スペース・チェンバーと排気系*

Vacuum Pumping System for Space Chambers

中川 洋**・角田 竜爾**
Hiroshi NAKAGAWA and Ryuji TSUNODA

1. まえがき

宇宙開発の進展にともなう、実際に衛星を打ち上げたり、それによって各種のデータを追跡するプロジェクトの開発とともに、打ち上げ時や飛行時の状態を地上でシミュレートしたり、各部品を宇宙環境下でテストする必要が増大してきた。このようなシミュレーションはその目的によって多くのシミュレートの方式とそれに用いる数多くの機器を必要とするが、それらのなかで、最も一般的であり、また最もよく使われているのは、いわゆるスペース・チェンバーである。

宇宙開発の先進国であるアメリカではすでに1,000基以上ものスペース・チェンバーが設置されたと称せられており、宇宙開発予算の削減に伴ってそのうちの相当なものは遊休中であるとさえいわれるまでに普及している。また、その性能も基本的なものはほとんど開発しつくされたと見てよく、現在は月面上の状態をシミュレートするチェンバーとか、より宇宙環境に近い状態のシミュレートができるような高度の性能を持ったチェンバーなど、特殊の技術を必要とするものが研究されている。

わが国では、現在のところ、大小合わせて十数基のスペース・チェンバーまたはその類似の試験装置が作られたにすぎず、シミュレート方式の研究や装置の運転方法、さらに設計製作技術の面でも未だ研究を要する点が多く残されていると考えられる。今後、わが国の宇宙開発プロジェクトをさらに進展させるためにも、より信頼性の高いシミュレーション技術やスペース・チェンバーを開発して行く必要がある。アメリカのみならず、ヨーロッパ各国特にドイツ、フランスはこの方面に相当の力を注いでいるように見られるので、せめてヨーロッパなみの技術水準は確保しておかねばならないと考えられ、そのためにもわが国独自の技術やアイデアの盛られたこの種施設の急速な整備が望まれる。

このような目的のために解決すべき問題点は数多くあるが、本稿では、スペース・チェンバーに関する技

術的問題点、とくに基本条件の一つである圧力環境のシミュレーション、すなわち高真空中に排気し、それを維持し計測するという技術についてその概要を述べたいと思う。もちろん、スペース・シミュレーションの問題点はこのような圧力の問題のほかに、低温環境、ソーラー・シミュレーション、データ処理など数多くの重要な点があるが、これらについては別に解説されるであろう。

2. スペース・チェンバーとその圧力・排気系

宇宙空間における圧力は、その定義の下し方や、条件によって異なるが、一般的には第1図に示すように、地球からの高度と対数的な関係にある¹⁾。普通の人工衛星が飛行する軌道上ではほぼ $10^{-6} \sim 10^{-11}$ Torr の超高真空の状態に近いといえる。しかし、このような圧力の表し方は、高度数十 km 程度までは普通の希薄気体の圧力の考え方でよいが、それ以上の高度においては、気体の分子はほとんどイオンとなっており、アポロ計画でも太陽風の測定という表現が使われたように非常に高速のイオン流の状態となっている。このような空間では、いわゆる圧力の考え方でなくイオンの数、すなわち密度を測定し便宜的に通常の圧力に換算したものが使われるので、地上でわれわれが作りだす真空状態とはかなり状況が違っている。したがって、スペース・チェンバーを単に高真空中に排気しただけで、宇宙空間のシミュレートできるといえるかどうか大きな問題である。しかも、上記のようなイオン流の状態を実現することは、実際上は非常に難しいの

第1図 高度と圧力の関係

* 昭和45年4月28日原稿受理

** 日本酸素(株)技術研究所

で、どの辺で妥協するかも問題の一つである。

このような、超高真空中に相当する圧力を実現せねばならないシミュレーション試験のほかに、地上に近い、比較的高度の低い空間のシミュレーションも重要な分野である。

ここではまず、スペース・チェンバーの使用圧力と、それに必要な排気系を基にして、分類してみる。

2.1 低圧環境試験 この試験は、地上からロケットが打ち上げられて、人工衛星が軌道にのるまでの範囲における圧力のシミュレーションであり、圧力が大気圧から 10^{-3} Torr 程度まで急速に下がることによる各構成部分や人工衛星自体への影響、衝撃、振動などの試験、さらにロケット・エンジンの低圧下における動作試験、希薄気体風洞の実験などを含んでいる。これらのシミュレーションに用いるチェンバーの圧力は大気圧から 10^{-3} Torr 程度までで、あまり高真空を必要としないが、一方大気圧付近から急速に排気するために取扱うガスの量が非常に多くなり、また、ロケットの動作試験などは発生ガスを一気に排気する必要から取り扱うガス量も膨大なものとなるのが普通である。

これらの試験のうち、とくに圧力の面、すなわち排気特性から見て興味深いものとしてロケット打ち上げ後の圧力変化のシミュレーションがある。この試験は人工衛星本体および衛星搭載計器類の急激な圧力変化による影響をシミュレートするもので、大気圧から 10^{-3} Torr 程度まで、ロケット上昇による圧力変化に合わせて、チェンバーを排気する必要がある。

DOWLING²⁾ は第2図に示すような排気系で急速排気を行なった。通常は 10 Torr 以下で作動するように設計された真空用の大型ルーツ型ブロワを3段シリーズに配置し、大気圧から同時に始動させた。スタートしてからある圧力に下がるまでは空気は各ポンプの吐出側から直接大気に放出され、吸入側の圧力が下るに伴って、次第にシリーズ運転に入るよう計画されている。

中山ら³⁾ はこの排気方法と同様な考え方を発展させ、 10 m^3 のチェンバーを 1×10^{-2} Torr まで 50 秒で

第2図 急速排気系

排気した。この 50 秒はわが国の固体燃料を用いたロケットの上昇速度から決められた時間であって、液体燃料を用いたロケットの上昇速度よりは、はるかに早い圧力減少時間である。この排気系は、 $5,000\text{ m}^3/\text{h}$ および $2,500\text{ m}^3/\text{h}$ 各 2 基のルーツ型ポンプをシリーズに配置し、さらに第3段として $15,000\text{ L/min}$ のロータリー・ポンプと 2 m^3 の真空タンクを付属させている。さらに、この排気系はプログラム制御による排気速度の調整機構が組み込まれていて、前記 50 秒を適当な時間延長したり、ある圧力からある圧力に下がる時間を調節することができる。第3図にこの排気系で得られた真空排気曲線を示す。

Cook ら⁴⁾ は人工衛星の急速排気試験を行ない、チェンバーの圧力および衛星内部の圧力を測定し第4図に示すように圧力の偏在のあることを報告している。この点は圧力変化のシミュレーションが、衛星内部が目的の場合は大きな問題となることを示唆している。

第3図 急速排気特性

第4図 急速排気におけるチェンバー内の圧力分布

この程度の圧力の下で、ロケットを実際に燃焼させて、低圧下の燃焼状況、推力の測定などを目的としたチェンバーもあるが、この種のチェンバーに付属する排気系が非常に大きな排気能力を必要とし、通常の排気系では、真空を維持することはむずかしい。このような場合の例は次節で述べる。

2.2 高真空環境試験 この試験は 10^{-3} Torr 程度から 10^{-8} Torr 程度までの圧力範囲で行なわれるもので、具体的には熱真空環境試験、イオン・エンジン、姿勢制御ロケット試験、部品材料の高真空下の試験などが含まれている。現在作られているスペース・チェンバーの大部分はこの範囲の圧力で使われている。

熱真空環境試験は人工衛星の温度バランス、材料部品の作動状態などをシミュレートするものであって、最も重要な試験の一つである。この環境条件は圧力の $10^{-3} \sim 10^{-8}$ Torr のほかに、 100°K 以下の低温暗黒壁および照度 1.4 kW/m^2 のソーラー照射などである。これについては後に詳しく述べたい。

人工衛星の姿勢制御に用いられる炭酸ガスやヘリウム噴出ロケットおよび宇宙航行に使われるイオン・エンジンなどの大量のガスを放出する一方、チェンバー内を高真空に保持する必要がある場合の排気系はその構成は非常にむずかしく、一例として第5図に示したような液体窒素、液体水素、液体ヘリウムの冷却面をチェンバー内にシリーズに配置した大がかりなクライオ・ポンプによるものがある。このようなロケット燃焼試験に用いるチェンバーの排気系は容量が大きいことが必要なだけでなく、燃焼ガスの組成による排気能力を考慮せねばならない。液体酸素、液体水素のロケットならば発生ガスは主に水蒸気であるから、液体窒素のクライオ・ポンプで十分であるが、固体燃料の発生ガスは、種々の非凝縮性ガス、特に水素、メタンなどであるから、クライオ・ポンプで排気するにして

も、液体ヘリウム温度が必要になる。しかも発生ガスの量が高真空を維持するためにはあまりにも大量なので、このクライオ・ポンプの設計は非常にむずかしい。

2.3 超高真空環境試験 人工衛星が飛行する宇宙空間における圧力は一応 10^{-8} Torr 以下の超高真空空間であるとしてよい。したがって人工衛星のシミュレーションは超高真空の空間で行なうのが理想的であるが、大型のチェンバーを超高真空に排気することは極めて困難であり、また可能であっても経済的な負担が大きい。また万難を排して超高真空に排気したとしても、前述のように、このような空間では気体分子はほとんどイオン化していることを考えると、いずれにしても完全なシミュレーションは困難である。したがって、多くのスペース・チェンバーでは必ずしも超高真空を実現する必要はなく、最少限に許容される誤差範囲の圧力条件でシミュレートが行なわれるのが普通であり、熱バランスのシミュレーションは条件によって多少異なるが $10^{-6} \sim 10^{-8}$ Torr の圧力で行なわれる。しかし、このような試験は後述のように圧力そのものが問題というよりは、僅かに存在する気体分子の与える影響の方が問題なのであって、正確には被試験体に飛来する気体分子の密度、頻度および被試験体の表面との相互作用をシミュレートしなければならない。高真空、超高真空の下では、物質表面の物理、化学的性状が、大気圧あるいは気体の環境下と全く異なり、たとえば物質の摩擦や摩耗の現象は 10^{-8} Torr 以下では急激に摩擦係数が上昇することが知られており、人工衛星で機械的な運動をする部分は超高真空の環境下で長時間の試験が必要となる。

Jet Propulsion Laboratory では、“Mariner Mars 1969 衛星”の部品を、モル・シンク・チェンバーで超高真空環境下で5カ月間連続してテストを行なった⁴⁾。特にカメラのシャッター部分、アンテナなど機械的運動部分について、通常の高真空下での試験では生じなかった現象が多く見出されている。完全に清浄に保たれた金属面同志を摺動させると Cold welding とよばれる一種の焼付が起こることは、宇宙空間におけるこれら部品の機械的動作を著しく困難にしている、このような目的のための不揮発性の潤滑剤などの必要性は非常に重要であり、この開発のためにも超高真空のスペース・チェンバー、あるいは、超高真空摩擦摩耗試験器などが必要となってくる。

3. スペース・チェンバーの真空的な問題

使用圧力によってスペース・チェンバーの概要を説明したが、本節ではその二、三についてより詳しく説

第5図 3段クライオ・ポンプ

明する。

3.1 オイル・フリー排気系 スペース・チェンバーにおける種々のシミュレート試験では、圧力の値すなわち真空度よりも、残留気体分子の密度、さらにその種類という考え方のほうが重要である。

初期のスペース・チェンバーは、油拡散ポンプを主体とした排気系が採用されていたが、油拡散ポンプからチェンバーに逆流する油蒸気が被試験体の表面に付着したり、残留気体として存在することが、試験に重大な悪影響を及ぼすことを GILES⁵⁾ が明らかにしてから、オイル・フリーの排気系が望ましいという傾向になってきた。現在では10m以上の大型のチェンバーでも、多かれ少なかれオイル・フリーの排気系が採用されるようになった。具体的な例とその性能については後で述べる。

3.2 自己汚染と排気系 宇宙空間では、人工衛星から放出されたあるいは蒸発、昇華した分子は宇宙空間に飛去り、再び人工衛星に逆戻りすることはない。しかしわれわれが実際にスペース・チェンバーでこの状況をシミュレートすることは必ずしも容易ではない。いくらチェンバーの内部が超高真空に保たれていても、被試験体から発生するガスは、たとえばチェンバー内壁にはね返されてモデルに戻る可能性が大きい。

CHUAN⁶⁾ はこの点の考慮がシミュレーションに当たって最も重要であることをモデルの自己汚染という考え方で強調している。モデルから放出される分子数と、再びモデルに戻る分子数の比を自己汚染係数 C_s と定義し、これは

$$C_s = 1 / \left\{ 1 + \left(\frac{\eta_c}{1 - \eta_c} \right) \left(\frac{A_c}{\eta_m A_m} \right) \right\} \quad (1)$$

で表わされる。ここに η_c , η_m はそれぞれチェンバー内壁とモデル表面における分子の捕獲率（入射した分子のうち、表面に止る分子の割合）であり、 A_c , A_m はそれぞれ、チェンバー内壁、モデル表面の表面積である。

シミュレーションの精度をよくするためには、自己汚染係数が小さいことが必要であり、そのためには(1)式からわかるように η_c を大きく、 η_m を小さく、 A_c を大きく、 A_m を小さくすればよい。 η_m はモデルによって決まってくるので、結局は第6図に示すように、 η_c を大きく、かつ A_c/A_m を大きくする必要がある。

通常の真空装置のように、真空タンクの一部に排気孔をあけて油拡散ポンプで排気するという方式では、モデルから放出された分子は、その大部分が、常温のチェンバー内壁で反射してしまうので η_c は非常に小さい値になってしまう。したがって、クライオ・ポン

第6図 自己汚染係数

プのように、チェンバー内壁がポンプ作用のある冷却面で包まれ、しかも大きいチェンバーに、小さなモデルを入れる場合にはじめて $\eta_c \rightarrow 1$, $A_c/A_m \rightarrow \infty$ という条件が満足される。

STEPHANS⁷⁾ は第7図に示したモルシンクと称する自己汚染の非常に小さいチェンバーを開発し、前記のように、今まで知られていなかったような種々の現象を見出している。チェンバー内壁は14°Kのヘリウムクライオ・ポンプとなっているので $\eta_c = 0.9$ 程度であり、モデルは極めて小型として $A_c/A_m = 100$ 程度になっている。したがって $\eta_m = 0.5$ としても $C_s = 10^{-3}$ の程度、すなわち0.1%の程度のシミュレーションが可能であるといっている。

3.3 温度相似係数と操作圧力 スペース・チェンバーの操作圧力は、その目的によって種々の場合があるが、こゝに最も普通に使われている熱真空環境試験について試験圧力、到達圧力、排気速度をどう決めるかについて論議する。

熱バランスのシミュレーションについては、実際の人工衛星では、熱の収支は太陽輻射と搭載機器作動による熱入力と、宇宙空間への輻射による熱放出がある。一方、地上のシミュレーションでは、このほかに圧力に依存する残留気体の熱伝導を考えねばならない。どの程度の圧力にすれば、シミュレーションの精度として十分であるかは熱移動について、分子熱伝導によるもの q_c と、輻射によるもの q_r との比として

$$S_t = \frac{q_c}{q_r} \quad (2)$$

第7図 モルシノク

で定義される温度相似係数 S_t によって決められる。実際の宇宙空間では $q_c \doteq 0$ であるから、シミュレーションの精度は S_t が小さいほどよいことになる。

一方、分子熱伝導は気体分子運動論から

$$q_c = \left\{ \frac{1}{2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right) \left(\frac{R}{2\pi M T_c} \right)^{1/2} \right\} \times P_c (T_m - T_c) A_m$$

$$= A_c P_c (T_m - T_c) A_m \quad (3)$$

で表わされる。ここで P_c はチェンバー内の圧力、 T_m 、 T_c はモデル、チェンバー内壁の温度、 A_m はモデルの表面積、 γ は比熱比、 R はガス常数、 M は分子量である。

一方、放射によるモデルとチェンバー内壁との熱移動量は、

$$q_r = \alpha \left\{ \varepsilon_m A_m T_m^4 - \varepsilon_c A_c \left(\frac{A_m}{A_c} \right) T_c^4 \right\} \quad (4)$$

で表わされる。ここに α は常数、 ε_m 、 ε_c はそれぞれモデルとチェンバー内壁の輻射率、 T_m 、 T_c はそれぞれの温度、 A_m 、 A_c は表面積である。(2)、(3)、(4)式から、

$$S_t = \frac{A_c P_c (T_m - T_c)}{\alpha (\varepsilon_m T_m^4 - \varepsilon_c T_c^4)} \quad (5)$$

となり、 A_m 、 A_c とは無関係となる。この関係を図示すると第8図のようになり、 S_t を 10^{-2} 、すなわち熱シミュレーションの精度を1%にする必要のある場合には、モデルの温度 $T_m = 300^\circ\text{K}$ 、 $\varepsilon_m = 0.5$ 、 $\varepsilon_c = 0.9$ とすると $P_c = 3 \times 10^{-5}$ Torr となる。すなわち一般の熱真空環境試験では、まず 1×10^{-5} Torr 以下、すなわち 10^{-6} Torr 台にチェンバー内の圧力を保てば十分であることがわかる。

3.4 到達圧力 普通の真空装置では、その性能の評価の基準として、排気時間、すなわち目的とする圧

第8図 温度相似係数

力にまで下がる時間と、到達圧力、すなわちどこまで圧力が下がるかという2つを問題とする。しかし、スペース・チェンバーではモデルを入れた実際の操作圧力が問題となる。そして操作圧力を決めるものは、モデルからの放出ガスと、チェンバー内壁その他からの放出ガスに対する排気系の排気能力とのバランスで決まる。このほかに、リークによるガス侵入もあるが、通常リークが問題になるようではシミュレーションの目的を達することはできない。

チェンバー内部からのガス放出は、チェンバーの構造によって異なるが、一般には、構造材料としてのステンレス鋼表面、シュラウド表面、ガスケット、のぞき窓のガラス、電力・機械動力導入端子などの表面からのガス放出が考えられるが、シュラウドを冷却しているときはそのうち90%はステンレス鋼表面からの放出ガスである。

これらの放出ガスの量について、数多くの報告があるが、研究者によって、また材料の経歴、処理方法などによっても大きな差がある。またベーク・アウトの条件、すなわち温度、時間によってもその値は変わってくるが、筆者らが製作した中型のスペース・チェンバーについて見ると、まず 10^{-8} Torr 程度、 150°C で十分ベークしたチェンバーを30分間大気にさらし、排気を行なって3時間後で 1×10^{-9} Torr・l/sec・cm²、5時間後で 5×10^{-10} Torr・l/sec・cm² であった。ただし、この計算は、放出ガスはすべて、チェンバー内壁から出ているものとして整理している。

スペース・チェンバーにおいては、到達圧力という概念はあまり問題でないと述べたが、一応の基準とし

ては操作圧力の1%程度におさえればよいといわれている。したがって、熱、真空環境試験では、操作圧力 1×10^{-6} Torr とすれば、モデルを入れない空のチェンバーでは 1×10^{-7} Torr 以下になればよいことになる。相当大型のスペース・チェンバーでも、内部に液体窒素のシュラウドをもっている場合に 1×10^{-7} Torr 以下に排気することは容易なことであるから、このような到達圧力を問題にするよりは、むしろ試験をできるだけ早く能率よく行なうために短時間で目的の圧力までに排気することを考えたほうがよい。

3.5 排気系の排気速度 操作圧力が決まれば、それに見合った排気速度をもった排気系を準備することになる。この場合、排気系にかかる負担は、モデルやそれに到る多くの測定用配線、配管などから放出されるガスが大部分である。これらのガスの量を Q_m 、チェンバー関係からの放出ガスを Q_c 、操作圧力を P とすれば、排気系の排気速度 S_e は、抵抗も含めて、

$$S_e = \frac{Q_m + Q_c}{P} \quad (6)$$

で表わされる。 Q_m の値はモデルの種類、処理条件などによって大幅に変わるが、一例として、人工衛星に搭載する電子部品の $15\text{cm} \times 15\text{cm}$ の基盤をエポキシ樹脂で固めたもの1個あたりの放出ガス量は $10^{-2} \sim 10^{-3}$ Torr・l/sec であった。

このような部品のブロック1,000個で組み立てられたような人工衛星のモデルを試験する場合に、操作圧力を 1×10^{-5} Torr とすると、(6)式より $S_e = 1 \times 10^6$ l/sec となり、100万 l/sec という大きな排気速度をもった排気系を必要とする。これを油拡散ポンプで排気する場合を考えると、現在、国産では最大の排気速度を有するものの一つと考える46inの油拡散ポンプ1台の排気速度は約 10^5 l/sec であり、配管やバッフルなどの抵抗を考えれば、1台あたりの有効排気は 3×10^4 l/sec 程度となるから、この油拡散ポンプを30台設置せねばならないことになる。中型のスペース・チェンバーは径2~3m、長さ10mとしても径1.5mもの排気口を30個あけることは不可能であろう。

しかし、幸いなことに、これらの放出ガスの大部分は水であり、液体窒素のトラップ、あるいはシュラウドで凝固してしまう。ガスの組成が90%水分とすれば、残り10%が油拡散ポンプの受持つべきガス量となり、これならば前記超大型油拡散ポンプならば3基ですむことになる。もっとも、3基といっても実際上はかなり大変なことであり、この程度以上のスペース・チェンバーには、むしろクライオ・ポンプをチェンバー内に設置したほうが有利になってくる。前記のチェンバーは内面積 100m^2 であるから、これを有効

開口 30% のクライオ・ポンプとして使えば $5 \times 10^6 \text{ l/sec}$ 程度の排気速度を有するような排気系となる。

4. スペース・チェンバーの排気系

上述のような、種々の条件の下で運転されるスペース・チェンバーには、それぞれ種々の能力をもった排気系を付属させる。ここでは、一般的な排気系について述べる。

4.1 ロータリー・ポンプ系 大気圧から数 Torr までの圧力で使われるスペース・チェンバーは排気系としてロータリー真空ポンプが用いられる。しかし、この程度の圧力のシミュレーションは取り扱うガスの量が非常に大きいので、多数のロータリー・ポンプが必要となり、むしろより大きな能力をもつ他の種のポンプのほうが望ましい場合が多い。

4.2 スチーム・エゼクター系 ロケットの動作試験などのように、大量のガスが発生する場合には、大容量のポンプとしてスチーム・エゼクターが使われている。しかし、スチーム・エゼクターは蒸気発生源を設けたり、水蒸気がチェンバーに逆流しないように安全装置を必要とするなど、種々問題が多い。

4.3 油拡散ポンプ系 初期のスペース・チェンバーの排気系は、ほとんどが油拡散ポンプを主体とした構成であり、大型チェンバーには 36~40in などという超大型油拡散ポンプを 20 台以上も取り付け例がある。このような方法で、排気速度は確保されるが、油拡散ポンプからの油の逆流が非常に問題であり、現在では、油拡散ポンプは一種の補助ポンプとして使われ、他の方法、特にオイルフリーの排気系が重視されている。

油の逆流をなるべく少くするために、拡散ポンプ自体の構造にも注意せねばならないが、さらに 2 段シリーズに動作させたり、ロータリー・ポンプ油の逆流を防ぐために、拡散ポンプとロータリー・ポンプの間にメカニカル・ブースターを挿入する例もある。またトラップ、バフフルなどを強化することによって油の逆流をある程度防止できるが、これを強化すればするほど排気抵抗も大きくなり、総合的な排気速度が低下するので、ある程度で妥協せねばならない。Wutz⁹⁾ は逆流に対して十分の考慮をはらってもその量は $3 \times 10^{-6} \text{ gr/min} \cdot \text{cm}^2$ 程度であると報告しており、長期間の電子部品のテストなどにおいては相当の悪影響があると GILES⁵⁾ が報告している。

4.4 オイル・フリーの排気系 スペース・チェンバーの排気系として、オイル・フリーと称せられるものは、ソーブション・ポンプ、スパッタ・イオン・ポンプ、サブリメーション・ポンプおよびクライオ・ポ

第9図 オイル・フリー・ポンプの組み合わせ

ンプなどがあり、機械的ポンプのターボ、モレキュラポンプも一種のオイル・フリー・ポンプである。

これらのポンプはガスの種類によって排気速度が大幅に異なるので、普通は数種のポンプを組み合わせる使用ことが多い。

一例として CHRISTOFFEL¹⁰⁾ は第9図のような組み合わせの排気系を用いた。この場合、窒素に対する排気速度はクライオ・ポンプが $25,000 \text{ l/sec}$ 、チタン・サブリメーション・ポンプは 100 ft^2 の液体窒素温度の吸着面、 1 gr/h の蒸発量の条件で $250,000 \text{ l/sec}$ 、イオン・ポンプが 500 l/sec である。サブリメーション・ポンプは水素、ヘリウム、アルゴンなどに対しては無効であるから、イオン・ポンプによって水素、ヘリウムを排気し、クライオ・ポンプがアルゴンを担当するという役割になっており、通常のスペース・チェンバーの残留ガスの分析結果から上記のような組み合わせと能力の割合が適当であるといっている。

ボーイング社の超大型チェンバーは最初油拡散ポンプとクライオ・ポンプの組み合わせの排気系を使っていたが、最近 $200,000 \text{ l/sec}$ のチタン・サブリメーション・ポンプ、 $20,000 \text{ l/sec}$ のクライオ・パネル、 500 l/sec のイオン・ポンプを2組およびチェンバー内の 15°K クライオ・ポンプ $2,500,000 \text{ l/sec}$ の組み合わせに改造し、オイル・フリーで $1 \times 10^{-9} \text{ Torr}$ まで排気している。

第10図は筆者らの製作した 300 l 小型超高真空チェンバーの排気特性であって、排気系は、 500 gr のモレキュラ・シーブスを液体窒素温度に冷却したソーブション・ポンプ4台、 400 l/sec イオン・ポンプ、 $10,000$

第10図 オイル・フリー排気特性

第11図 オイル・フリー残留ガス分析

第12図 クライオ・ポンプ排気特性

l/sec, 10°K クライオ・ポンプという完全なオイル・フリーのポンプから成り立っている。あまりチェンバーをベークすることなく 10^{-10} Torr 台まで4時間で排気している。

このときの残留ガスの組成をマス・フィルターで分析した結果を第11図に示す。この図からわかるように、チェンバーを大気さらしてから、あまりベークしないで超高真空まで排気した場合の残留ガスの主成分は水、窒素、一酸化炭素であり、普通のように長時間ベークして得られた超高真空状態の残留ガスとは違ったようすを示す。

また第12図は完全なオイル・フリーではないが、210,000 l/sec のクライオ・ポンプ, 32 in 5,000 l/sec の油拡散ポンプ, 2,000 m³/h のメカニカル・ブースター, 6,000 l/min のロータリー・ポンプからなる排気系で径1.8m, 長さ5mの中型スペース・チェンバーを排気した場合の例であって、大気圧から 10 Torr 程度まではロータリー・ポンプ, それから 10^{-2} Torr 程度までをメカニカル・ブースター, それから 10^{-8} Torr 程度までを油拡散ポンプ, さらに液体窒素で冷却したシュラウドのポンプ作用, さらにクライオ・ポンプを動作させて, 結局 10^{-9} Torr 程度まで3時間で排気している。

4.5 クライオ・ポンプ系 オイル・フリーの排気系に用いられるポンプの中で, クライオ・ポンプは非常に有効な特徴をもっている。その第1は, 他のオイル・フリー・ポンプのように, いわゆる既製のポンプとして, チェンバー外部に取り付けるという使い方ではなく, チェンバー内にシュラウドと一体にして組み込むという点である。このためクライオ・ポンプはチェンバーの設計と同時にそれぞれ種々の考慮をはらって設計され, 他のポンプに比べるとその形状は数多い種類が使われている。第13図は配置の一例であって, シュラウドはモデルに対するヒート・シンクの役割と同時に, クライオ・パネルの熱シールド面としての役割をもっている。熱シールドとしては完全にクライオ・パネルを包み込むほうがよいが, こうすれば, 飛来するガスの分子がクライオ・パネルに到達できなくなり, その中間で妥協せねばならない。また一度, シュラウドに包まれた空間に飛来した分子は, シュラ

TYPICAL CONFIGURATION OF CRYOPUMPING ARRAYS

第13図 クライオ・パネルとシュラウドの構成

第14図 衝突確率 P

ウド面で反射されて再び開口から出ていくので、飛来した分子がなるべくクライオ・パネルに衝突する確率を大きくする必要がある。しかも、この点はちょっとしたシュラウドの寸法の違いで大きく異なってくる。秋山ら¹³⁾はこの確率をモンテカルロ法で計算し、衝突確率として 0.2~0.6 の範囲にあることを求めた。一例として第 14 図のような場合はそれぞれ 0.6, 0.3, 0.14 などの値が得られている。

クライオ・ポンプはチェンバー内に組み込まれるために、他のポンプのように限られた引き口を介して排気するよりも遥かに大きな排気速度をもつようになる。

クライオ・ポンプの排気速度は自由分子の条件で

$$S = \alpha \left(\frac{PT_g}{2\pi M} \right)^{1/2} \left\{ 1 - \left(\frac{T_g}{T_s} \right)^{1/2} \left(\frac{P_g}{P_s} \right) \right\} A \quad (7)$$

で表わされる。ここに α は捕獲係数、 R はガス常数、 M は分子量、 A はクライオ・パネル面積、 T_g, T_s は気相および凝縮相の温度、 P_s, P_g はそれぞれ冷却面温度における飽和蒸気圧および系の全圧である。窒素に対する 10°K 付近のクライオ・パネルの捕獲係数は、ほとんど 1 であるが、このほかに、前述のようなシュ

第15図 排気速度の測定

ラウド入射後の捕獲係数も考える必要がある。

排気速度の測定は、第 15 図に示すように、圧力 P と外部から導入する既知のガス量 Q とから

$$S = \frac{Q}{P} \quad (8)$$

で求める。 Q の測定には別に問題はないが P の測定には後述のように極めてむずかしい問題があり、真空計の種類、取り付け方法についてよく考える必要がある。

5. スペース・チェンバーの圧力測定

一般に真空装置の圧力測定は装置内の圧力分布が完全であっても、取り付け位置や真空計の種類についてかなりこまかい考慮をしないと正しい値が得られないことはよく知られている。その原因の一つは、高真空の測定に使用する真空計はすべて圧力を絶対測定するのではなくて、圧力に依存する種々の現象を測定して圧力に換算することにある。

高真空において、最も広く使われている電離真空計は、気体分子をイオン化し、その数を測定する真空計であるが、チェンバー内の気体分子の密度と、真空計内の気体分子の密度とは明らかに差がある場合、たとえば真空計内でガス放出が起こったり、逆に真空計がポンプ作用を示している場合についてもはたして正しいチェンバーの圧力を示しているものであろうかという疑問がある。

真空計は一般に、絶対測定されたある圧力にある試験容器で補正することができる。今、真の圧力 P_0 の容器に真空計を接続して測定して、値 P_g を得たとする。このとき、真空計内の圧力 P_g は、たとえ $P_g \neq P_0$ であってもさしつかえない。この真空計を他の容器に取り付けて、同じ読み P_g を得たとすれば、この容器の圧力 P_i は正しく $P_i = P_0$ といえる。しかし、これは真空計の取り付け口やその他の状態が全く同じと考えられる場合のとき成立することであって、 P_0 と P_g との関係が両者で一致しない場合は $P_i \neq P_0$ である。

さらに、電離真空計では一般に管球のほうがチェンバーより高い温度に保たれている。この場合、もし接続口の径があまり太くない場合はサーマル・トランスピレーション現象が起こり、チェンバー内の分子密度と真空計内の分子密度には温度の比の平方根に比例した圧力分布が起こる。したがって、この場合も真空計を校正した状態と全く同じ状態でチェンバー内の圧力を測定すれば、同じ値を得るであろうが、口径が変わったり、真空計の温度が変わったりした場合は温度補正を必要とする。

スペース・チェンバー内の圧力の測定は、チェン

バー内にシュラウドという、真空計校正時には使用しない低温壁があることで著しく現象が複雑になる。

シュラウド内の真の圧力 P_c 、分子密度 n_c 、気体の温度 T_c とし、一方、真空計内の圧力を P_g 、分子密度 n_g 、気体の温度 T_g としたとき、この真空計で P_g' という読みを得たとする。この真空計が上記のように室温で、校正されたとすれば

$$P_g' = P_g = n_g k T_g \quad (9)$$

であるが、シュラウド内の真の圧力は

$$P_c = n_c k T_c \quad (10)$$

となる。よって

$$\frac{P_c}{P_g'} = \frac{n_c T_c}{n_g T_g} \quad (11)$$

となる。一方、真空計の接続口における両側からの分子の飛来頻度が等しくて平衡になっているとすれば

$$\frac{1}{4} n_c v_c = \frac{1}{4} n_g v_g \quad (12)$$

である。ここで v_c, v_g はそれぞれ T_c, T_g における分子の平均運動速度である。これは温度に関して

$$\left. \begin{aligned} v_c &= \alpha \sqrt{\frac{T_c}{M}} \\ v_g &= \alpha \sqrt{\frac{T_g}{M}} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

の関係にあるから

$$\frac{n_c}{n_g} = \frac{v_g}{v_c} = \sqrt{\frac{T_g}{T_c}} \quad (14)$$

であり、これを(11)に代入して結局

$$\frac{P_c}{P_g'} = \frac{T_c}{T_g} \sqrt{\frac{T_g}{T_c}} = \sqrt{\frac{T_c}{T_g}} \quad (15)$$

となり、補正が必要となる。 $T_c = 80^\circ\text{K}$, $T_g = 300^\circ\text{K}$ とすれば $P_g' \approx (1/2)P_c$ となる。

すなわち、真空計の読みを2倍したものが、チェンバーの真の圧力になる。

このように理想的な条件が常に成り立つとは限らず、また、ヌード真空計のように、シュラウド内に挿入された真空計は外部に取り付けた真空計とは全く違った値を示す。これらの圧力の読みの評価は、クライオ・ポンプの排気速度の評価ばかりでなく、チェン

バー自体の能力の評価につながる問題であるだけに、その取り扱いには慎重な考慮が必要である。

このような真空計を用いた圧力の測定より、たとえば液体窒素で冷却された水晶結晶の上に凝固する気体の量によって、その発振周波数が変わることを利用した分子入射頻度計などのほうが、スペース・チェンバーによるシミュレーション試験の本来の目的に合致している。

6. む す び

スペース・チェンバーとそれに付属する排気系について、その概略を紹介したが、この分野には、まだ解決していない困難な問題が多くあり、二、三の問題については、まだ定説さえ確立していないのが現状である。

宇宙開発という一見はでなナショナル・プロジェクトの陰に、それを支えるための地味な努力の積みかさねが要望されている事実を直視して、そのような発展の一助ともなれば本稿の使命の大半ははたせたことになると思う。

文 献

- 1) C. G. STERGIS: 507 B, National Aeronautics Meeting, New York, April 3~6, 1962.
- 2) D. L. DOWLING, D. B. HERRICK, T. A. KELLEV: Trans. 8th Vac. Symp. (1961) 1279.
- 3) 中山, 石井, 中川, 秦: 第10回真空連合講演会 (1966).
- 4) H. H. COOK, H. B. COETHENT: Réunion de WGLR, Munich Oct. 1963.
- 5) S. GILES: AIAA Space Simul. Test. Conference Nov. 1969.
- 6) R. L. CHUAN: The Fluid Dynamics Aspect of Space Flight, Vol. 2, (1964) 41.
- 7) J. B. STEPHENS: JPL Technical Report No. 32-901.
- 8) J. S. Griffith: 4th Space Simul. Conference. 69-996 (1969).
- 9) M. Wutz: Theorie u. Praxis der Vakuumtechnik, Braunschweig (1965).
- 10) J. CHRISTOFFEL, I. B. LOUBET, A. M. MURPHY: 4th Space Simul. Test. Conference 69-1026 (1969).
- 11) 中山, 秋山, 斎藤: 真空 14, 135 (1964).