_{\max}$ 時のロケットの主推力 T 、SITVC の比推力を I_{sp} とすれば、

$$(\dot{m}_j)_{\max} = \delta_{\max} \cdot T / I_{sp}$$

である。

ただし、 $\delta_{\max}$ に初めから制限を与えて、軌道のずれを許容するが、ロケットに加わる荷重を少くする荷軽減自動操縦方式を採用すると、軌道誤差の許容量と機体に加わる最大負荷の許容量とのトレード・オフによって、設計者の判断のみで一意的に $\delta_{\max}$ を決めることはできる³⁷⁾。

二次噴射流体の全必要量は、1) 命令信号によるもの (5-2) 式と、2) 外乱によるもので (5-3) 式の時間積分したものから得られる。外乱信号としては、a) 突風によるもの、b) ミスアライメント (機体、推力) によるもの、c) ランチ・オフ時の外乱、d) 段間分離時に発生するもの等がある。これらの外乱量を、それぞれ、 $y_a(t)$ 、 $y_b(t)$ 、 $y_c(t)$ 、 $y_d(t)$ 、……と表わせるものとするれば、

二次噴射流体の全必要量は次の積分で表わされる。

$$\int_{t=t_0}^t \frac{T(t)}{I_{sp}} (|\delta_1(t)| + |\delta_2(t)|) dt$$

ここで

$$\delta_1(t) = \int_0^t \theta_F(t-\tau) f_1(\tau) d\tau = \int_0^t \theta_F(\tau) f_1(t-\tau) d\tau$$

$$\delta_2(t) = \int_0^t (y_a(t-\tau) + y_b(t-\tau) + y_c(t-\tau)$$

$$+ y_d(t-\tau) + \dots) f_2(\tau) d\tau$$

$$= \int_0^t (y_a(\tau) + y_b(\tau) + y_c(\tau) + y_d(\tau) + \dots)$$

$$\times f_2(t-\tau) d\tau$$

ただし、 f_1 、 f_2 は $F_1(s)$ 、 $F_2(s)$ のそれぞれラプラスの逆変換したものである。

これらの推定法を米国の大型ロケット SIVB、SSO-PM に適用した例は Teren, et al.³⁸⁾ にあり、また、我国では既に中止された Q 計画の如き空力安定型ロケットについて、種子島射場から発射し低高度軌道に打上げる場合に、種子島上空の偏西風の年間資料を用い

て解析した結果は筆者らによって既に発表されてある³⁹⁾。

6. む す び

二次噴射による制御力発生流体力学的メカニズムは極めて複雑でまだ完全に解明されたとはいえない。本講座では、ほとんどの部分を、この流体力学的メカニズムに関する流体モデルの各説を系統的に紹介することに努めた。この分野での今後の研究は大いに期待されている。

実際に SITVC 技術を開発するには、噴射弁・供給系・地上燃焼実験法・飛しょう体設計法等 SITVC 固有の問題が多い。これらの技術は米国が最も進んでいるが未公開のものが多く入手可能な資料には限界がある。したがって、第 3 節から第 5 節までは、筆者らが航技研において試みた結果や宇宙開発推進本部時代から現在の宇宙開発事業団において行なわれた開発研究の結果の概要を述べるに留めた。

二次噴射による推力方向制御の技術は機構が他の方法に較べて簡単であり、我国の如き固体ロケット技術の発達している国では、特に開発を急がれる技術である。我国における SITVC 技術の開発は、大きな担い手の一人であった宇宙開発事業団の 1970 年における計画変更により、後退を余儀なくされたが、この技術の研究開発の先駆者である東京大学宇宙航空研究所の一連の地上実験や飛しょう実験では、着々と成果が挙げられている。近い将来にラムダ・ミュー・クラスの SITVC が実現されるものと信じて、本講座のむすびとしたい。

最後に、筆者らの一連の SITVC の研究に協力を戴いた航技研の研究員の皆さん、直接協力して下さった日産自動車・日本航空電子・石川島播磨重工の関係者の皆さんや宇宙開発事業団の諸先輩の御協力による資料に基づいて本講座を纏めたことを感謝の念を持って述べさせて戴きます。また学会員の皆様には、筆者の浅学による知識の不足している点は大いに叱正下さるようお願いします。

参考文献

- 1) BILLET, A. B.: Rocket Engine Thrust Vector Control Operation Through Secondary Injection, SAE Paper 865 E, 1964.
- 2) Sperry Rand Corp.: Proportional Solid Propellant Secondary Injection Thrust Vector Control Study, NASA CR-637, 1966.
- 3) MORKOVIN, M. V., PIERCE JR., C. A., & CRAVEN, C. E., Interaction of a Side Jet with a Supersonic Main Stream; Engineering Research Institute, University of Michigan, Bulletin, No. 35, 1952.
- 4) AMICK, J. L. & HAYS, P. B.: Interaction Effects of Side Jets Issuing from Flat Plates and Cylind-

- ders Aligned with a Supersonic Stream, Wright Air Development Div. TR 60-329, 1960.
- 5) DERSHIN H.: Forces Due to Gaseous Slot Jet Boundary-Layer Interaction, *J. Spacecraft*, Vol. 2, No. 4, 1965, p. 597.
 - 6) Hawk, N.E., & AMICK, J.L.: Two-Dimensional Secondary Jet Interaction with a Supersonic Stream, *AIAA J.* Vol. 5, No. 4, 1967, p. 655.
 - 7) DOWDY, M.W., & NEWTON, J.E. Jr.: Investigation of Liquid and Gaseous Secondary Injection Phenomena on a Flat Plate with $M=2.01$ to $M=4.54$ Jet Propulsion Lab. TR 32-542, December 1963.
 - 8) WALKER, R.E., STONE A.R. & SHANDOR, M.: Interaction between Sonic Sidejets and Supersonic Duct Flow. The Johns Hopkins University, Bumblebee Series Report No. 316, 1962.
 - 9) WALKER, R.E., STONE, A.R., & SHANDOR, M.: Secondary Gas Injection in a Conical Rocket Nozzle I, Effect of Orifice Diameter and Molecular Weight of Injectant, *AIAA J.* Vol. 1, 1963, p. 334.
 - 10) Wu, J.M., CHAPKIS, R.L., & MAYER, A.: Approximate Analysis of Thrust Vector Control by Fluid Injection, *ARS J.* Vol. 31, 1961, p. 1677.
 - 11) VINSON, P.W., AMICK, J.L., & LIEPMAN, H.P.: Interaction Effects Produced by Jet Exhausting Laterally Near Base of Ogive-Cylinder Model in Supersonic Main Stream, NASA Memo 12-5-58 W, 1959.
 - 12) AMICK, J.L., & CARVALHO, G.F.: Interaction Effects of a Jet Flap on a 60° Delta wing at Mach Number 4, and Comparison with Two-Dimensional Theory, Univ. of Michigan CM-1031, 1963.
 - 13) STRIKE, W.T., SCHUELER, C.T. & DEITERING, J.S.: Interactions Produced by Sonic Lateral Jets Located on Surfaces in a Supersonic Stream, AEDC-TDR-63-22, 1963.
 - 14) SPAID, F.W.: A Study of Secondary Injection of Gaseous into a Supersonic Flow, Doctoral Thesis of the Aeronautical Engineering Dept. of the C. I.T., 1964.
 - 15) MAURER, E.: Interference Effects Produced by Gaseous Side-Jets Issuing into a Supersonic Stream, DVL-Bericht No. 382. Deutsche Luft-und Raumfahrt Forschungs bericht 65-04, Jan. 1965.
 - 16) VINSON, P.W.: Prediction of Reaction Control Effectiveness Supersonic and Hypersonic Speeds, Research Div. of Martin-Orlando Report No. OR 6487, 1965.
 - 17) AMICK, J.L.: Circular-Arc Jet Flaps at Supersonic Speeds Two-Dimensional Theory, APL/JHU CR-24, 1966.
 - 18) SPAID F.W., & ZUKOSKI, E.E.: A Study of the Interaction of Gaseous Jets from Transverse Slots with Supersonic External Flows, Douglas Missile and Space Systems Div. Paper No. 4480.
 - 19) MAGER, A.: On the Model of the Free, Shock-Separated, Turbulent Boundary Layer, *J. Ae. Sc.* 23, 1956, p. 181.
 - 20) BROADWELL, J.E.: Analysis of the Fluid Mechanics of Secondary Injection for Thrust Vector Control, *AIAA J.* Vol. 1, No. 5, 1963, p. 1067.
 - 21) KARANCHETI, K. & HSIA, H.T.: Integral Approach to an Approximate Analysis of Thrust Vector Control by Secondary Injection, *AIAA J.* Vol. 1, No. 11, 1963, p. 2538.
 - 22) ZUKOSKI, E.E., & SPAID, F.W.: Secondary Injection of Gases into a Supersonic Flow, *AIAA J.* Vol. 2, No. 10, 1964, p. 1689.
 - 23) CHARWAT, A.F., & ALLEGRE, J.: Interaction of a Supersonic Stream and a Transverse Supersonic Jet, *AIAA J.* Vol. 2, 1964, p. 1965.
 - 24) SCHETZ, J.A.: Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stream, *J. Spacecraft* Vol. 3, No. 11, 1966, p. 1658.
 - 25) YAMANAKA, T. & Azuma, H.: A Method for Observing Phenomena in an Arbitrary Pipe Flow Field of Revolution, *J. Spacecraft*, Vol. 4, No. 9, 1967, p. 1272.
 - 26) YAMANAKA, T.: Flow Visualization of Shock Waves Induced by a Secondary Gas Injection by the Use of Conical Lens, *Proceedings of 8th I.S.T.S.* 1969, p. 379.
 - 27) YAMANAKA, T., SAITO, M., Suzuki, T. & Ito, T.: An Experimental and Analytical Investigation of Estimating Control Forces by Secondary Injection, XXth Congress of I.A.F. Mar del Plata, Argentina, 1969.
 - 28) SENGA, R. & Wu, J.M.: Thrust Vector Control by Liquid Injection into Rocket Nozzles, *J. Spacecraft* Vol. 1, No. 5, 1964, p. 545.
 - 29) 宇宙開発事業団委託研究報告: 二次噴射制御装置の開発研究, "非公開資料" 昭和44年3月.
 - 30) 山中龍夫, 東久雄: 二次ガス噴射によって超音速円錐流内に生じた衝撃波の三次元観測とその展開写真について, 第48期機械学会全国大会講演会, No. 700-15, p. 141, 1970.
 - 31) 鈴木崇弘, 山中龍夫: 二次噴射比例弁の試作, 第14回宇宙科学技術講演会講演予定, 昭和46年2月.
 - 32) SALEMKU, R.M.: The Practical Design of Fluid Injection Thrust Vector Control Systems, SAE Paper.
 - 33) 航技研ニュース 1969-10, No. 125.
 - 34) 鈴木崇弘, 山中龍夫: 二次噴射による横推力の動的測定, 第12回宇宙科学技術講演会講演集, 昭和44年1月, p. 111.
 - 35) 岡本修, 狼嘉影, 大石晃, 山中龍夫, 鈴木崇弘: SIT-VC 実験における動特性について, 第14回宇宙科学技術講演会講演予定, 昭和46年2月.
 - 36) TERN, F. & BORSODY, J.: Stability Analysis and Minimum Thrust Vector Control Requirements of Booster Vehicles During Atmospheric Flight, NASA TN D-4593, 1968.
 - 37) SCALZOTT, L.L., & TERN, F.: Load Relief Autopilot Analysis to minimize Launch Peak Thrust Vector Deflection Requirements, NASA TN D-4786, 1969.
 - 38) TERN, F., DAVIDSON, K.I., BORSODY, T. & DANIELE, C.J.: Thrust-Vector Control Requirements for Large Launch Vehicles with Solid-Propellant First Stages, NASA TN D-4662, 1968.
 - 39) 山中龍夫, 大石晃: 固体安定ロケットの操舵要求軽減法, 第13回宇宙科学技術講演会講演集, 昭和45年1月, p.17-20.