小型ロケットのガス・ジェット制御*

——システム設計の手法を中心として——

Gas Jet Reaction Control for small Rocket Vehicles

——System Design Technique Approach——

平 田 稔**・森 嵩**・鎌 田 正 雄**

Minoru HIRATA Takashi MORI Masao KAMATA

1. は し が き

ガス・ジェット制御とは、ロケットあるいは人工衛星などの所定の位置に固定されたノズルから間欠的にガスを噴射して、その姿勢を制御する制御方式であって、宇宙開発事業団では、実用衛星打ち上げ用の大型ロケットの姿勢制御技術開発のため、昭和41年来これらの制御技術の一環として本方式の制御技術の開発を推進して来た。この間委託研究費による研究開発と、JCR 型および LS-C 型ロケットなどの小型ロケット用ガス・ジェット制御装置の試作に従事する機会を得た。以下にその間逐次開発して来たシステム設計の手法を中心としてガス・ジェット制御技術の概要について述べる。

2. ガス・ジェット制御システム

ガス・ジェット制御装置は大別してオンオフ制御電

子機器、ガス・ジェット装置および電源装置から構成されるが、これらは第1図の誘導制御システム・ブロック図に示すように誘導搭載機器と組み合わされて次のような制御機能を果たす。すなわち誘導用搭載機器の積分ジャイロとレート・ジャイロで検出された姿勢誤差角および角速度は、オンオフ制御電子機器によりオンオフ信号に変換され、ガス・ジェット装置のオンオフ操作弁に操作指令を与え、これによりスラスタから噴出した反動力でロケットの姿勢が修正される。このような制御システムにおいて、オンオフ制御電子機器とガス・ジェット装置はそれぞれ次の役割と機能をもつ。

(1) オンオフ制御電子機器 オンオフ制御電子機器はオンオフ調節器、シーケンサ、内部電源電池の三つの主要要素からなり、それぞれ次のような役割を果たす。

オンオフ調節器 ロケットの制御軸（3軸制御の場合はロール軸、ピッチ軸およびヨー軸）についてそれぞれ別個に検出された積分ジャイロ出力信号とレー

第1図 誘導制御システム・ブロック図

* 昭和48年1月16日原稿受理。

** 石川島播磨重工(株)航空エンジン事業部制御技術部。

第2図 JCR 型ロケット第2段制御電子機器

ト・ジャイロ出力信号を所定の比率で加算し、オンオフ信号に変換するもので、補償フィルタ、スイッチング・アンプ回路より成り立っている。

シーケンサ 地上点検装置からの指令により内部、外部電源の切換、オンオフ操作弁のインターロックその他各種弁の開閉、タイマ信号によるロケットの各段の制御開始の切換、各種の飛しょう段階に対応したオンオフ調節器の補償フィルタの切り換え、スラスターの推力の切換操作などを行なうシーケンス回路と各スラスターの操作弁を駆動するパワー・ドライバより構成されている。

内部電源電池 オンオフ調節器、シーケンサおよび各種電磁弁の電源として使用されるものである。

第2図には JCR 型ロケット用として試作された制御電子機器パッケージの外観を示す。

(2) **ガス・ジェット装置** ガス・ジェット装置とは推進薬供給系とスラスター系から構成されるガス噴射装置のことであって、オンオフ制御電子機器のパワー・ドライバーの出力信号により、スラスターの操作弁が駆動されると、ノズルからガスが噴射し、機体に制御モーメントを与える。通常ロケットの姿勢制御用として使用されるガス・ジェット方式としては第3図に示すような3方式があり、これらの各方式の使用領域はスラスターの推力と所要全推力(推力×噴射時間)によりほぼ決定する。すなわちコールドガス方式は推力、全推力がともに小さい場合に使用されることが多く、貯蔵ガスを直接操作弁の駆動によりノズルから噴射するためシステムは極めて簡単になる。一方二液型

第3図 ガス・ジェット制御方式

推進薬方式は貯蔵性の酸化剤と燃料を噴射接触させることにより着火させ、燃焼ガスをノズルから噴出させる方式で、全推力の大きい場合に適すが、二種類の推進薬系を必要とするのでシステムは複雑となる。一液型推進薬方式は前者の二方式の中間の領域に対し適用されるものであるが、この方式は推進薬として過酸化水素あるいはヒドラジンを使用し、これらを触媒反応により分解ガス化してノズルから噴出さすもので、比較的簡単なシステムでかなりの高推力を発生出来るので極めて魅力的な方式といえる。

このうち過酸化水素を用いる方式はスカウト・ロケットに使用されたことであまりにも有名であるが、近年ヒドラジンに対しても活性度が高く、再着火可能な触媒が米国で開発されて以来、その高い比推力とすぐれた反応速度の故に近年開発されている米国、欧州のロケットや衛星の制御用としては、過酸化水素方式からヒドラジン方式にとって変わりつつある。

以上の3方式のいずれをロケット飛しょう体の制御用として採用するかは、必要な推力、全推力、信頼性、安全性、取り扱いの難易、技術的難易度、重量と搭載容積の制限、将来性などを考慮したトレードオフを必要とするが、ガス・ジェット制御の場合は主エンジン系の場合と異なり、オンオフ操作時の応答特性、非定常比推力特性などが重要な問題となる。

われわれの場合、ガス・ジェット制御技術の開発過程において上記の3方式に対し、通常使用されるほとんど全領域に対して研究、開発が行なわれて来たが、JCR 型ロケットあるいは LS-C 型ロケット用などの飛しょう試験用としては、過酸化水素一液式が採用され、さらにNロケット用ガス・ジェット制御装置開発の過程としてヒドラジン一液式が JCR 型ロケット用として開発が進められている。推進薬として過酸化水素を使用する場合と、ヒドラジンを使用する場合とでは、材料の適合性、触媒の相違などで多少の差異はあるが、システムとしては類似のものであるから、ここでは過酸化水素方式のものについてシステムと構成要素の概要を説明する。

第4図に示すように、過酸化水素一液式ガス・ジェット装置は過酸化水素貯蔵タンク、窒素ガス・タンクと調圧弁からなる押圧系統、スラスターが主要構成要素であって、このほかに窒素ガスおよび過酸化水素の供給、ブリード系統、安全装置、計測用検出器が装備されている。窒素ガス・タンクと過酸化水素タンクの間に設けられた電磁弁が開かれると、過酸化水素タンクのブラダー内に充填されている過酸化水素は、調圧弁により所定圧に加圧される。電子機器からの操作信号によりスラスター入り口の操作弁が開くと、過酸化水

第4図 ガス・ジェット装置系統図

第5図 JCR型ロケット第2段ガス・ジェット装置

素はジェット・モータに流入し、触媒部を通過する間に約700℃の過熱蒸気と酸素に分解し、ノズルから噴出する。触媒部はスクロールと称する予熱部と触媒層で構成されており、いずれも銀網に特殊なコーティングを施し、活性化を促進する。触媒の分解反応の遅速は後述するように制御性能に大きく影響するから、触媒室の構成の研究と高性能な触媒の開発はガス・ジェット装置開発上の重要なキー・ポイントとなる。

第5図には、JCR型ロケット用ガス・ジェット装置の外観を示す。

3. システム設計上の問題と手法について

前節ではガス・ジェット制御システムの構成と機能について簡単に述べたが、このようなガス・ジェット制御装置の開発に於てはソフト・ウェアの開発は極め

て重要な位置を占めるものであって、開発過程においてはハード・ウェアの開発と並行して、オンオフ制御系の解析、系統的な設計を行なうためのシステム設計の手法の確立および電算化に必要な各種のプログラムの開発に多大の努力が払われて来た。以下に現在われわれが採用しているシステム設計の手法とその背景となっている幾つかの問題について述べる。

(1) 設計条件 ガス・ジェット制御装置に要求される制御性能としては

制御精度

最大リミット・サイクル・レート

予想初期条件に対してリミット・サイクルに整定するまでの時間

操舵追従能力

燃料消費率

などがあるが、これらは推力飛しょう段階、自由飛しょう段階における定値制御あるいはプログラム制御に対して適宜与えられる。

ガス・ジェット制御系を上記要求条件を満足さすように設計するためには、機体条件、ガス・ジェット装置の特性、姿勢誤差検出方式および飛しょうシーケンスなどについて次の事項が知られていなければならない。

機体条件 慣性モーメント、コントロール・アーム、重心オフセットおよび外乱トルクの特性などのデータ。

ガス・ジェット装置の特性 3軸制御の場合、3軸に対しそれぞれスラスターを配置する8スラスター方式、ピッチ/ロールまたはヨー/ロールを兼用する6スラスター方式のいずれを採用するかは基本的な条件である。

この他スラスター発生推力の動特性、デューティ・サイクルに対する比推力特性、推力発生可能な最小パルス巾、推力の変動巾、推力ベクトルのミスマインメントなどのデータ。

姿勢誤差検出方式 通常のスラップド・ダウン方式の場合積分ジャイロにより機体座標軸に対して基準となる姿勢からの誤差信号が制御電子機器の入力信号となる。姿勢角速度の検出方式としてレート・ジャイロを採用するか、積分ジャイロ出力の微分値を採用するかは基本計画時に決定されるが、ガス・ジェット制御系の設計にはジャイロの伝達関数と精度、ジャイロ信号に含まれるリップルその他のノイズについての情報が必要である。

(2) 制御電子機器のパラメータ設定 制御電子機器において制御性能に影響をおよぼす主要なパラメータはスイッチング・アンプ不感帯、ヒステリシス巾、

レート信号加算比である。実際には補償回路にもよるが、さらに多数のパラメータの設定が必要である。これらのパラメータの設定および設定されたパラメータの全体性能上からの確認のためには、次のような作業を必要とする。

（３）制御パラメータの制御性能におよぼす影響
制御パラメータの制御性能におよぼす影響を考察する場合には過渡的フェーズと定常的フェーズのそれぞれに注目する必要がある。

過渡的フェーズ 過渡的フェーズとは与えられた初期条件の下に制御が開始され、姿勢誤差が次第に収束し、定常的フェーズに移行するまでをいう。このフェーズは通常全ミッション時間のうちの比較的僅かな時間を占めるにすぎないから、制御性能の指標としては、整定時間あるいは操舵追従能力が最も重要で、燃料消費は重視されない。整定時間に大きな影響をもたらすのは補償フィルタの進み時定数もしくはレート信号加算比率である。

しかしながら整定時間にはこれらのパラメータよりむしろ初期条件、制御角加速度などの影響が大きいため設計上の手法としては、最悪初期条件に対して位相解析により上記のパラメータを設定し、次に周波数応答解析により適当な位相余裕ないレゲイン余裕が確保されていることを確認し、最後に初期条件の推定変動範囲に対しシミュレーション・スタディによる適正過渡応答の確認を行なう。

定常的フェーズ 定常的フェーズとは外乱トルクが一定値もしくは零で、制御系が一定周期のリミット・サイクルを繰り返している状態をいう。この場合は通常全ミッション時間の大部分を占め、燃料消費率および最大リミット・サイクル・レートが制御性能指標として重視される。最大リミット・サイクル・レートを低く抑えることはジャイロのドリフトと燃料消費率の低下に良い影響をもたらす。

定常状態における燃料消費あるいはリミット・サイクル・レートに対するパラメータの感度はある程度まで解析的に求めることが可能である。定常状態では各軸制御系はほとんど独立と考えられ、補償フィルタの遅れ、スラスタ系の遅れを等価なむだ時間で置き換えると、割合小さな誤差で結果が一致するような式で定常状態を記述することが出来る。定常状態では燃料消費あるいはリミット・サイクル・レートに大きく影響するのはスイッチング・アンプのヒステリシス、スラスタおよび補償フィルタの遅れなどである。進み時定数を増加させても燃料消費は減少するが、これはスラスタの遅れなど等価むだ時間に置換えられる量が減少するときほど大きくは影響しない。補償フ

ィルターで姿勢角レートを得るときは、ノイズ除去の問題とコンデンサの大きさの増加を考慮すると、進み時定数は大きくとれないのが普通である。

パラメータ感度の検討をするときには、最悪状態でのパルス巾が、スラスタの最小パルス巾より大きいことを確認し、制御上支障がないことを証明しておく必要がある。

（４）オンオフ制御系の補償 オンオフ制御系の補償は、すでに述べたように、姿勢角誤差と姿勢角のレートがある加算比で加え合わせることであり得る。レート・ジャイロを用いない場合は同等の補償が加算微分回路、いわゆる進み回路を用いて実現出来るが、この場合の進み回路時定数は過渡的フェーズの整定時間に注目して設計されるものである。一方定常的フェーズにおける燃料消費率を低下させるためには、スイッチング・アンプのヒステリシスを狭めるが、これは一方ではノイズに対する感受性を高めることになる。スラスタの電磁操作弁は、短いパルス入力に対して作動しないから、システムに対して制御性能上特にノイズが悪影響をもたらすとはいえないが、リップルのように高周波で駆動する信号によりスラスタのドライバーに電流が流れる場合、電子機器の熱設計上由々しい問題をおこすことがある。この意味でスイッチング・アンプのヒステリシスを極端に狭めることはできない。

定常的フェーズにおいて燃料消費率を低下させるための他の手法として、リミット・サイクル時のスラスタのパルス巾を限界値にまで狭めようとすることもある。これは限られた燃料で出来るだけ長く制御することを狙いとしたもので、第6図に示すようなフィードバック補償フィルタ付き補償回路を用いることがある。これはリミット・サイクルの周期を長くし、デューティ・サイクルを押さえるために系のおくれを代表する等価むだ時間を見掛上減少させるための手段であって、燃料消費を軽減するだけでなく、バルブの作動サイクルを減少させ、系の信頼性の向上にもつながる。第7図は等価むだ時間とリミット・サイクル時の振幅、周期、デューティ・サイクルの関係を示すものであって、リミット・サイクルの振幅はむだ時間によってあまり変化しないが、デューティ数サイクルは大

第6図 フィードバック補償フィルタ付き補償回路

第7図 等価むだ時間とリミット・サイクル時の振幅周期，デューティ，サイクルの関係

大きく変わる。この図から進み時定数 T_D を大きくすることも一つの方法であることが読みとれるが、 T_D を大きくすることは無次元スイッチング・アンプ不感帯を小さくするから、ことはそれほど簡単ではない。

(5) 制御パラメータとしての機器の特性 制御性能に影響を及ぼすパラメータには管理が容易でかつ自由度の高いものと、管理が必ずしも容易でなく、事実上は単にデータとして一方的に与えられるものがある。またこれらのパラメータには制御性能に著しく影響を及ぼすものと、比較的影響が少ないものがある。

ガス・ジェット制御系の設計では既に述べたように、通常は補償フィルタ特性のみが管理可能の範囲にあって、その他のスラスタ動特性、制御電子機器のパワー・ドライバの特性などは、システム設計上から想定される要求性能と考えられ、これらは指定された範囲の性能が得られるように設計され、各種の試験によりシステム設計の完了時点にはその確証が得られることが必要である。以下にスラスタとパワー・ドライバの動的特性について述べる。

スラスタの動的特性 スラスタの動特性を規定するのは入力信号の入れ切りに対応する発生推力の応答特性、すなわち電磁操作弁開から推力が立ち上がり始めるまでのむだ時間と、さらに定常推力レベルの90%に達するまでの時間、電磁操作弁開から推力が定常推力レベルの10%に達するまでの時間である。これらの特性値は既に述べたガス・ジェットの方式、すな

わちコールド・ガス方式、一液型薬推方式、二液型薬推方式を採用する推進の種類により大きく異なるが、特に一液型薬推方式では触媒の性能、触媒室の構成により大きく左右されるため特性改善のため多大の努力が払われるわけである。またこれらの特性は制御性能解析結果の信ぴょう性を裏付けるため再現性が保証されることが必要である。

パワー・ドライバと電磁操作弁の動的特性 パワー・ドライバで電磁弁を駆動する場合の動的特性としては、コイルのインダクタンスによる遅れと消弧回路もしくはトランジスタ保護回路の影響を十分考慮して設計が行なわれる必要がある。この設計のいかんによっては、オフ時の特性に重大な影響を来し、オン時とオフ時の特性に著しい相違を生ずることになる。

パワー・ドライバからスラスタまでの総合動特性 第8図は一定の周期でデューティ・レシオを変化させた場合の1週期中の有効全推力の経験的曲線を示すものであって、 ΔT を最小オン・パルス幅といい、 ΔT 以下の入力信号パルス幅に対してはガス・ジェットは作動しない。ロケットの姿勢制御における分解能（可能な最小姿勢角度調整量）は ΔT の自乗に比例するから ΔT の値は制御性能に重大な影響を与える。 ΔT はパワー・ドライバからスラスタまでの総合動特性に依存するから、いかにこれらの構成要素の特性向上が重要であるかがわかる。またこれらの特性はすでに述べたシステムの等価むだ時間の大きな要因となるから、これらのハードの特性が改善されるほどシステムの設計は容易となる。逆にいえばシステム設計の努力の大部分はハードの特性の弱点を補償して最適制御性能を得ることに払われているといえる。

(6) システム設計の手法 ガス・ジェット姿勢制御装置の設計では多方面の要求を開発途上の不完全なデータに基づいて調整し、設計、試験の進展に伴い、

第8図 ガス・ジェットの最小オンパルス幅

その結果をフィードバックしながら完全なものへと繰り返しあげて行くことが要求される。したがってシステム設計は一つの段階から次の段階へと直線的に進化するのではなく、常に繰り返しの手法によって行なわれる。検討の際には一見して明らかなようなことでもすべて数えあげ、できるだけ定量的に検討することが設計の信頼性を高めるために重要である。もちろん常にあらゆる段階において常に同じようなことが行なわれるのではなく、当初においてはハード・ウェアの比重は軽く、ソフト・ウェアの比重が高い。ソフト・ウェアの検討自体は安定性、過渡特性、定常特性、カップリング、燃料消費、感度解析などの項目にわたり、これらの検討をくり返して収束させて行く。かつこれらソフト・ウェアの結果はスラスターの設計、電子機器の設計にフィードバックされる。くり返しを少なくし、設計を能率化させるためにはデータの整備、設計理論をたててみるなどを行なうように絶えず努めることが必要とされる。第9図は小型ロケットの場合に採用したシステム設計の一連の手順を示すもので、図の(1)から(6)のプロセスでは飛しょう中の各時点の機体データに基づき、空力ダンピング、空力機体安

定、真空中の飛しょうなどの条件をそれぞれ考慮した各ケースについて最適設計が行なわれる。(7)から(11)まではハード・ウェアの仕様決定のための手続であって、実際的な見地からの各種パラメータの決定と、実時間飛しょうシミュレーションによる要求性能の充足度の確認が行なわれる。(12)は搭載ハード・ウェアを使用した総合的なシミュレーション試験であるが、これについては次節で述べる。

4. 総合シミュレーション試験

ガス・ジェット制御装置の開発時あるいは飛しょう試験用ハード・ウェア完成時には性能試験、環境試験などの一連の試験が行なわれるが、総合シミュレーション試験は、供試モデルの有効性を確認するために行なわれるハード・ウェアを含むガス・ジェット制御系の総合的な性能試験であり、これによりシステム設計の最終的な仕上げが行なわれる。

この試験は、飛しょう時の制御性能の予測、設計の評価および機器の作動確認に必要であるとともに、飛しょう試験時にテレメータにより入手したデータによる性能解析と、飛しょう前に行なわれたシミュレーション試験結果との比較検討を行なえる点で極めて有効な試験と言える。

このようなシミュレーション試験の方法として我々は次の3段階の経験を経て今日に至っている。

(1) 姿勢検出器（積分ジャイロ、レートジャイロ）とガス・ジェット制御機器を3軸ジンバルに装架する方法

(2) 機体動特性と姿勢検出器をアナログ計算機で模擬し、ガス・ジェット機器とアナログ計算機を閉ループで結合する方法

(3) 上の方法において機体動特性と姿勢検出器をハイブリッド・シミュレータで置換えた方式

(1)の方法は最も直観的なものであるが、飛しょうに伴う制御パラメータの変化を模擬することが困難なこと、ジンバルの摩擦および燃料消費による重心の変化が一種の外乱トルクとして作用することおよび供試体の重量と容積により制約を受けるなどの理由により現在は使用していない。

(2)の方法は直観的でない欠点があるが、上記の欠点はすべて解決されているが、模擬試験が複雑化し高度化するにつれ必ずしも適当な試験方法とは考えられなくなった。すなわちこの方法では、パラメータ変化の模擬は単純なものに限られ、要求精度に限度がある。またパラメータの数は数点に限られること、試験数の増加、パラメトリック・スタディの実施による試験時間、試験員の増大、データ処理の煩雑さが増すこ

第9図 システム設計の手順

と、ロケットの誘導を含めたシミュレーションは精度的に問題があり、きわめて困難なことなどの問題が生じて来たため、デジタル・コンピュータその他の装置を導入することにより以上の問題点を解消し、さらに多種多様なガス・ジェット機器のすべての試験に対応できることを目標として計画されたものが第3の方法であり、現在ではもっぱらこの方法により総合シミュレーション試験が行なわれている。第10図はシミュレーション試験設備の全景を示すものである。本装置による制御性能の確認のためには、次の2種類のシミュレーション試験が行なわれる。

- (1) 制御電子機器のデザイン・ベリフィケーションのためのシミュレーション試験
- (2) ガス・ジェット機器の総合作動試験

第2の場合は第11図に示すようにガス・ジェット機器は噴射試験場に設置され、計算機室に設置されたアナログ計算機は、ロケットの動的状態を模擬してガス・ジェット機器にジャイロ信号を送る。ガス・ジェ

ット装置のスラスター燃焼圧は電圧信号に変換され、アナログ計算機に送信される。ハイブリッド・リンケージを仲介として、デジタル計算機はアナログ計算機が模擬するロケットの飛しょう状態を変化させ、同

第10図 総合シミュレーション試験用ハイブリッド・コンピュータ設備

第11図 総合シミュレーション試験系統

第12図 JCR 型ロケット第2段慣性飛行中ロール制御 (ヒストリー外乱)

第1表 JCR 6 第2段3軸制御時におけるリミット・サイクル飛しょうデータおよび試験結果

	ロ ー ル		ヒ ッ チ		ヨ ー		備 考
	周 期	噴 射 率	周 期	噴 射 率	周 期	噴 射 率	
飛 しょう データ	1.4~1.5 s	12~13%	10.0~10.1 s	3.7%	9.7~10.7 s	3.7~4.1%	
制 御 電 子 機 器 シミュレーション	最大 1.87 s	最大 10.1%	最大 10.6 s	最大 4.2%	最大 8.99 s	最大 4.2%	
	最小 1.79 s	最小 9.1%	最小 9.00 s	最小 3.8%	最小 8.72 s	最小 3.8%	
総 合 作 動 試 験	最大 2.94 s	最大 6.8%			最大 12.64 s	最大 2.8%	
	最小 2.7 s	最小 5.0%			最小 12.12 s	最小 2.0%	

時にデータ処理装置により飛しょう状態を解析する。

第1の制御電子機器のデザイン・ベリフィケーションの目的に対しては、スラスターの動特性を電氣的に模擬するスラスター・シミュレータがガス・ジェット装置の代わりに用いられ、制御電子機器のみは実物が試験に供せられる。これらの試験はいずれも実時間で行なわれる。現在使用されている総合シミュレーション試験設備は上記の特殊目的に適合さすため石川島播磨重工業において設計、製作され、シミュレーション・ソフト・ウェアのためかなりの努力が払われた。

第12図は JCR 6 号機の飛しょう前、総合作動試験の記録の一例（ロール軸の場合）を示すものであるが、これらの試験結果と飛しょう試験データとの比較を行なったものを第1表に示してある。総合作動試験においてはリミット・サイクル周期が長くなっておりあまりよい一致を示さないが、これはスラスター燃焼圧検出器の温度ドリフトのために微小トルク外乱が見掛上加わっているからである。このように総合作動試験は制御電子機器シミュレーション程定量的には満足出来る一致を示さないが、過渡特性あるいは定常的フェーズにおいても定性的には設計および機器の有効性の評価を行なえる意味で、現在効果的に使用されている。

5. む す び

以上過去数年間にわたって開発を続けて来たガス・ジェット制御技術を、主としてシステム設計上の立場から概説したが、紙面の都合上定性的な説明に終わらざるを得なかった。本文に述べたシステム設計の手法とデザイン・ベリフィケーションの手法は小型ロケット用ガス・ジェット制御装置開発の過程において逐次改良され現在漸くその体系は確立されたものと考えられ、現在これらの手法はNロケットなどの大型ロケット用ガス・ジェットの開発に有効に適用されつつある。この意味においても小型ロケットの開発試験は、システム設計技術の確立に寄与するところが大きであったと考える。一方ハード・ウェアの開発に対しては小型ロ

ケット用ガス・ジェット制御装置の開発過程において幾多の貴重な経験の取得と技術の向上が計られて来た。現在Nロケット第2段ガス・ジェットに対しては米国TRW社の技術援助を受けて開発が進められているが、その理由は大型ロケットの場合動的環境条件、熱的環境条件などは小型ロケットにおいて経験するものより極めて苛酷であり、重量・容積上の制約、電磁干渉に関する要求など設計上幾多の困難な問題を短期間に克服して高信頼度の機器の開発がなされねばならないことによる。特に信頼性技術の確立に対しては限定された数量の小型ロケット用機器の試作・試験のみによっては、そのベース・ラインとして果たし得る役割は大きいとしても、必ずしも、十分であるとはいえない。したがって現在ガス・ジェット制御技術のうち主としてハード・ウェアに関する問題については米国の豊富な経験と信頼性技術の手法が大幅に導入され、我々が小型ロケット用ガス・ジェットの試作を通じて開発して来た技術の最終的な仕上げが行なわれている。

本文中には宇宙開発事業団におけるガス・ジェット制御技術開発の概要とか、小型ロケット打ち上げ時に経験した制御上の問題については触れていないが、これについては下記の文献 2)3)4) を参考にして戴きたい。

なお、本稿は第14回宇宙科学技術講演会における講演をもとに加筆したものであり、多少でも御参考にご供することができれば幸である。

ガス・ジェット制御技術の開発に際しては宇宙開発事業団の関係各位の御指導と絶大な御協力に負う処が多かった。また本技術の開発はこれに参画した関係部門の人達の努力と、多数の方の御援助により達成された。ここに記して感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) ロケット姿勢制御用シミュレータの概要、石川島播磨技報第11巻4号。
- 2) 竹中幸彦、柴藤幸二：ガス・ジェット制御システムの開発研究、第14回宇宙科学技術講演会講演集。

3) 谷 喬, 滝山敏磨他: 遷音速におけるロール制御用ジェット効果, 第16回宇宙科学技術連合講演会講演集.

4) 毛利浩, 柴藤羊二: ガス・ジェットによるロール制御について, 第16回宇宙科学技術連合講演会講演集.

きれいな金属面の摩擦現象 ——宇宙環境における潤滑に関連して—— Friction of Clean Metal Surfaces

木 村 好 次**
Yoshitsugu KIMURA

1. はじめに

ロケットを打ち上げるときのあの物凄い加速度を我慢するのも楽ではなからうが, いわゆるスカイラブのようなものが実用化された時には, 潤滑を研究するものとしては是非一度利用したいものだと思う. というのも, 潤滑学, すなわち摩擦・摩耗および狭義の潤滑などの表面に関連する現象を取り扱う学問分野においては, 空気存在にもとづく表面膜が, 少なくとも研究の都合上は邪魔になることがきわめて多く, 隔靴搔痒ならぬ隔膜搔面のいらだたしさを常々感じているからである.

ここに研究の都合上とわざわざ断わったのには理由がある. いざその邪魔な空気のない宇宙へ飛び出そうとすると, 今度は空気のないことに起因する実用上の潤滑問題がいくつも予想されるのであって, しかもその問題というもののが実は摩擦の最も本質的な概念ときわめて密着したものなのである. そのような実用上の問題については本誌上ですでに解説されている¹⁾ので, 本稿では摩擦の基礎研究の側から問題の本質がどのようなものであるのかを考えてみることにしたい.

2. 地上の潤滑問題との関連

数年前に, 上に述べたような広義の潤滑学に対応する英語として, それまでの Lubrication に代えて Tribology なる語を使おうというキャンペーンがイギリスで始められた²⁾. そのいきさつはわが国でも紹介されている³⁾が, イギリスでこのような用語の変更が提案された際に, Lubrication という言葉からは “the man with the oil can” すなわち油の缶をぶら下げたおっさんが連想され, そんなものには教育も研究も要らぬと考えられそうだという, いささか格調に欠ける理由も挙げられていた. これはたしかに一面の真理

なのであって, レオナルド・ダ・ビンチに始まる摩擦の機構そのものに関する研究の流れ⁴⁾とは全く離れたところで, “the man with the oil can” によって実際の潤滑問題の多くが処理されてきたのである. このような事実は, 潤滑を研究する者としてやや腑甲斐ないような話なのでもあるが, 潤滑問題の一つの特徴とも言えるのであって, その因って来たところはつぎのようなのだと筆者は思う.

従来摩擦を, (1)流体摩擦, (2)境界摩擦, (3)乾燥摩擦の三形態に区分するのが一般であった. これらをごく大雑把に言えば, まず(1)は摩擦面を構成する2つの固体面の間に潤滑剤の厚い流体膜が介在し, その特性が粘性流体としての潤滑剤の流体力学的な作用により支配される場合である. (2)は潤滑剤の膜がただか数分子層の厚さとなって, 流体力学的な作用よりも固体表面や潤滑剤の物性によって支配される場合

第1図 Lubrication?
(ALLEN, F.B.: Lub. Eng., 16-3 (1960/3) 102)

* 昭和48年1月22日原稿受理.

** 東京大学宇宙航空研究所.