

宇宙環境試験装置

林 友直, 大島 耕一, 橋本 正之
大島 勉, 徳永 好志, 北山 尚男*

(1986年2月20日受理)

Space Simulation Chamber

By

Tomonao HAYASHI, Koichi OSHIMA, Masashi HASHIMOTO,
Tsutomu OHSHIMA, Yoshiyuki TOKUNAGA and Hisao KITAYAMA

Abstract: This paper describes a space simulation chamber constructed at Sagamihara new campus of the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS). The space chamber was made in time to perform the thermal vacuum tests of the Japan's first interplanetary probes "SAKIGAKE" and "SUISEI". The chamber is a vertical cylinder with the inner diameter of 4m and the height of 5m with a vertically movable lower lid driven by an electric motor. An oil free evacuation system was adopted to avoid oil contamination on optical systems and sensors on board the test subject. The evacuation system consists of a helium main cryopump with the pumping speed of 10^5 l/sec attached with an independent cryopump, turbo-molecular pumps, mechanical booster pumps and oil rotary pumps. The evacuating system is capable of evacuating the chamber below 2×10^{-8} Torr within 8 hours after the start of pumping in the case of no gas load and to keep the pressure below 5×10^{-7} Torr under the nitrogen gas load of $0.05 \text{ Torr} \cdot \text{l/sec}$. A centrifugal liquid nitrogen pumps with the pumping capacity of 5000 l/hour are used for cooling down the shroud below 100K within 2hours after the start of cooling down. By adopting

* 日本酸素株式会社

automatic starting system in the liquid nitrogen pumps the load. required to the operators is much eased, and the system can be operated by only one or two persons, which is an outstanding improvement compared to the existing large scale space chambers. Heater panels attached on the test articles are used to simulate the heat input from the sun in place of the conventional solar simulator using Xe arc lamps. The heat input to the panels are controlled by using a computer as to simulate the heat input corresponding to the attitude and the orbit conditions. This space simulation chamber has been used for the thermal vacuum tests of two interplanetary spacecraft “SAKIGAKE”, SUISEI“ and the thermal model test of the X-ray astronomical satellite “ASTRO-C”. It was confirmed through these tests that the expected performance has been fully attained.

概 要

本論文は宇宙科学研究所が相模原新キャンパスに新に設置した宇宙環境試験装置(スペースチェンバー)について述べる。本チェンバーは我が国最初の惑星間探査機“さきがけ”と“すいせい”の熱真空試験に間に合うよう建設された。このチェンバーは内径 4 m, 直胴部の高さが 5 m の垂直円筒型で、本体は 2 階ステージ上の高所に固定し、供試体の出し入れのためには下部蓋が電気駆動で上下する下部蓋昇降方式を採用した。真空排気系は供試体の光学系やセンサー類の保護のため、オイルフリーシステムとなっており、排気速度 10^5 l/sec のヘリウムクライオポンプを主排気装置として、これに直結型クライオポンプ、ターボポンプ、メカニカルブースター及び油回転ポンプが組み合わされている。排気能力は真空度が無負荷時で排気開始後 8 時間以内に 2×10^{-8} Torr 以下に達し、また窒素ガス 0.05 Torr・l/sec の負荷に対しても 5×10^{-7} Torr 以下を維持出来る。シュラウド冷却には 5000 l/hour の渦巻式液体窒素ポンプを使用しており、冷却開始後 2 時間以内に 100 K 以下に冷却可能である。また、本装置は省力化のため液体窒素ポンプの自動立ち上げ方式を採用するなど、自動運転能力を大幅に向上させており、定常運転は 1～2 名で可能である。また、太陽からの熱入力を模擬するのには、通常のキセノン疑似太陽光源の代わりに供試体にヒーターパネルを取り付け、その入力電力を姿勢や軌道条件に応じてコンピューターを用いた熱入力制御装置で制御する方式を取っている。本装置は既にこれまでに“さきがけ”、“すいせい”の 2 つの惑星間探査機の熱真空試験や X 線天文観測衛星“ASTRO-C”の熱モデル試験等に使われたが、何れも期待通りの性能を発揮した。

目次

1. 序	4
2. 基本構想	4
3. 設備構成	7
3. 1 真空容器系	7
(1) 真空容器	7
(2) シュラウド	9
3. 2 真空排気系	10
(1) 粗引排気設備	10
(2) 高真空排気設備	12
3. 3 極低温系	16
(1) 液体窒素設備	17
(2) ガス窒素設備	20
3. 4 計測制御系	25
(1) 運転制御盤	25
(2) 中継端子盤	26
(3) 熱入力制御装置	28
(4) 残留ガス分析装置	29
3. 5 付帯設備	32
(1) 下部蓋駆動設備	32
(2) 供試体搬入設備	33
(3) 冷却水供給設備	33
(4) 空気圧源発生設備	33
(5) 受電盤及び現場操作盤	33
(6) 安全設備	33
4. 性能	34
4. 1 試運転試験結果	34
(1) 粗引排気時間	34
(2) 放出ガス量の推算	34
(3) 到達真空度	34
(4) ポンプの実効排気速度	34
(5) シュラウド冷却時間	39
(6) シュラウド加温時間	39
4. 2 運用試験結果	39
5. むすび	44
参考文献	46

1. 序

人工衛星はロケットで打ち上げられる前に種々の環境試験を受ける。これにはロケット発射時の振動、衝撃等に耐え得ることを確認する機械的環境試験と真空で且つ温度変化の激しい宇宙環境下で全てのシステムが正常に動作する事を確認する熱真空試験とがある。ここで述べる宇宙環境試験装置は後者の熱真空試験に使われる設備で、通常スペースチェンバーと呼ばれている。

宇宙科学研究所がこれまで所有していたスペースチェンバー[1]は有効内径 1.85 m, 長さ 4 m の横形のもので、我が国初の人工衛星“おおすみ”を初め昭和 59 年 2 月に打ち上げられた“おおぞら”に至るまで計 14 個の科学衛星の熱真空試験に使われて来た。この間、被試験体である衛星の方は打ち上げロケットの性能向上と共に年々大型化し、昭和 55 年 2 月以降 M-3 S 型ロケットが使われるようになってからはこれまでのスペースチェンバーでは大きさにおいて既に限界に達していた。そこで次の M-3 S II 型ロケットで発射される我が国初の人工惑星“MS-T 5”（打ち上げ後“さきがけ”と命名）を初め、以後の衛星や探査機の熱真空試験に対処するため昭和 57, 58 年度の 2 年計画で新チェンバーの建設が進められた。

2. 基本構想

新チェンバーの設置に当たってはこれまでの経験に基づいて以下のような基本構想を盛り込むこととした。

- 1) 少なくとも M-3 S II 型ロケットで打ち上げられる全ての衛星、探査機の試験が可能なこと。
- 2) 大型の被試験体に備えてチェンバー内部の空間が有効に利用し得ること。
- 3) チェンバー内部に被試験体を設置する際の作業性において優れていること。
- 4) 常温での各種真空試験が可能なこと。
- 5) 光学系や各種センサー類の保護のためにクリーンな排気システムとすること。
- 6) 運転に必要な人員を最小限とすること。
- 7) 現有チェンバーとのインターフェースを十分考慮すること。
- 8) メインテナンスを容易にすること。
- 9) コストパフォーマンスを十分考慮すること。
- 10) 安全性を十分考慮すること。

この結果、新チェンバーは以下のような特徴を持つ事となった。

形状

まず全体の形状としては下部蓋がエレベータのように上下する下部蓋昇降方式垂直円筒形を採用することとした。従来の横形チェンバーでは被試験体をセットする場合、暗くて狭苦しい容器内部で作業を行なわねばならなかった。一方、被試験体の取付け作業は細くて切れ易い多数の熱電対線の接続など、大変神経を使うものが多い。そこでこの作業を容器の外で実施できるようにチェンバーを垂直円筒形とし、且つ下側の蓋をエレベータ

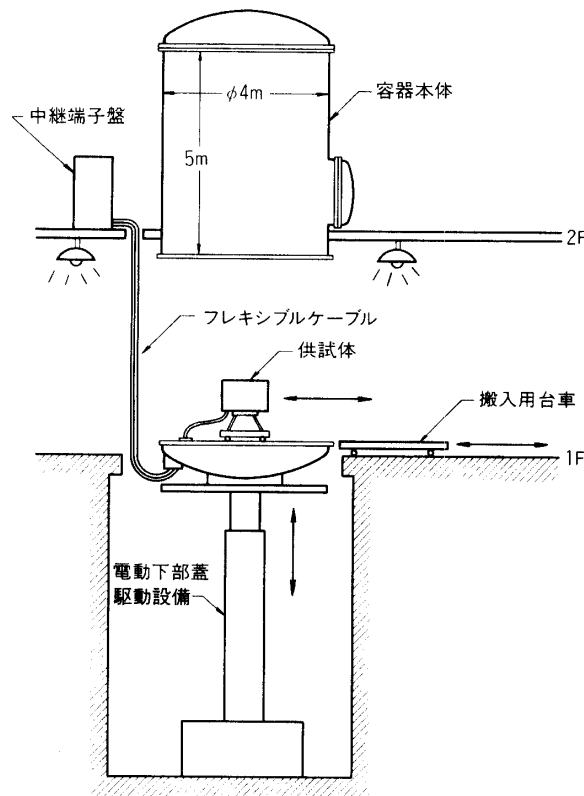


図 1 下部蓋昇降方式スペースチェンバー

により上下できるようにした。即ち、図1に示すように真空容器本体は高い位置に固定し、下部蓋を降した時に丁度1階フロア面と一致するようにする。この方式により、衛星等の被試験体のセットは十分な照明が得られる広い場所で安全、確実にこなうことができる。また、この方式の採用によって真空容器の内部空間一杯までの大きさの被試験体のセットも可能となる。なお、下部蓋駆動設備にはよく用いられる油圧方式を避けて長年の使用に対しても油漏れ事故の心配のない電気駆動方式を採用した。

寸法

真空容器の大きさは被試験体の寸法の3倍以上である事が望ましい[2]。M-3S II型ロケットで打ち上げられる衛星または探査機の直径は最大1.4mφ、長さは最大2m程度のものが計画されている。従って、真空容器としては直径 $1.4 \times 3 = 4.2$ m、長さ $2 \times 3 = 6$ m以上が必要と言うことになる。一方、新チェンバーを設置する宇宙科学研究所相模原キャンパスへの搬入道路を具体的に調査したところ、真空容器の内径寸法を4.0m以上にしようとする、容器を一部現地製作せざるを得ないことが判明した。このため上記寸法を境に建設費が急に増加する。そこでコストパフォーマンスを良くするという観点から容器寸法は運搬可能なぎりぎりの大きさである内径4m、直胴部の長さ5mと決定した。

擬似太陽熱入力源

太陽光を模擬するには一般的にはキセノン擬似太陽光源が使われる。しかし、本チェン

バーにおいては次の三つの理由でキセノン擬似太陽光源を使用せず、代わりに太陽からの熱入力に相当する熱を電気ヒーターにより供給するパネルヒーター方式を採用する事とした。1) 深宇宙探査機では近日点付近においては太陽強度が非常に強くなり、これに相当する擬似太陽光源を設置することは技術的にも費用の点からも容易でない。2) 擬似太陽光源では供試体の姿勢変化をシュミレートするために複雑で高価なジンバル機構が必要であるが、パネルヒーター方式ではコンピュータプログラム上で熱入力の強度と入射方向を容易に変えられる。3) パネルヒーター方式による熱真空試験については宇宙科学研究所は長年にわたる経験と実績を持っている。

真空排気とシュラウド冷却

真空排気系には油汚染のないヘリウムクライオポンプを主排気装置とするクリーン排気システムを用いると共に、室温での各種真空試験にも対処できるようシュラウドが常温でも動作する独立した直結型クライオポンプも組み込む事とした。また、宇宙の冷暗黒を模擬するためのシュラウド冷却は冷却開始後2時間以内に100 K以下の温度が達成出来る事とした。更に運転に必要な人員を最小限に抑えるためのシステムの自動化の一環として、液体窒素ポンプには自動立ち上げ方式を採用した。

残留ガス分析

衛星や探査機の試験時には多くの場合かなりのガス放出がおこる。これらの大部分は機器のケースなどに閉じ込められていた空気や水であるが、時には重合の不完全なポッティング材から発生する未反応ガスであったり、搭載タンクからのリークのこともある。そこで、四重極型ガス分析装置を備え真空容器内の残留ガス分析を行ない、被試験体の状況を監視すると同時に真空装置自体のリーク検出にも役立てる事とした。

フレキシブルケーブル

前述したように、衛星等の供試体には各部の温度を知るため多数の熱電対線、ヒーター用電流導入線を始め供試体への電源供給線、信号線等が接続される。これらは下部蓋に付いているフランジを経て真空容器の外部に取り出された後、図1に示すフレキシブルケーブルを通して2階ステージに設置される中継端子盤に接続され、ここから熱入力制御装置や衛星のチェックアウト装置等に分配される。このフレキシブルケーブルの採用により供試体との全ラインのチェック、供試体の動作試験が下部蓋を閉じる前に可能となり、チェック完了後はケーブルの接続換えなしに下部蓋を上げて直ちに試験に入ることが出来る。

現有チェンバーとの結合

宇宙科学研究所がこれまで使用して来たスペースチェンバーは建設以来おおよそ20年経過しており液体窒素冷却系や冷却水設備等は既に耐用限界を超えている。しかし、ステンレス製の真空容器本体は本質的に容易に劣化するものでなく、また真空排気系も適当なオーバーホールを加えれば未だ相当期間使用に耐え得るものと考えられる。一方、この程度の小型のチェンバーは小さい衛星やサブシステムレベルでの各種試験においては液体窒素の消費量が少なく取り扱いが簡単である等の利点を有し捨て難い。そこで、液体窒素冷却系や冷却水設備等は新チェンバーの相当部分を共用し、容器本体や排気系は現有のものを移設することとした。これにより被試験体の大きさに応じて新旧両チェンバーを使い分

ける事ができ、チェンバーシステム全体を使い易く、且つ維持費の少ないものにする事が出来た。

3. 設備構成

本装置は大別して、供試体を収容する真空容器系、容器内部を真空にする真空排気系、容器内部のシュラウドとクライオパネルを冷却する極低温系、本装置の集中制御と監視を行なう計測制御系、そして電気駆動で下部蓋を上下させる下部蓋駆動設備等を含む付帯設備から構成される。これら主な装置の構成とその主要性能を表1に示す。また、本装置の概略ブロック図を図2に示す。以下、各設備の詳細について述べる。

3.1 真空容器系

真空容器系は、真空容器と真空容器内部に設置されているシュラウド及びクライオパネルより構成されている。

(1) 真空容器

真空容器は、内径4 m、直胴部高さ5 mのステンレス鋼製で内面はバフ300番の仕上りなされている。真空容器の上下端には直胴部と同一径の蓋が設けられており、下側の蓋は下部蓋駆動設備により上下する。また下部蓋には、供試体搬入設備上のレールと連結して供試体を受け入れるためのレールと、供試体と外部の熱入力制御装置やチェックアウト装

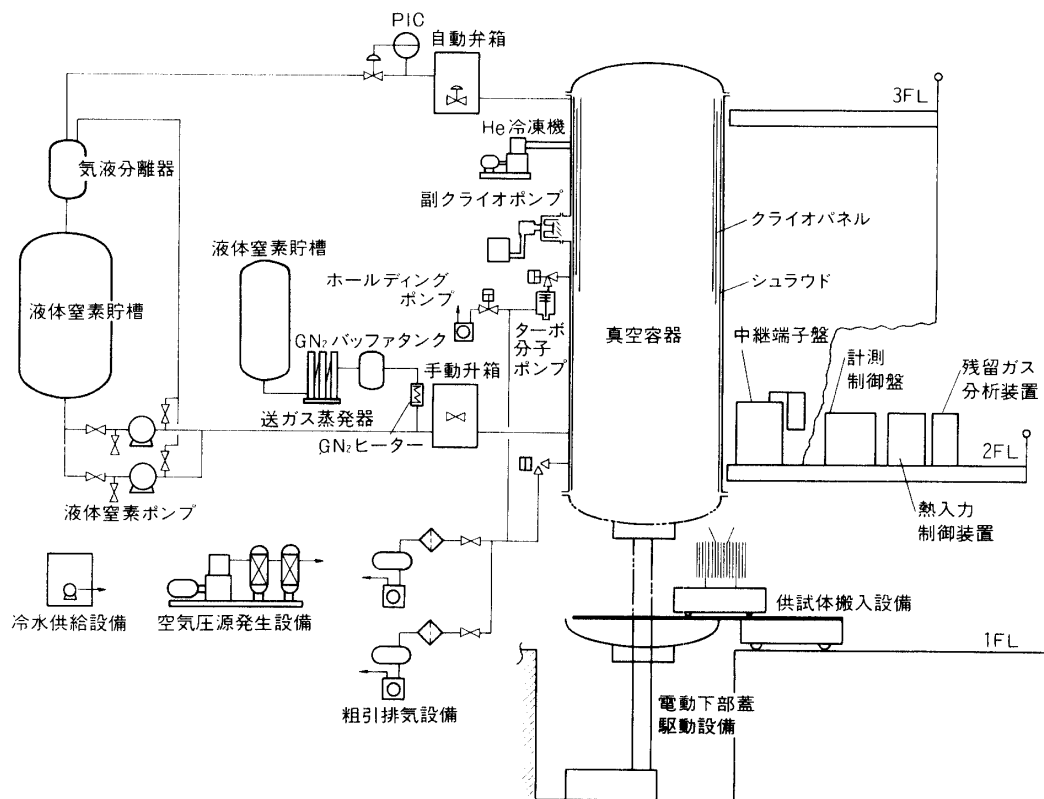


図2 スペースチェンバーの概略ブロック図

表1 宇宙環境試験装置の主要構成

宇宙環境試験装置	真空容器系	真空容器	▷ 型式 縦型円筒式 ▷ 寸法 内径4m, 直胴部高さ5m ▷ 材質 SUS 304, 内面バフ300#仕上 ▷ フィードスルー 熱電対(300対), 10A電流用(120対) 低周波用(150対), 高周波用(8対) 高圧用(3対)
		シュラウド	▷ 型式 アルミフィン付管集合式(6分割) ▷ 寸法 中心径3.7m, 高さ5m ▷ 温度 $-173^{\circ}\text{C} \sim 100^{\circ}\text{C}$ ▷ 黒度 0.8以上(300Kの黒体放射に対して) ▷ 型式 シュラウド組入型 ▷ 温度 $15\text{k} \sim 20\text{k}$
		クライオパネル	
		シュラウド昇温ヒータ	▷ 型式 シーズヒータ ▷ 容量 20kw
	真空排気系	粗引排気設備	▷ 構成 油回転ポンプ 3700ℓ/min; 2基 メカニカルプースタ 1500m ³ /H; 2基 ▷ 付属品 フォアライントラップ, オイルミストトラップ ▷ 排気時間 0.1Torrまで1時間以内 ▷ 構成 ターボモレキュラポンプ 1500ℓ/s; 2基 副クライオポンプ(直結型) 10 ⁴ ℓ/s(forN ₂); 1基 主クライオポンプ(内蔵型) 10 ⁴ ℓ/s(forN ₂); 1基 ▷ 到達圧力 1×10^{-7} Torr/8時間以下 ▷ 試験圧力 1×10^{-6} Torr以下(ガス負荷0.05Torr・ℓ/sec時)
		高真空排気設備	
	極低温系	液体窒素設備	▷ 構成 液体窒素貯槽 15000ℓ; 1基 液体窒素ポンプ 5000ℓ/H; 2基 液体窒素弁箱 2基 気液分離器 1基 ▷ シュラウド冷却時間 2時間以内 ▷ 冷却方式 液体窒素単相流 ▷ 構成 液体窒素貯槽 8000ℓ; 1基 送ガス蒸発器 500Nm ³ /H GH ₂ バッファタンク 1m ³ GH ₂ ヒーター 20kw ▷ シュラウド昇温時間 4時間以内 ▷ 構成 ヘリウムガス冷凍機 55w at 20k Heガスバッファタンク 1m ³ (1基), 40ℓ(1基), 4ℓ(1基) Heガス送気台 5本口 トランスファー排気設備 DP;150ℓ/s 1基 RP;137ℓ/min 1基 冷水供給設備 83.3ℓ/min (10℃+2℃)
		ガス窒素設備	
		GHe冷凍機設備	
	計測制御系	運転制御盤	▷ 型式 セミグラフィックコンソールタイプ ▷ 機能 自動排気, 液体窒素ポンプ自動起動
		中継端子盤	▷ 機能 フィードスルーよりの信号を熱制御系, チェックアウト装置と取合う
		熱入力制御装置	▷ 機能 パネルヒータへの電力制御, 温度計測
		残留ガス分析装置	▷ 型式 四重極型質量分析計
	付帯設備	下部蓋騒動設備	▷ 型式 電動ネジ軸速度可変型(最大0.5m/min) ストローク 5m以上(供試体重量2 TON)
		供試体搬入設備	▷ 型式 手動式
		冷却水設備	▷ 構成 クーリングタワー 260ℓ/min; 1台 冷却水ポンプ 185ℓ/min; 2台
		空気圧源発生設備	▷ 型式 プレシヤスイング式(オイルフリー型) ▷ 容量 100Nm ³ /hr (露点 -40°C 以下)
		受電盤	
		現場操作盤	▷ 構成 ローリ電源盤, 粗引排気設備用, 冷水供給設備用 空気圧源発生設備用, チェンバ下部蓋騒動設備用 冷却水供給設備用

置からの信号を中継するためのコネクタパネルが取り付けられている。コネクタパネルからの信号は下部蓋に用意されたフランジに取り付けられたハーメチックシールを経由して中継端子盤に送られる。供試体は、供試体搬入設備上で試験の準備を完了した後に下部蓋上に搬入され、供試体側の信号ケーブルを真空容器のコネクタパネル上のコネクタに接続した後、下部蓋を上昇させて真空容器内部に収容される。このため下部蓋上での作業量を最少限とすることができ、人による下部蓋の汚染と真空容器の大気での開放時間を短縮することが可能となっている。

真空容器の直胴部には、直径 1.5 m のマンホールが設けてあり、直胴部に下部蓋が接続された状態でも、必要な時には真空容器の内部に人が入って作業できるようになっている。マンホールより真空容器に入って行なう作業としては、供試体用に用意した液体窒素及び窒素ガス配管の接続、供試体の搬入状態の確認、真空容器内部の保守点検等が考えられる。

(2) シュラウド

シュラウドは、その内部から真空容器の常温面が見えない構造となっており、極低温系の液体窒素設備によって 100 K 以下に冷却されて宇宙の冷暗黒を模擬する。このためシュラウドの内面は、300 K の黒体放射光に対する半球全放射率が 0.8 以上の特殊黒色塗装が施工されている。シュラウドは、押し出し成形によって製造されたフィン付アルミニウム合金管から成り、その構造は図 3 に示す通りである。図 3 に示したようにシュラウドは 6 分割されており、その名称と概略寸法は次の通りである。(単位は mm)

- 1) 上部円板シュラウド 3700 ϕ
 - 2) 上部円筒シュラウド外側 3700 ϕ ×1750 H
 - 3) 上部円筒シュラウド内側 3500 ϕ ×1400 H
 - 4) 下部円筒シュラウド 3700 ϕ ×2850 H
 - 5) 下部円板シュラウド 3700 ϕ
 - 6) マンホールシュラウド 1480 ϕ
- (コンタミネーションパネル)

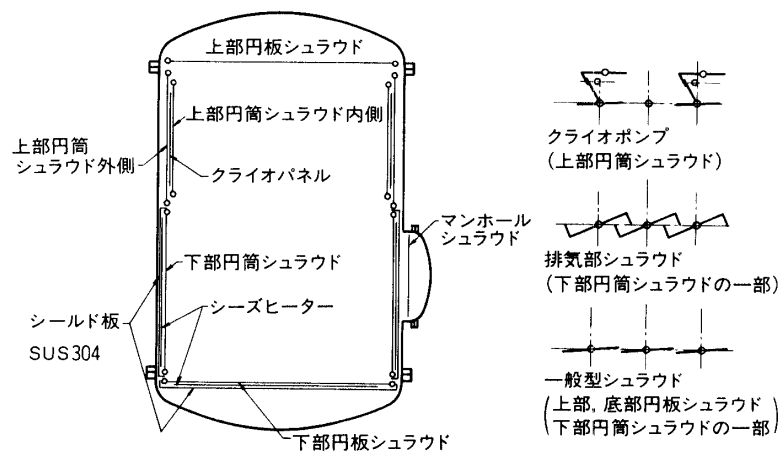


図 3 シュラウドの構造

図3に示すように、上部円筒シュラウドの内側と外側の間には、クライオパネルが組み込まれており、極低温系のヘリウムガス冷凍設備により15～20 Kに冷却されて主クライオポンプとして機能する。なお、下部円筒シュラウド及び下部円板シュラウドと真空容器壁との間にはシーズヒーターが組み込まれており、シミュレーション試験終了後極低温系の窒素ガス供給設備によって供給される100℃の窒素ガスと同時に使用して、シュラウドを4時間で常温まで加温することができる。

マンホールに設置されたシュラウドは、他のシュラウドと独立して冷却と加温が行なえるように設計されており、次の2つの目的に使用される。1)シュラウドの冷却を必要としない試験において、水に対するクライオポンプとして作動する。2)シュラウドの冷却中にシュラウドに付着した供試体からの放出ガスがシュラウドの加温によって再放出され供試体に再付着し供試体を汚染することを防ぐコンタミネーションパネルとして作動する。

3.2 真空排気系

(1) 粗引排気設備

粗引排気設備は二系統の公称排気速度が3700 l/minの油回転ポンプと1500 m³/hourのメカニカルブースタポンプより構成されている。このため、何らかの原因で一系統が使用できない場合にも半分の排気能力で運転を継続出来る。また、高真空排気時にターボ分子ポンプのバックアップポンプとして作動している時には、一系統を停止させて省エネルギーを図ることも可能となっている。

粗引排気系の基本仕様は次のように規定した。

- 1) 粗引排気系によって真空容器を大気圧から13.3 Pa (0.1 Torr) まで1時間以内に排気すること。
- 2) 粗引排気設備は、油回転ポンプ2基、メカニカルブースターポンプ2基、フォアライントラップ2基からなり、2系列の構成とすること。
- 3) 粗引排気系からの油蒸気の逆流を防止するためフォアライントラップを設け、吐出口にはオイルミストトラップを設けること。

以上の仕様を満足するために行なわれた設計計算と、実際に真空容器を排気して得られた測定データを以下に示す。

排気時間は、次式によって計算される

$$t = \frac{V}{Se} \times \ln \frac{P_1 - Q/Se}{P_2 - Q/Se} \quad (1)$$

ここで

V ; 真空容器の内容積 76.4(m³)

p_1 ; 排気開始圧力 (Pa)

p_2 ; 排気終了圧力 (Pa)

Q ; 放出ガス量 (Pa・l/s)

Se ; 実効排気速度 (l/s)

実効排気速度 Se はポンプの排気速度 S_p (l/s) と排気用配管のコンダクタンス C (l/s)

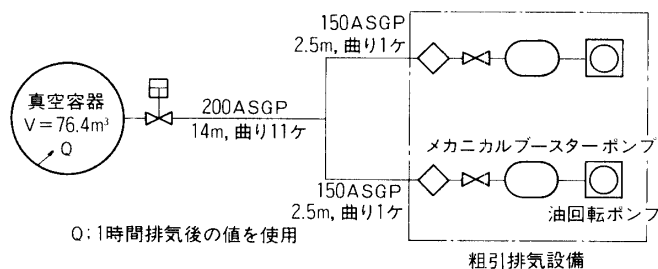


図 4 粗引排気計算モデル

を用いて次式で与えられる。

$$\frac{1}{S_e} = \frac{1}{S_p} + \frac{1}{C} \quad (2)$$

コンダクタンス C は、Knudsen の実験式において 20°C の空気を排気するものとするば次式により計算される [3]。

$$C = 1.37 \frac{D^4}{l} \bar{P} + 12.1 \frac{D^3}{l} \frac{1 + 1.92 D \bar{P}}{1 + 2.37 D \bar{P}} \quad (3)$$

ここで

D ; 配管内径 (cm)

l ; 配管長 (cm)

\bar{P} ; 配管内の平均圧力 (P_a)

以上の計算を行なうためのモデルを図 4 に示す。ここで、配管の曲りの効果は配管相当長 (l_e/D) を 32 として配管長さに加えることによって処理した。粗引排気計算は図 5 に示すように排気曲線を 7 つの圧力区分に分割して、各圧力区分内では 2 点鎖線で示した排気速度を仮定して行なう。計算の結果と実測値を図 6 に示す。

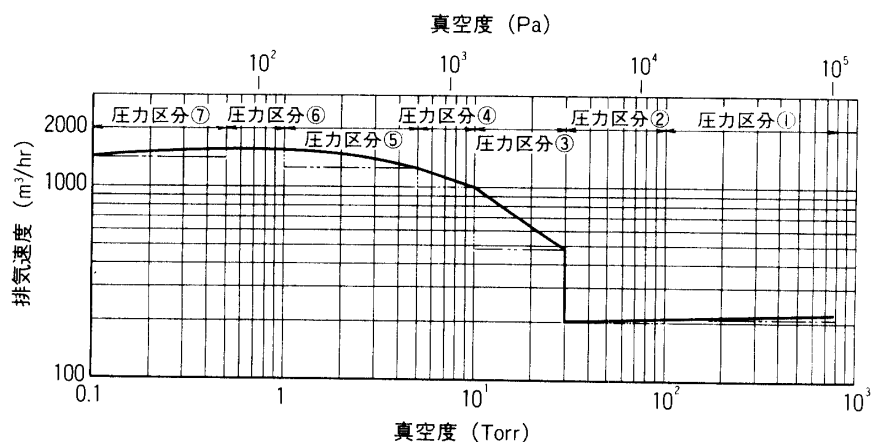


図 5 粗引排気設備排気速度曲線 (1 系列当たり)

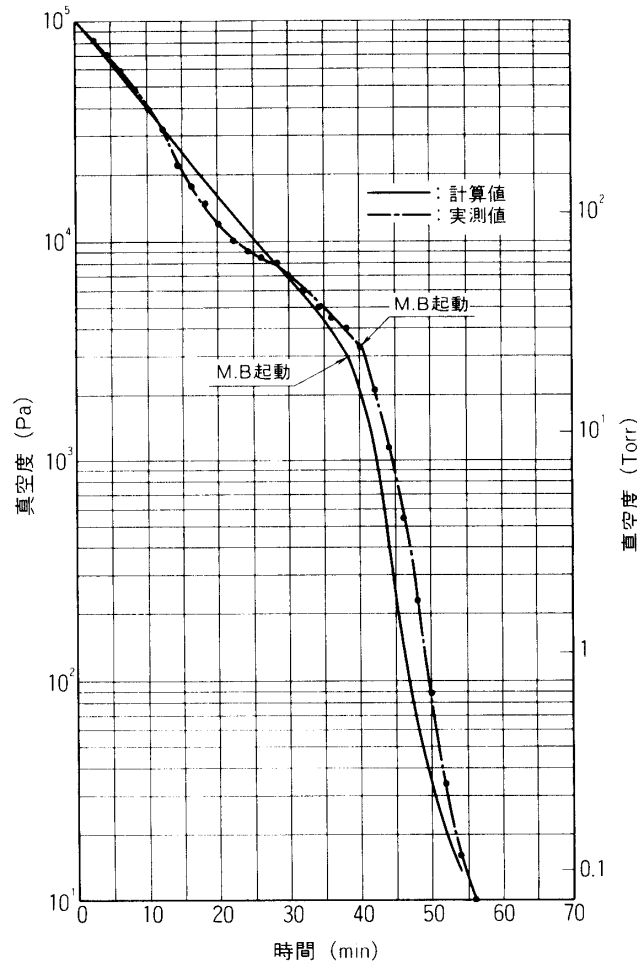


図 6 粗引排気曲線

(2) 高真空排気設備

高真空排気設備は熱真空環境試験を行なうのに十分な高真空を得るためのもので、ターボ分子ポンプ2台と、各一系統の主クライオポンプ及び副クライオポンプから構成されている。

高真空排気系の仕様は次のように規定した。

- 1) 供試体を入れないで8時間以内に $1.33 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ ($1 \times 10^{-7} \text{ Torr}$)まで排気すること。
- 2) 窒素ガスで $6.65 \text{ Pa} \cdot \text{l/s}$ ($0.05 \text{ Torr} \cdot \text{l/s}$)のガス負荷が有る時 $1.33 \times 10^{-4} \text{ Pa}$ ($1 \times 10^{-6} \text{ Torr}$)以下の真空度を維持すること。
- 3) シュラウド常温時において、窒素ガスで $6.65 \text{ Pa} \cdot \text{l/s}$ のガス負荷が有るとき、 $1.33 \times 10^{-2} \text{ Pa}$ ($1 \times 10^{-4} \text{ Torr}$)以下の真空度に8時間以内に到達すること。

仕様にガス負荷を規定したのは、衛星や探査機等の供試体からのガス放出は一般に相当大きいためである。

高真空排気系のポンプの容量は、上記のガス負荷と真空容器の各部から放出されるガス量の合計と維持真空度から決定される。表2にシュラウド常温時と低温時に区分して、真

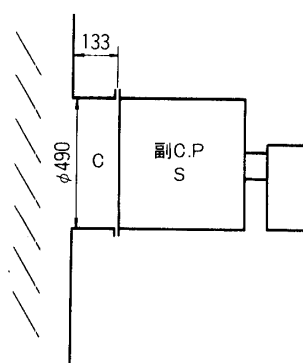
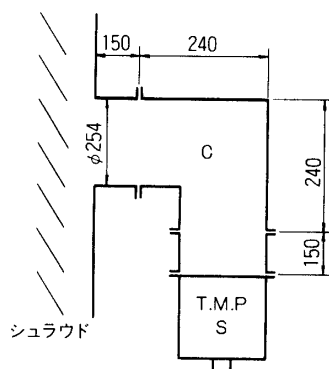
表 2 放出ガスの推計

構成要素	材 質	表面積	単位面積当りの 放出ガス量 (1時間排気後)	放出ガス量			
				1 時間排気後		8 時間排気後	
				シュラウド常温	シュラウド低温	シュラウド常温	シュラウド低温
		m ²	Torr・l/s・cm ²	Torr・l/s			
真空容器	ステンレス	99	1 × 10 ⁻⁸	9.9 × 10 ⁻³	9.9 × 10 ⁻³	1.24 × 10 ⁻³	1.24 × 10 ⁻³
シュラウド	アルミ	141	1 × 10 ⁻⁸	1.41 × 10 ⁻²	—	1.76 × 10 ⁻³	—
	エポキシ	141	5 × 10 ⁻⁶	7.05	—	8.81 × 10 ⁻¹	—
	ステンレス	7	1 × 10 ⁻⁸	7 × 10 ⁻⁴	—	8.75 × 10 ⁻⁵	—
クライオパネル	ステンレス	3.5	1 × 10 ⁻⁸	3.5 × 10 ⁻⁴	—	4.38 × 10 ⁻⁵	—
ケーブル	テフロン	6	4 × 10 ⁻⁷	2.4 × 10 ⁻²	2.4 × 10 ⁻²	3 × 10 ⁻³	3 × 10 ⁻³
ガasket	バイトン	0.2	1 × 10 ⁻⁶	2 × 10 ⁻³	2 × 10 ⁻³	2.5 × 10 ⁻⁴	2.5 × 10 ⁻⁴
架 台	エポキシ	6.6	5 × 10 ⁻⁶	3.3 × 10 ⁻¹	3.3 × 10 ⁻¹	4.13 × 10 ⁻²	4.13 × 10 ⁻²
覗き窓	ガラス	0.02	1 × 10 ⁻⁷	2.0 × 10 ⁻⁵	2.0 × 10 ⁻⁵	2.5 × 10 ⁻⁶	2.5 × 10 ⁻⁶
合 計				7.43	3.66 × 10 ⁻¹	9.29 × 10 ⁻¹	4.58 × 10 ⁻²

空容器各部から放出されるガス量を推計した結果を示す。

表 2 に示したガス量と供試体のガス負荷を排気するため、高真空排気ポンプとして、次の公称排気速度を持つ各種ポンプを使用する。

ターボ分子ポンプ 1,500 l/s



	コンダクタンス・排気速度 (l/s)		
	N ₂	H ₂	H ₂ O
ポンプ排気速度	1500	1500	1500
コンダクタンス	1680	6250	2080
実効排気速度	792	1210	872

	コンダクタンス・排気速度 (l/s)		
	N ₂	H ₂	H ₂ O
ポンプ排気速度	10000	18000	29000
コンダクタンス	17500	65300	21800
実効排気速度	6370	14100	12500

図 7 ターボ分子ポンプと副クライオポンプの実効排気速度

副クライオポンプ 10,000 l/s

主クライオポンプ 100,000 l/s

上記の排気速度は窒素ガスに対するポンプ自体の値で、図7にターボ分子ポンプと副クライオポンプの N_2 , H_2 , H_2O に対する実効排気速度を示す。

主クライオポンプは真空容器内に設置された上部円筒シュラウド内に組み込まれており、その排気速度は次式によって求められる。

$$S = A \times P_r \times \sqrt{\frac{RT_g}{2\pi M}} \times \left\{ C_g - C_s \frac{P_s}{P_g} \sqrt{\frac{T_g}{T_s}} \right\} \times 10^{-3} \quad (4)$$

ここで、

S ; 排気速度 (l/s)

P_r ; クライオパネルへの入射確率

A ; クライオポンプ開口面積 (cm^2)

R ; ガス定数 8.315×10^7 (erg/mol · K)

M ; 分子量 (g/mol)

T_g ; ガス温度 90 K

C_g ; 入射分子の凝縮係数 0.93

C_s ; クライオパネル付着分子の蒸発確率 1.0

P_s ; 凝縮ガスの飽和蒸気圧 10^{-9} Pa

T_s ; 凝縮ガスの温度 20 K

P_g ; 排気ガスの圧力 10^{-5} Pa

開口面からクライオパネルへの入射確率 P_r は図8に示す計算モデルを使用してモンテカルロ法によって計算した。図9にその結果を示す。またクライオパネルを冷却する He ガス冷凍機の冷凍能力は 20 K において 55 W 程度であるため、シュラウド内部で供試体の常温室からの熱放射を直接受けることはできない。このため、クライオポンプの設計においては、クライオポンプ開口面からのクライオパネルの可視範囲を考慮する必要がある。その範囲を図10に示す。以上の検討からクライオパネルの位置を決定した結果、クライオパネルへの入射確率は 0.32 で、開口巾 150 mm、有効高さ 1200 mm のクライオポンプユニット

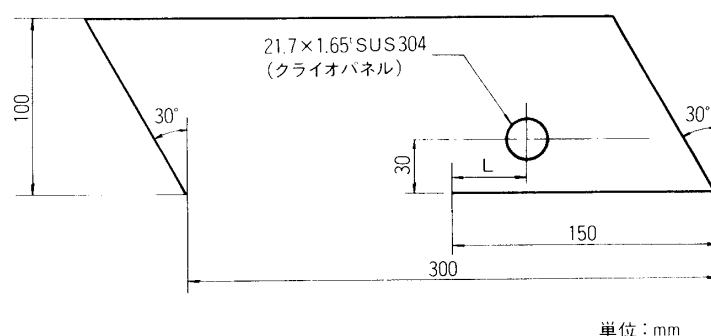


図8 クライオポンプ計算モデル

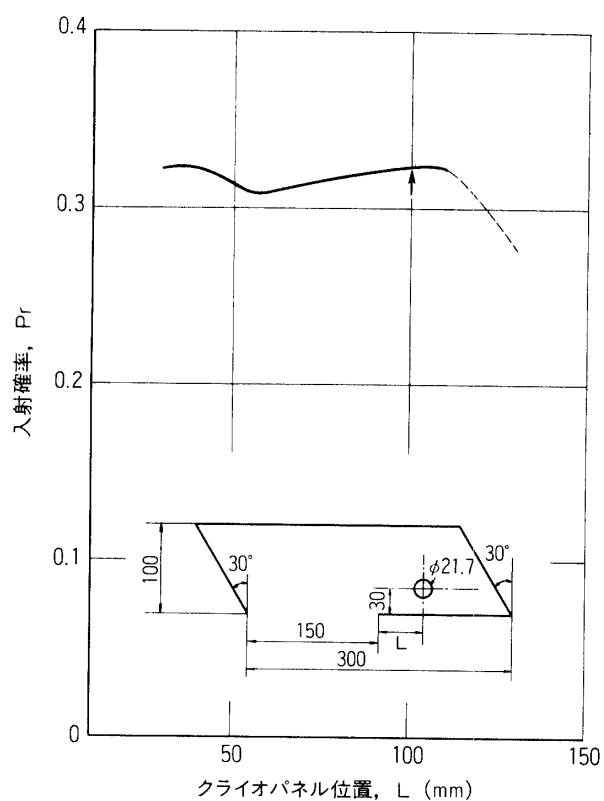


図 9 クライオパネル位置と入射確率

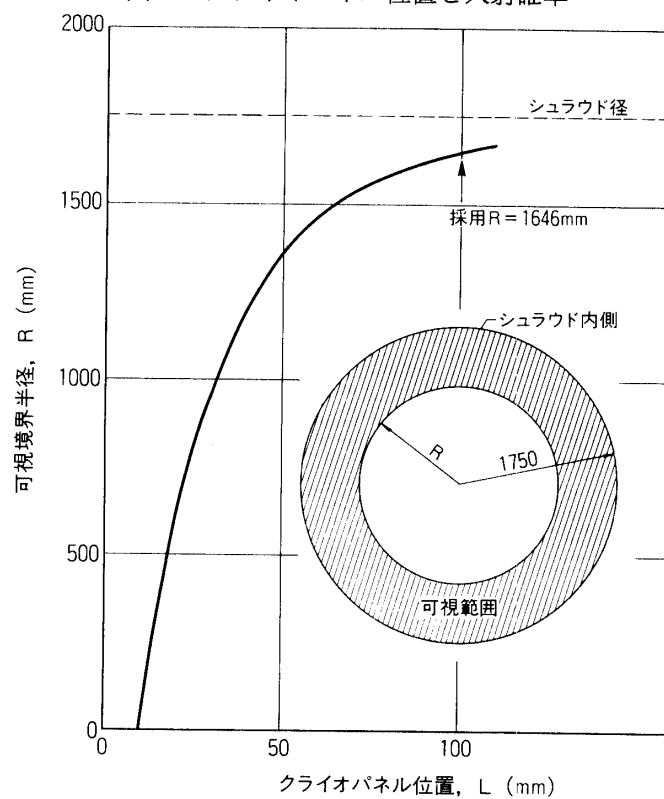


図 10 クライオパネルの可視範囲

を30ユニット必要とすることがわかった。そこで余裕をみて34ユニットを組込むこととした。

上述した高真空排気系ポンプ類に加え、真空容器内部に設置したコンタミネーションパネルとシュラウドも液体窒素で冷却されて水に対するクライオポンプとして機能する。その排気速度はクライオポンプと同様に式(4)により求められ、それぞれ次に示す排気速度を持っている。

コンタミネーションパネル $1.7 \times 10^5 \text{ l/s}$

シュラウド $2.1 \times 10^7 \text{ l/s}$

以上のポンプを使用して排気を行なった場合の予想排気曲線を図11に示す。

3.3 極低温系

極低温系はシュラウドを100 K以下に冷却する液体窒素設備、クライオパネルを20 K以下に冷却してクライオポンプとして作動させるヘリウムガス冷凍設備およびシュラウドを常温まで加温するためのガス窒素設備から成る。

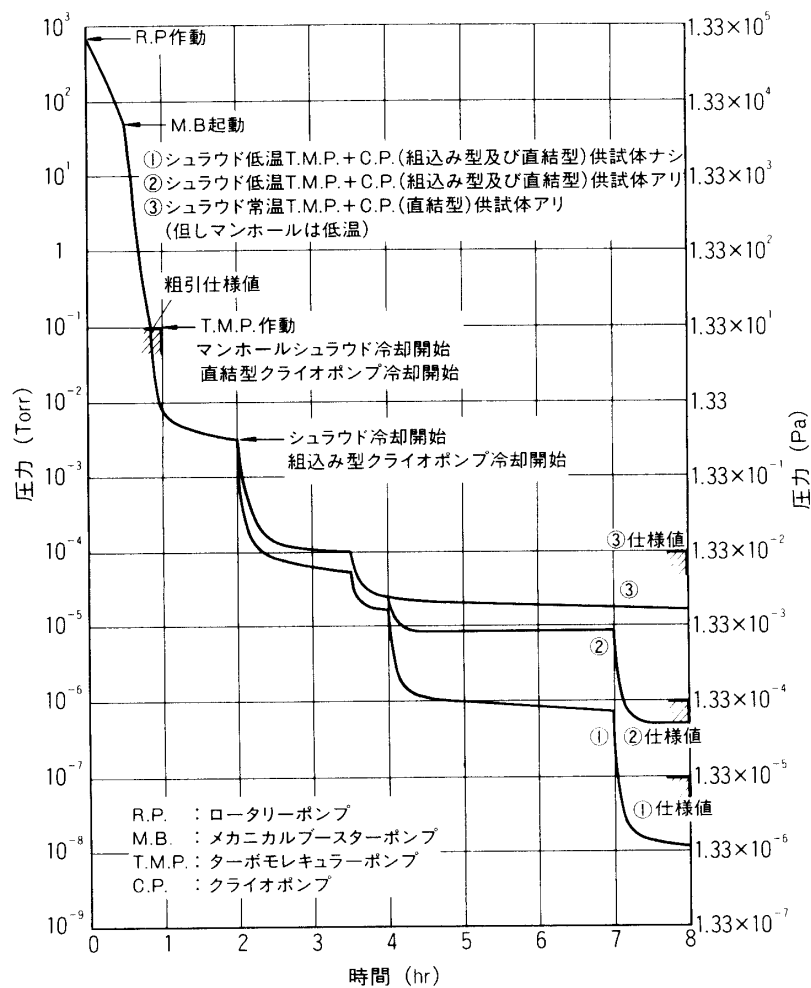


図 11 予想排気曲線

(1) 液体窒素設備

液体窒素設備は、2 台の 5,000 l/hr の液体窒素ポンプと貯槽量 15,000 l の液体窒素貯槽、液体窒素貯槽上部に設置された気液分離器から構成されている。液体窒素設備に対する基本仕様は次のように規定した。

- 1) シュラウドの冷却はポンプで圧送された液体窒素の单相流で行なうこと。
- 2) シュラウドの初期冷却は 2 時間以内で完了すること。
- 3) 移設チェンバー（現有チェンバー）にも液体窒素を供給出来ること。
- 4) シュラウドの低温定常時の温度を 100 K 以下とし、300 K の黒体放射に対する半球全放射率を 0.8 以上とすること。

本装置のシュラウドは大型であることから、フィン付アルミニウム合金管を一对のマニホールド管に集合させた構造を採用した。このため二相流の液体窒素を前提とし、その蒸発潜熱を利用してシュラウドの冷却を図ることは出来ない。その理由は熱負荷変動等の外乱によって一本のフィン付管のガスの割合が増加するとその管の流動抵抗が増大して、流量低下を招き、その結果ガス割合が増加し流動抵抗が増加し、さらに流量を低下させるという悪循環を起す可能性があるからである。従って、本装置においては、大気圧で貯液された液体窒素を 6 気圧に加圧することによって過冷却の液体窒素とし、液体窒素の顕熱を利用してシュラウドを冷却する方法を採用した。

シュラウドを冷却する液体窒素の温度圧力条件を図 12 に示す。シュラウド出口温度は、シュラウド温度 100 K 以下を保証するため、シュラウドの温度分布を考慮して 90 K とした。また、シュラウドの出口圧力は 90 K においても液体窒素が気化して二相流とはならないようにするため、90 K における液体窒素の平衡蒸気圧 3.6 気圧に余裕を持たせて 4 気圧とした。液体窒素ポンプの吐出圧力は圧力損失とシュラウド最上部までの位置損失を考慮

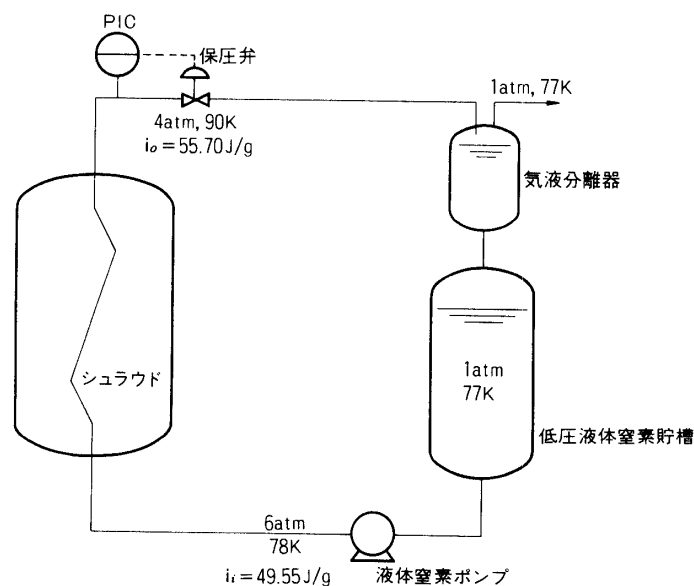


図 12 液体窒素設備温度圧力条件

表 3 ヒートロス集計結果

構成要素	ヒートロス (Kcal/hr)
シュラウド	3230
供試体	13500
配管 (保圧弁手前まで)	3220
配管 (保圧弁以後)	800
気液分離器	195
合計 (保圧弁手前まで)	19950
合計 (全体)	20950

して 6 気圧とした。また低圧液体窒素貯槽に 1 気圧の飽和液で貯液されている液体窒素を 6 気圧まで断熱効率 90 % で圧縮すると仮定すればポンプの出口温度は 77.5 K と計算されるが、これに液体窒素ポンプ外槽のヒートロスを考慮して 78 K とした。

図 12 に示した液体窒素循環系の液体窒素の必要循環量は次式により計算される。

$$L = \frac{Q}{i_o - i_i} \quad (5)$$

ここで

L ; 液体窒素の必要循環量 (kg/s)

i_i ; 液体窒素ポンプ出口エンタルピー (J/g)

i_o ; シュラウド出口エンタルピー (J/g)

Q ; ヒートロス (KW)

系内に侵入するヒートロスの項目と侵入熱量を表 3 に示す。ここで供試体の発熱量は最大負荷として寸法 1400^φ×2700^H の供試体が温度 100℃ の完全黒体で、これが放射率 0.8 で表面積 80 m² のシュラウド内に收容されているとして求めた。

液体窒素の必要循環量は表 3 の保圧弁手前までのヒートロスの合計を (5) 式に代入して得られ、3,390 kg/hr (4,200 l/hr) となる。

しかし、ここで得た液体窒素の必要循環量は、一対のマニホールド管に接合された多数のフィン管に流れる液体窒素の流量が均一となる場合であって、フィン管の流動抵抗が均一でない場合には抵抗の大きなフィン管に流れる液体窒素の量が不足することになる。流量の不足したフィン管内での液体窒素の蒸発により発生する二相流がさらに流動抵抗を増加させるといった悪循環を防ぐため、流動抵抗の最も大きいフィン管にヒートロスを吸収するのに十分な量の液体窒素を供給してやる必要がある。このため、上記の液体窒素循環量にシュラウド内の流動抵抗が不均一であることから要求される液体窒素量を加えて、必要な循環量を決定する必要がある。そこで図 13(左)に示す管路網となっているシュラウドを同図(右)に示すようなモデルによって計算する。図 13 で、隣接するフィン管の圧力差が点 A と B で等しくなるように、液体窒素が各フィン管を流れると仮定して計算を行った。

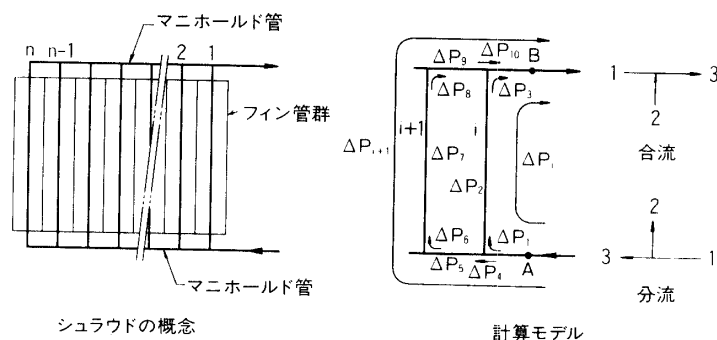


図 13 シュラウド流量分配計算モデル

すなわち

$$\Delta P(i) = \Delta P(i+1) \quad (6)$$

$$\Delta P(i) = \sum_{j=1}^3 \Delta P_j \quad (7)$$

$$\Delta P(i+1) = \sum_{j=4}^{10} \Delta P_j \quad (8)$$

図 13 に示すように、圧力損失の要素は直管の摩擦損失と合流、分流による損失から成り、それぞれ以下に示す式で計算される。

直管部圧力損失

$$\Delta P = \frac{2fLu^2\rho}{1.08 \times 10^6 D} \quad (9)$$

$$f = 0.0014 + 0.125Re^{-0.32}$$

$$Re = \frac{Du\rho}{\mu} \quad (10)$$

ここで

 ΔP ; 圧力損失 (atm) L ; 配管長さ (cm) D ; 配管径 (cm) u ; 流速 (cm/s) ρ ; 密度 (g/cm³) μ ; 粘度 (g/cm·s)

分流合流部の圧力損失

$$\Delta P = \frac{\zeta \rho u^2}{2 \times 1.013 \times 10^6} \quad (11)$$

抵抗係数 ζ は次に示す 4 つの式により計算される。

分流時の抵抗係数 ζ_{dij}

$$\zeta_{d13} = -\left(0.29 + 0.9 \frac{r}{D_1}\right) \left(\frac{1}{m}\right) \left(\frac{Q_2}{Q_1}\right) + \left(0.67 + \frac{r}{D_1}\right) \left(0.54 + \frac{0.46}{m}\right) \left(\frac{Q_2}{Q_1}\right)^2 \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \zeta_{d12} = & 1 - \left(0.34 + \frac{2}{D_2} \frac{r}{m} + \frac{0.5}{m}\right) \left(\frac{Q_2}{Q_1}\right) + \left[\left(0.5 - 2.4 \frac{r}{D_2}\right) m^2 + \left(0.62 \right. \right. \\ & \left. \left. + 2.4 \frac{r}{D_2}\right) \left(\frac{1}{m^2}\right)\right] \left(\frac{Q_2}{Q_1}\right)^2 \end{aligned} \quad (13)$$

合流時の抵抗係数 ζ_{cij}

$$\zeta_{c13} = \left(1.55 - 3.5 \frac{r}{D_3}\right) (0.96 + 0.04 m) \left(\frac{Q_2}{Q_3}\right) - \left[0.45 + \left(0.6 - 1.7 \frac{r}{D_3}\right) \frac{1}{m}\right] \left(\frac{Q_2}{Q_3}\right)^2 \quad (14)$$

$$\zeta_{c23} = -1 + \left(3.81 - 3.3 \frac{r}{D_2}\right) \left(\frac{Q_2}{Q_3}\right) + \left[m^2 - \left(0.75 - 1.3 \frac{r}{D_2}\right) m - 2\right] \left(\frac{Q_2}{Q_3}\right)^2 \quad (15)$$

ここで

Q ; 流量 (cm^3/s)

m ; 支管とマニホールドの面積比

r ; 分流, 合流部の曲率半径 (cm)

本計算では 0 とした。

(8)式に(9)式から(15)式迄を代入して連立方程式を立て、Newton-Raphson 法により計算して各フィン管に流れる流量を求めた。計算の結果からマニホールド管の決定を行なった。また、上部円板と底部円板シュラウドについては、フィン管の長さが一定でないため、マニホールド管とフィン管を接続する金物の内径を変化させて流動抵抗を一定とすることによって各フィン管の流量を均一化させる方式を採用した。以上の検討の結果(5)式によって得た必要循環量に、全体で 514 kg/hr の液体窒素を追加供給する必要があることがわかった。従って、シュラウド全体には 3,904 kg/hr (4,830 l/hr) の液体窒素を供給する必要がある。そこで、液体窒素ポンプの容量は 5,000 l/hr と決定した。

(2) ガス窒素設備

ガス窒素設備は貯液量 8,000 l の中圧液体窒素貯槽、容量 500 Nm^3/hr の送ガス蒸発器、内容積 1 m^3 の GN_2 バッファタンク、容量 20 KW の GN_2 ヒータから構成されている。ガス窒素設備に対する仕様は次のように規定した。

- 1) シュラウドの加温は液体窒素の蒸発ガスを 100°C に昇温した窒素ガスで、真空容器内部ヒータと同時に使用して 4 時間以内に行なえること。
- 2) 窒素ガスは真空容器の大気圧戻し時に使用できること。
- 3) 窒素ガスはターボ分子ポンプのリークガスにも使用できること。
- 4) 窒素ガスは空気圧源設備故障時のバックアップガスとして使用できること。

- 5) 窒素ガスは移設チェンバー（現有チェンバー）とチェンバー室内に設置されている恒温槽にも供給できること。

シュラウド加温は底部円板シュラウドと下部内筒シュラウドに設置した高真空用に開発されたシーズヒータとシュラウド内部に流す 100°C の窒素ガスによって行なうため、加温のための計算は複雑となる。計算は以下の仮定によって行なった。

- 1) 外部配管のヒートロスを見捨てる。
- 2) 真空容器内部の熱移動を放射伝熱のみとする。
- 3) ヒータを設置したシュラウドの温度が 50°C となった時にヒータの ON-OFF 制御を行なう。

以上の仮定で計算を行なうためのモデルを図 14 に示す。各シュラウドへの GN₂ の流量はヒータの設置されている底部円板と下部円筒シュラウドに 70 kg/hr, 他のシュラウドに 430 kg/hr 供給するものとした。各々のシュラウドへの供給量は各シュラウドの重量で全流量を割りふった。加熱窒素ガスによる加温は以下の計算式によって行なった。

$$T_{Gi+1} = T_{Gi} - \eta(T_{Gi} - T_{wi}) \quad (16)$$

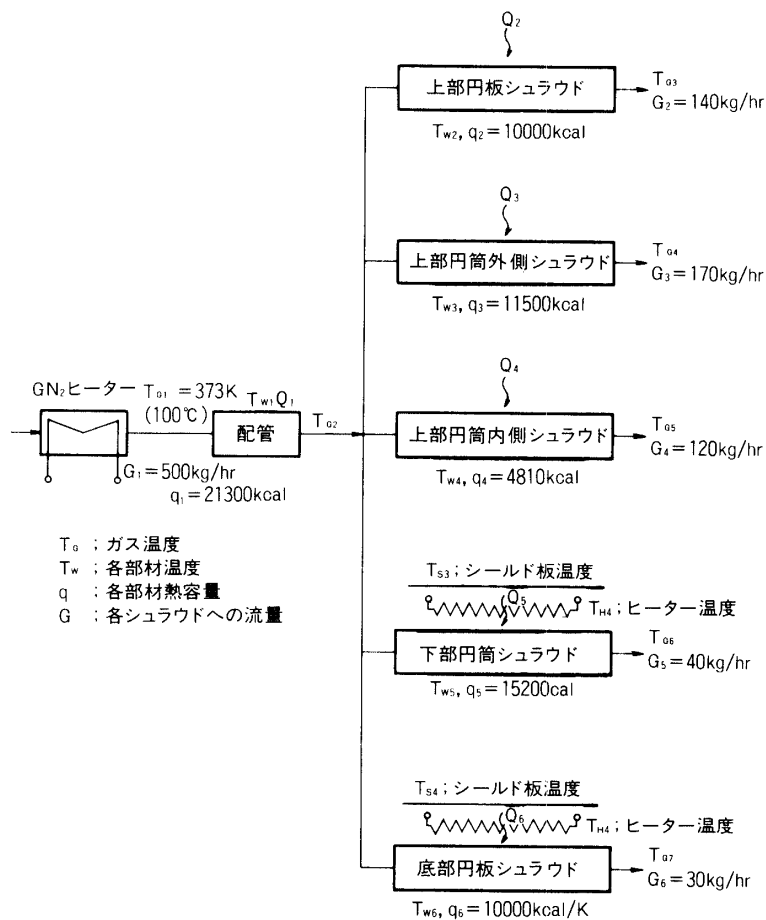


図 14 シュラウド昇温特性計算モデル

$$T_{wi2} = K_i \left(T_{wi1} - T_{Gi} - \frac{Q_i}{L_i} \right) + T_{Gi} + \frac{Q_i}{L_i} \quad (17)$$

$$K_i = \text{EXP} \left(-\frac{\Delta\theta \cdot \eta}{\tau_i} \right)$$

$$L_i = \eta G_i C_G$$

$$\tau = \frac{M_{wi} C_{wi}}{G_i C_G}$$

ここで

T_{Gi} ; 各部ガス温度 (K)

T_{wi} ; 各部材温度 (K)

η ; 温度交換効率 0.8

Q_i ; 各部への熱負荷 (Kcal/hr)

$\Delta\theta$; 計算の時間きざみ (hr)

M_{wi} ; 各部材の重量 (Kg)

C_{wi} ; 各部材の比熱 (Kcal/kg \cdot °C)

G_i ; 各部の GN₂ 流量

C_G ; 窒素ガスの比熱

各部への熱負荷 (Q_i) については真空容器内部について以下の項目を検討した。

- 1) 真空容器よりシュラウドへの放射伝熱量
 - 2) シュラウド取付ヒータの発熱量
 - 3) シュラウド相互の放射伝熱量
- 1) 項の真空容器よりシュラウドへの放射伝熱量は以下の計算式によった。

$$Q = 4.88 \times 10^{-8} \cdot \phi \cdot A_i \cdot (T_c^4 - T_{wi}^4)$$

ここで

Q ; 熱移動量 (Kcal/hr)

ϕ ; 放射係数

A_i ; シュラウド表面積 (m²)

T_c ; 真空容器の温度 (K)

このヒートロスシュラウド取付ヒータの設置されていない上部円板シュラウドと上部円筒外側シュラウドに適用した。

2) 項のシュラウド取付ヒータの発熱量は下部円筒と底部円板シュラウドに適用し、以下の計算によってヒータ発熱量の内シュラウドに入る熱量を求めた。

$$Q = Q_{HWi} + Q_{SWi}$$

$$Q_{HWi} = \delta \cdot \phi_{HWi} \cdot A_{Hi} (T_{Hi}^4 - T_{wi}^4)$$

$$Q_{SWi} = \delta \cdot \phi_{SWi} \cdot A_{Hi} \cdot (T_{Si}^4 - T_{Wi}^4)$$

$$Q_{HSi} = \delta \cdot \phi_{HSi} \cdot A_{Si} \cdot (T_{Hi}^4 - T_{Si}^4)$$

$$T_{Si} = \left[\frac{Q_{HSi} + \delta A_{Si} (\phi_{SWi} \cdot T_{Wi}^4 - \phi_{SCi} T_c^4)}{\delta A_{Hi} (\phi_{SWi} + \phi_{SCi})} \right]^{1/4}$$

$$T_{Hi} = \left[\frac{Q_{Hi} + \delta A_{Hi} (\phi_{HWi} \cdot T_{Wi}^4 + \phi_{HSi} T_{Si}^4)}{\delta A_{Hi} (\phi_{HWi} + \phi_{HSi})} \right]^{1/4}$$

ここで

Q ; シュラウドへの放射伝熱量の合計 (Kcal/hr)

Q_{HWi} ; ヒータよりシュラウドへの放射伝熱量 (Kcal/hr)

Q_{HSi} ; ヒータよりシールド板への放射伝熱量 (Kcal/hr)

Q_{Hi} ; 内部ヒータ出力 (Kcal/hr)

A_{Hi} ; ヒータ表面積 (m²)

A_{Si} ; シールド板表面積 (m²)

T_{Hi} ; ヒータ温度 (K)

T_{Si} ; シールド板温度 (K)

T_c ; 真空容器温度 300 (K)

δ ; ステファンボルツマン定数 4.88×10^{-8} (Kcal/m²・hr・deg⁴)

ϕ_{HWi} ; ヒータとシュラウドの形態係数

ϕ_{HSi} ; ヒータとシールドの形態係数

ϕ_{SWi} ; シールド板とシュラウドの形態係数

ϕ_{SCi} ; シールド板と真空容器の形態係数

3) 項のシュラウド相互間の熱移動量は図 15 に示す計算モデルによって行なった。すなわち

$$Q_i/A_i = G_i - \sum_j G_j F_{ij}$$

$$G_i = \varepsilon_i \delta T_i^4 - (1 - \varepsilon_i) \sum_j G_j F_{ij}$$

$$\sum_j F_{ij} = 1.0$$

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji}$$

$$F_{11} = F_{44} = 0$$

$$F_{15} = F_{13} + F_{14}$$

$$F_{45} = F_{41} + F_{42}$$

$$F_{35} = F_{31} + F_{32}$$

$$F_{21} = F_{25}$$

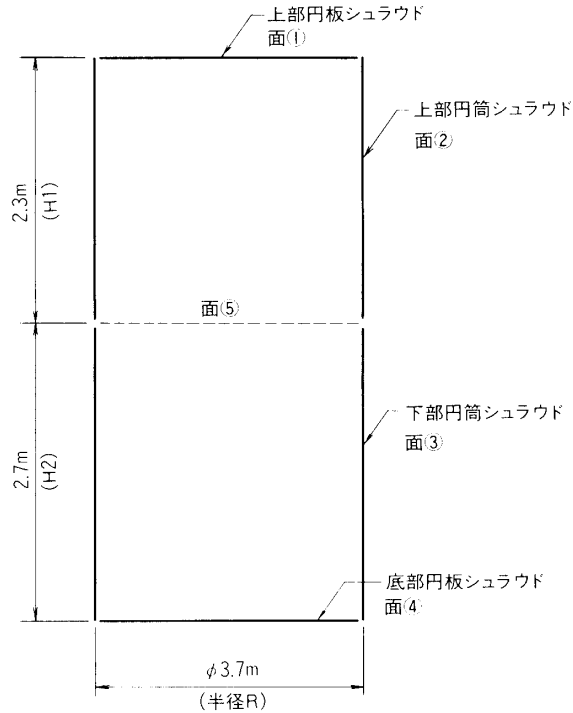


図 15 シュラウド相互間熱移動計算モデル

$$F_{34} = F_{35}$$

$$F_{14} = \frac{1}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{H_1 + H_2}{R} \right)^2 + \sqrt{\left[2 + \left(\frac{H_1 + H_2}{R} \right)^2 \right]^2 - 4} \right\}$$

$$F_{15} = \frac{1}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{H_1}{R} \right)^2 + \sqrt{\left[2 + \left(\frac{H_1}{R} \right)^2 \right]^2 - 4} \right\}$$

$$F_{45} = \frac{1}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{H_2}{R} \right)^2 + \sqrt{\left[2 + \left(\frac{H_2}{R} \right)^2 \right]^2 - 4} \right\}$$

ここで

Q_i ; 各部放熱量 (Kcal/hr)

A_i ; 各部表面積 (m^2)

G_i ; 各部よりの熱フラックス (Kcal/ $m^2 \cdot hr$)

ϵ_i ; シュラウド放射率 0.9

T_i ; 各部温度

F_{ij} ; 角関係

上部円筒シュラウド (面②) は内側と外側のシュラウドより構成されているので、それぞれのシュラウドへは図 15 の面②への熱移動量の 1/2 ずつが入射するものとして計算した。計算は 2) 項のシュラウド取付ヒータの発熱量と 3) 項のシュラウド相互間の熱移動量を

(17)式の Q_i に代入し、時間きざみ ($\Delta\theta$) を 0.1 時間として行なった。図 16 に、GN₂ ヒータ出口温度を 100°C とし、シュラウド昇温ヒータをシュラウドの温度が 47°C (320 K) になった時に ON-OFF 動作を行なわせるとして計算した結果を示す。図 16 からシュラウドの加温は 2.8 時間で完了するものと予想される。

3.4 計測制御系

計測制御系は本装置全体の運転制御盤、計測信号の中継をする中継端子盤、太陽からの熱入力を供試体に供給する熱入力制御装置及び真空容器内のガスを分析する残留ガス分析装置から成る。

(1) 運転制御盤

運転制御盤は本装置を集中して監視、制御する機能を有し、チェンバー制御室に設置されている。セミグラフィック型コンソール式で、本装置各部の温度、圧力、液面や運転状態を表示すると共に、ここからほとんどの運転操作を遠隔で行なうことが出来る。

本装置の主要な運転操作である排気操作と液体窒素ポンプの起動操作については自動的に行なえるように設計されている。真空排気操作については粗引排気、ターボ分子ポンプ

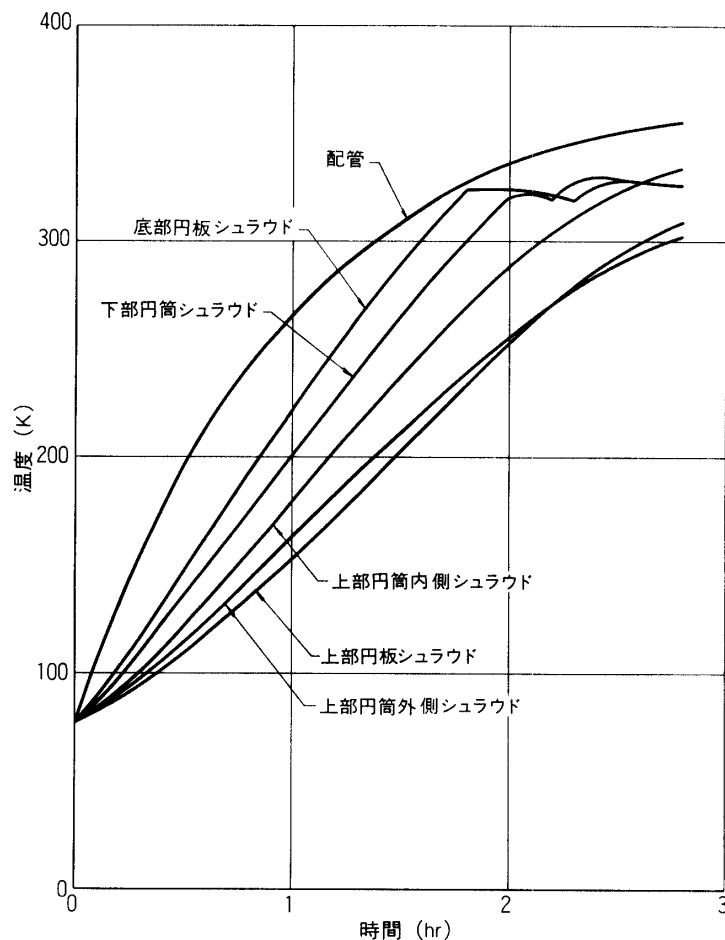


図 16 シュラウド加温曲線 (計算値)

の起動操作等が真空容器の圧力によって全て自動的に進行する。また、液体窒素ポンプの起動についてもポンプの予冷、ポンプの起動、ポンプ吐出圧力の維持が自動的に行なわれる。運転制御盤の外観を図 17 に示す。

(2) 中継端子盤

中継端子盤は真空容器内部の供試体からの各種信号と外部の熱入力制御装置や衛星チェックアウト装置を結ぶ接続盤で、2 階ステージに設置されており、ここから図 18 に示すフレキシブルケーブルを通り真空容器下部蓋に取り付けられたハーメチックシール付フランジを経由して容器内部に接続されている。

取り合い可能な信号の種類を以下に示す。

銅・コンスタンタン熱電対信号	300 対
10 A 電流信号	120 対
低周波信号	300 対
高周波信号	8 対
高電圧信号	3 対

なお、熱電対信号については、測定系にハンダ付等による異種金属の介在が原因となる測定誤差が生じない様、圧着による結線方式と銅コンスタンタン製のピンを有するハーメチックシールを使用している。また電磁干渉を防止するため、20 対を 1 式としてシールドを行なっている。温度測定系の零点補償は、中継端子盤内に 20 対を 1 ユニットとする熱電対用端子台を設け、各端子台ごとに 1 対の端子台そのものの温度計測をする零温度基準点付

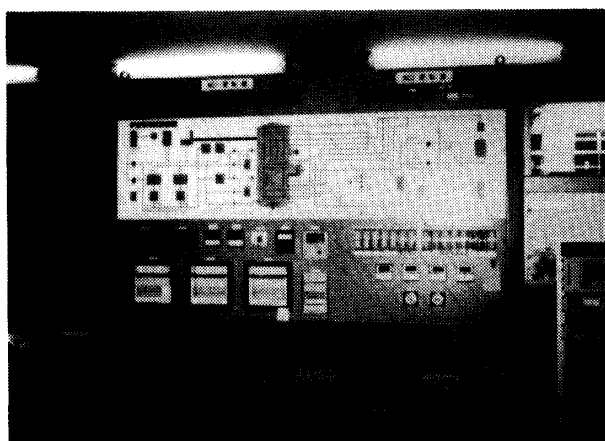


図 17 運転制御盤外観

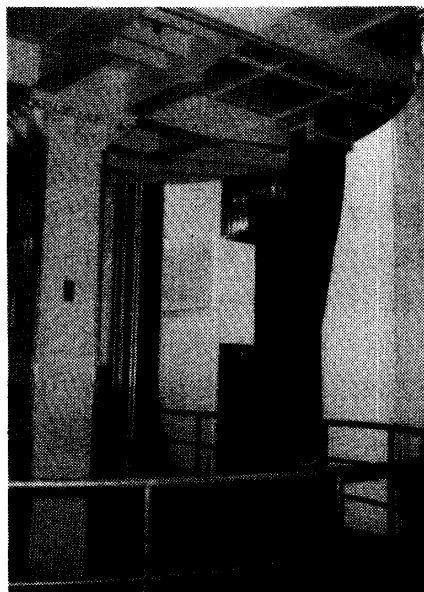


図 18 フレキシブルケーブル外観

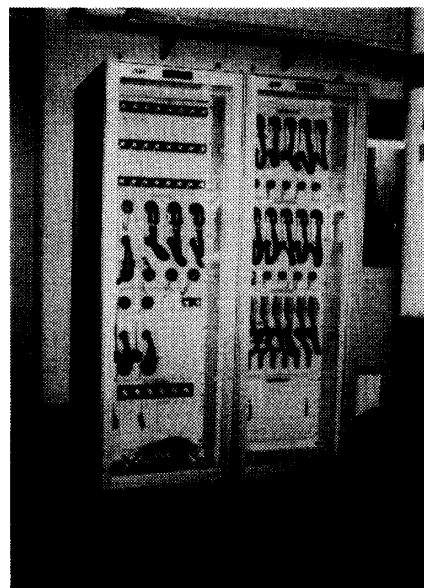


図 19 中継端子盤外観

の熱電対を用意して、同一端子台内の全熱電対測定データを補正する方法を採っている。

また、移設した現有チェンバーに対しても中継端子盤内のコネクタの切換によって同じ熱入力制御装置が使用出来るように設計されている。図19に本中継端子盤の外観を示す。

(3) 熱入力制御装置

本装置は基本構想で述べたパネルヒーター方式を実現するためのコンピューター制御によるヒーター用電力供給システムで、太陽からの熱入力に相当する直流電力をパネルヒーターに供給すると同時に、被試験体の温度データの収集も行なう。図20はその基本構成で、大型コンピューターの支援を受けたパーソナルコンピューター処理装置を中心に、インターフェース盤、スキャナ、電力供給架等から成る。

大型コンピューターで計算された所要ヒーター発熱量に相当する供給電力値はパーソナルコンピューターを経て、電力供給架に指令される。電力供給架からの供給電力は(2)で述べた中継端子盤、フレキシブルケーブルを通して衛星等の被試験体に取り付けてあるヒーターパネルに与えられる。この場合、ヒーターパネルまでのケーブルの抵抗がヒーターパネル上での真の発熱量に影響しないように自動的に供給電圧が調整される。供給可能なヒーターパネル数は最大58で、ヒーターパネルの大きさに応じて使い分けられるよう最大供給電力が50W, 90W, 100W, 250Wの各種容量の電源を有している。図21-1, 21-2に本システムを用いた場合の負荷抵抗値と供給電圧、電流、並びに電力等の関係を示す。図で太い実線で囲まれた領域が供給可能な出力範囲で、これを越す場合には警告メッセージが表示される。また、同図には電力供給架からヒーターパネルまでの全ライン抵抗を 1Ω とした場合の負荷端における最大供給可能電圧も示してある。

一方、熱電対による温度測定チャンネルは最大240点用意されているが、この内12点は温度補償チャンネルで、被試験体に使用出来るチャンネルは228点となっている。これらの温度計測ラインは異種金属導入による測定誤差を避けるため銅・コンスタンタンを使用したフ

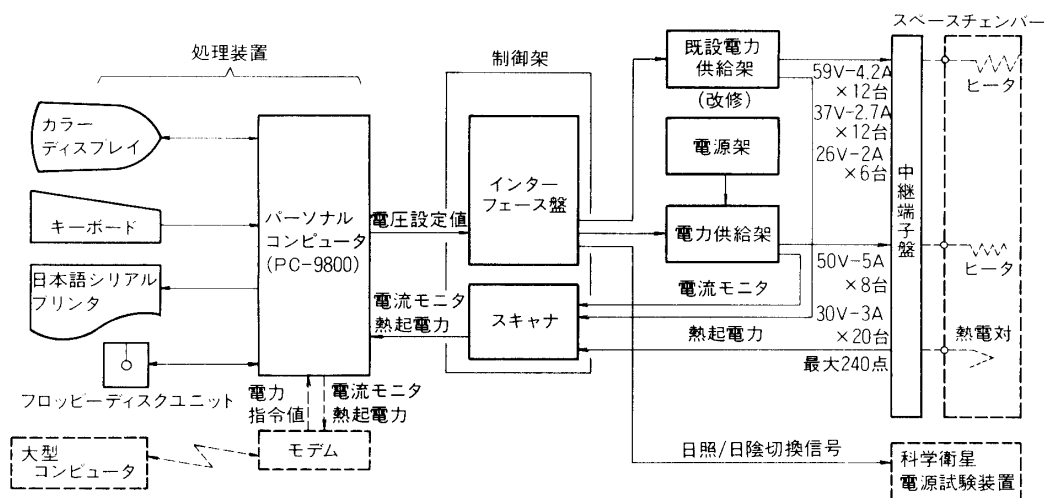


図20 熱入力制御装置の基本構成

レキシブルケーブル、貫通真空フランジを経て、真空容器内部の熱電対と接続される。

図 22 に熱入力制御装置の外観を示す。

(4) 残留ガス分析装置

残留ガス分析装置のブロック図を図 23 に示す。本装置は四重極型質量分析計により真空容器内の残留ガススペクトルの観察をオシロスコープによって行ない、同時に任意に選択した 4 つの質量数について連続記録することを目的としている。この分析計により、真空容器内での質量数 0 ～100 までの範囲の残留ガスをモニターできる。また質量分析計の出力から、特定の質量数について連続記録を得るためには、ディジタルピークプログラマーを使用している。この装置は 64 の質量数について分析情報を記憶でき、16 の質量数については連続的に出力可能である。また連続記録を得るための記録計には、チャンネル間の時間軸が揃う 4 ペン式の記録計を採用して分析データの解析が容易に行なえるよう配慮した。

図 24 に本分析装置の外観を示す。

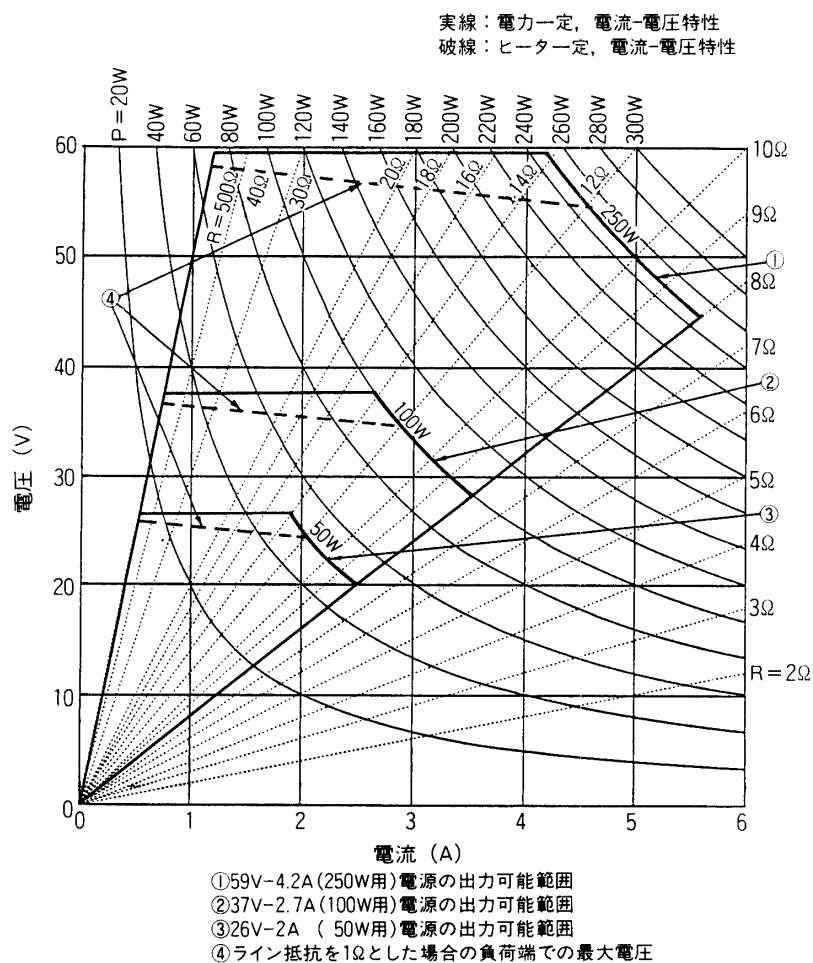


図 21-1 電力供給架の負荷抵抗と供給電力の関係

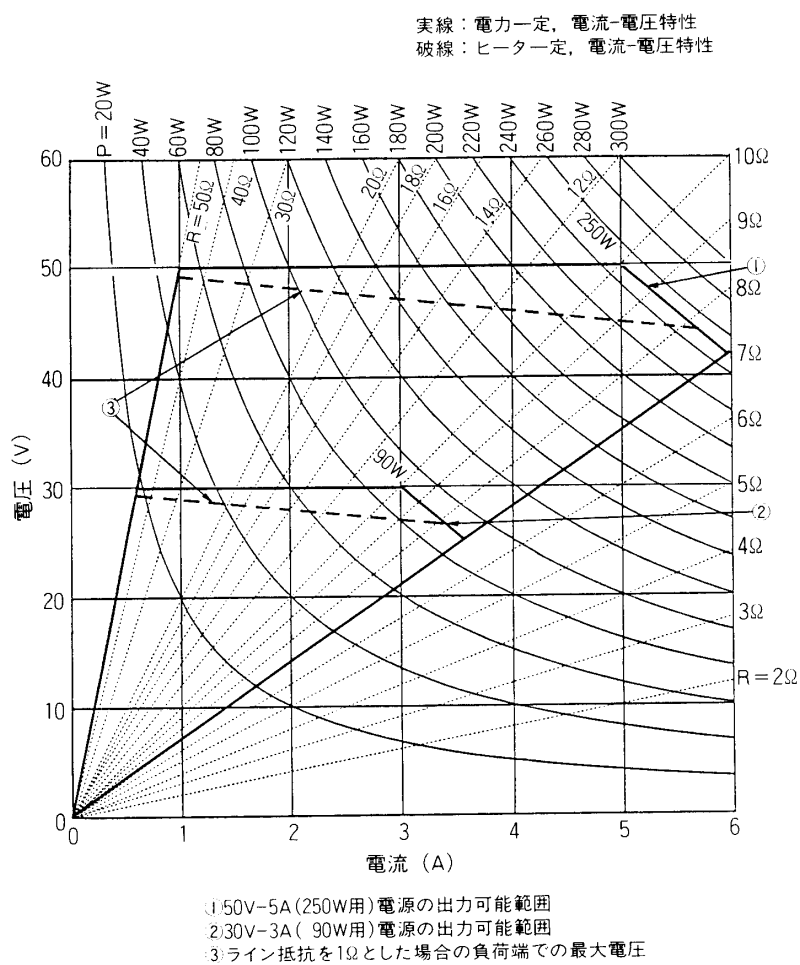


図 21-2 電力供給架の負荷抵抗と供給電力の関係



図 22 熱入力制御装置外観

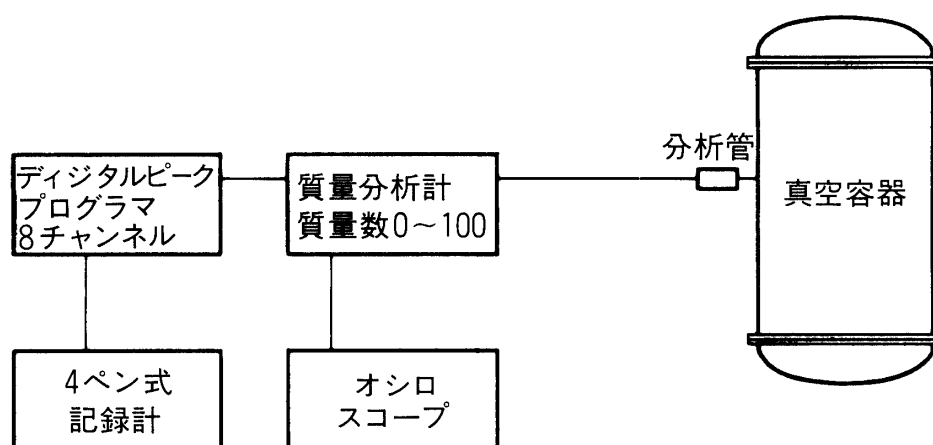


図 23 残留ガス分析装置ブロック図

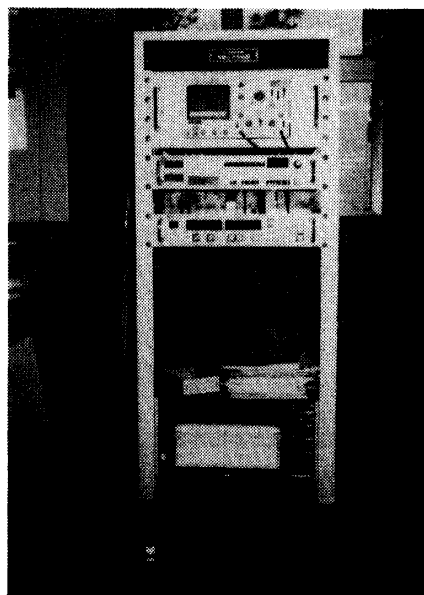


図 24 残留ガス分析装置外観

3.5 付帯設備

付帯設備は下部蓋駆動設備、供試体搬入設備、冷却水供給設備、空気圧源発生設備等から構成されている。

(1) 下部蓋駆動設備

下部蓋駆動設備は真空容器下部蓋を上下に移動させて、真空容器直胴部と接合又は分離するために使用される。本装置は油圧装置を使用した場合に考えられる油漏れ事故の心配の無い電動ネジ軸駆動方式を採用している。本設備の最大移動距離は真空容器直胴部の高さ5 mを考慮して4.8 mとした。本設備により最高0.5 m/minまでの無段階に調節可能な速度で、下部蓋上に設置した最大2 Tonまでの供試体を真空容器の内部に移動させることができる。本装置は安全について十分な考慮がなされており、真空容器と大気との差圧が10 mmAq以下であること、真空容器直胴部のマンホールが開いていないこと、下部蓋上の底部円板シュラウドへの液体窒素供給用トランスファチューブが装着されていないことの全ての条件が満たされていないと駆動出来ないようになっている。

図25に下部蓋駆動設備の概略図を示す。

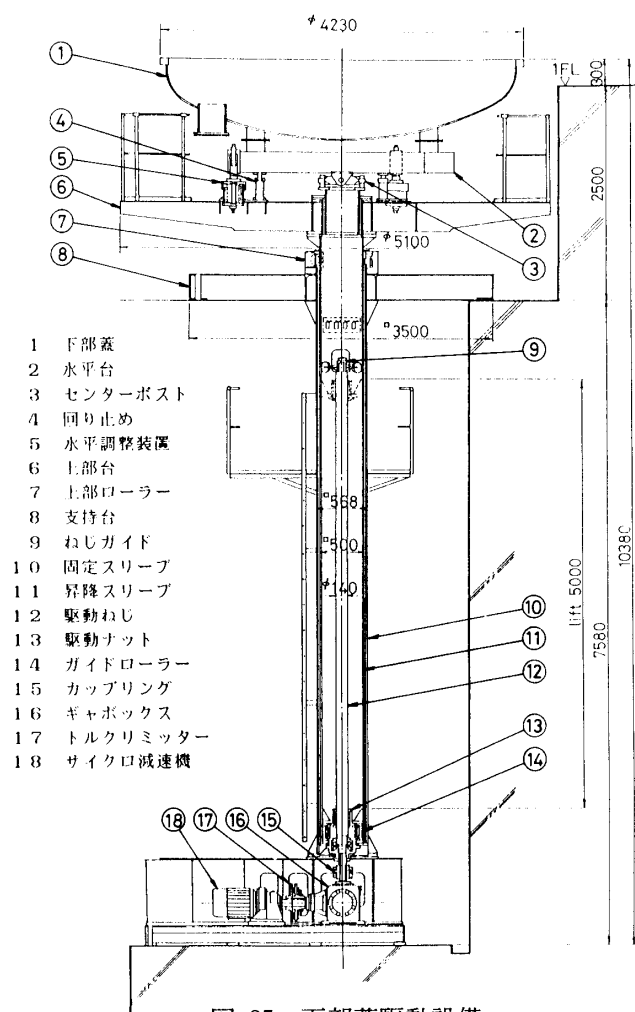


図25 下部蓋駆動設備

(2) 供試体搬入設備

本搬入設備は、同じ試験棟内の他のエリア（衛星組立室など）で最大 1 Ton までの供試体を搭載してフロア上をゴム車輪キャスターで移動し、チェンバー室内に搬入することができる。供試体を搭載したこの搬入設備は、チェンバー室では床面に設置してあるレール上を動くため、油圧装置を用いて鉄車輪を床面レール上に降下させる。次に、このレール上を下部蓋側へ移動させ、真空容器下部蓋と本設備の上部に設置した別の供試体用レールを連結した後、供試体を下部蓋上に移動する。なお、レール上を本設備が移動する場合には、最大 2 Ton までの負荷を搭載することが出来る。この方法では真空容器下部蓋上に供試体を移す前にかかなりの準備作業がすすめられるため、真空容器下部蓋上での作業量と真空容器の大気開放時間を最小限とすることができる。

(3) 冷却水供給設備

本スペースチェンバー装置を構成する機器には冷却水を必要とするものがある。本設備は、これらの機器に冷却水を供給するために設置されている。本設備はクーリングタワー 1 台、冷却水ポンプ 2 台、及び冷却水の水質を維持するための薬液注入設備から構成されている。クーリングタワーは 2 台の冷却水ポンプの冷却水に対して処理可能な容量となっており、冷却水ポンプの 1 台が予備機として待機している場合でも、また、負荷が大きくて 2 台を同時に使用している場合にも対応できるようになっている。

(4) 空気圧源発生設備

空気圧源発生設備は露点温度 -40°C に除湿された空気を作り、その最大発生能力は $100 \text{ Nm}^3/\text{hr}$ である。本設備により発生した除湿空気は自動弁作動用の空気圧源として使われるほか、真空容器の大気圧戻し用の空気としても利用される。更に移設チェンバーの自動弁作動用の空気圧源としても使用される。

(5) 受電盤及び現場操作盤

受電器は建家の分電盤より本装置の設備区分と電圧（100 V, 200 V）ごとに電力を取り込み、本装置を構成する各機器に電力を供給する。このため、1つの設備区分の電力系統に電気事故が発生しても他の系統に影響しない信頼性の高い電力系統となっており、三面の自立閉鎖盤より構成されている。

現場操作盤は本装置を構成する主要な設備に付帯している。冷却水や圧縮空気等のユーティリティを供給する設備に付帯している現場操作盤は、これらの設備の健全さが本装置の信頼性に重大な影響を及ぼすため、機器の状態を確認しながら起動するために設けられている。下部蓋駆動設備の現場操作盤は供試体の状態を監視し、操作の安全性を確認しながら運転することを目的として設けられている。他の設備に付帯する現場操作盤は、装置の定期的な作動確認と、メンテナンス終了時の確認運転を建家 2 階のチェンバー制御室に設置された運転制御盤によらず、各設備側で確認しながら操作できるように設置されている。

(6) 安全設備

本スペースチェンバーは下部蓋昇降方式を採用した事により、供試体の取り付け作業が広く、明るい場所で行なえるため本質的に安全性の高いものである。設計に当たっては高圧ガス取締り法その他の法令や規則で定められた安全基準を満足するだけでなく、これま

での経験を基にスペースチェンバー特有の安全上の問題にも十分留意した。一例として、チェンバーの大気圧戻しは原則として乾燥空気で行なうが、万一の場合を考慮して人間が2階ステージ上のマンホールから容器内に入る場合には、必ず酸素濃度計による濃度確認を行なっている。また、本装置の特徴である下部蓋昇降設備には3.5(1)で述べたように各種インターロックが施されている。更に、停電時に供試体の温度が極度に下がりこれを壊すのを防ぐために、中央電気施設には非常電源設備を用意している。

4. 性 能

本チェンバーの製作後の性能確認は試運転試験を通して行なわれた。ここではその結果と以後の運用試験結果について述べる。

4.1 試運転試験結果

試運転は本装置を構成する各系及び設備が所定の性能を有しており、且つシステム全体として設計通りの性能をもつことを確認するために行なった。ここでは、設備構成において述べた設計値と得られた結果との比較検討を行なう。

(1) 粗引排気時間

図6に示すように、実測値と計算値を比較するとかなりよく一致している。しかし、細かく見ると50 Pa以下の排気速度(図6の勾配)が計算値の方がやや小さくなっている。これは50 Pa以下の真空度では実効排気速度に配管のコンダクタンスが影響してくるため、よりよい精度で計算を行なうためには図5に示した圧力区分をより細かくする必要のあることを示している。

(2) 放出ガス量の推算

表2に示した放出ガス量の推計値を真空容器排気1時間後のビルドアップ法により求めた測定結果と比較する。測定結果は排気開始前の真空容器の放置状態によって変化するが、約5 Torr・l/sであった。これは表2のシュラウド常温における推算値7.43 Torr・l/sとよく一致しており計算値として適当な値であったと考えられる。

(3) 到達真空度

試運転時の真空排気曲線を図26に示す。図11に示した予想排気曲線から求めた8時間排気後の到達圧力は 1.2×10^{-8} Torrなのに対して、図26に示すように試運転排気時の8時間排気後の圧力は 1.4×10^{-8} Torrである。このことから到達圧力に関する推定はほぼ正確に行なえたと考えられる。このことは設計時に行なった放出ガスの組成に関する推算が正しかったことを示している。

(4) ポンプの実効排気速度

図27～図31に高真空排気系の排気速度をポンプの組合せを変えて測定した結果を示す。

これから、すべてのポンプ類の排気速度が計算によって求めた実効排気速度と同等以上の値を持っており、十分な機能を有していると考えられる。図32に高真空排気系の窒素ガス負荷に対する排気特性を示す。この図から、0.05 Torr・l/sのガス負荷に対して 4×10^{-7}

Torr を維持できると判断される。図 30～32 において、シュラウドが冷却されている時に、ヌードゲージとチューブゲージの測定値に差が生じている。この原因は液体窒素で冷却されたシュラウド内部の真空度を測定しているためで、チューブゲージについては、サーマル・トランスピレーションによる測定誤差が、ヌードゲージについては真空計の設計時に予定した入射ガス分子の温度 (300 K) と実際に入射するガス温度の差から測定誤差が生じ

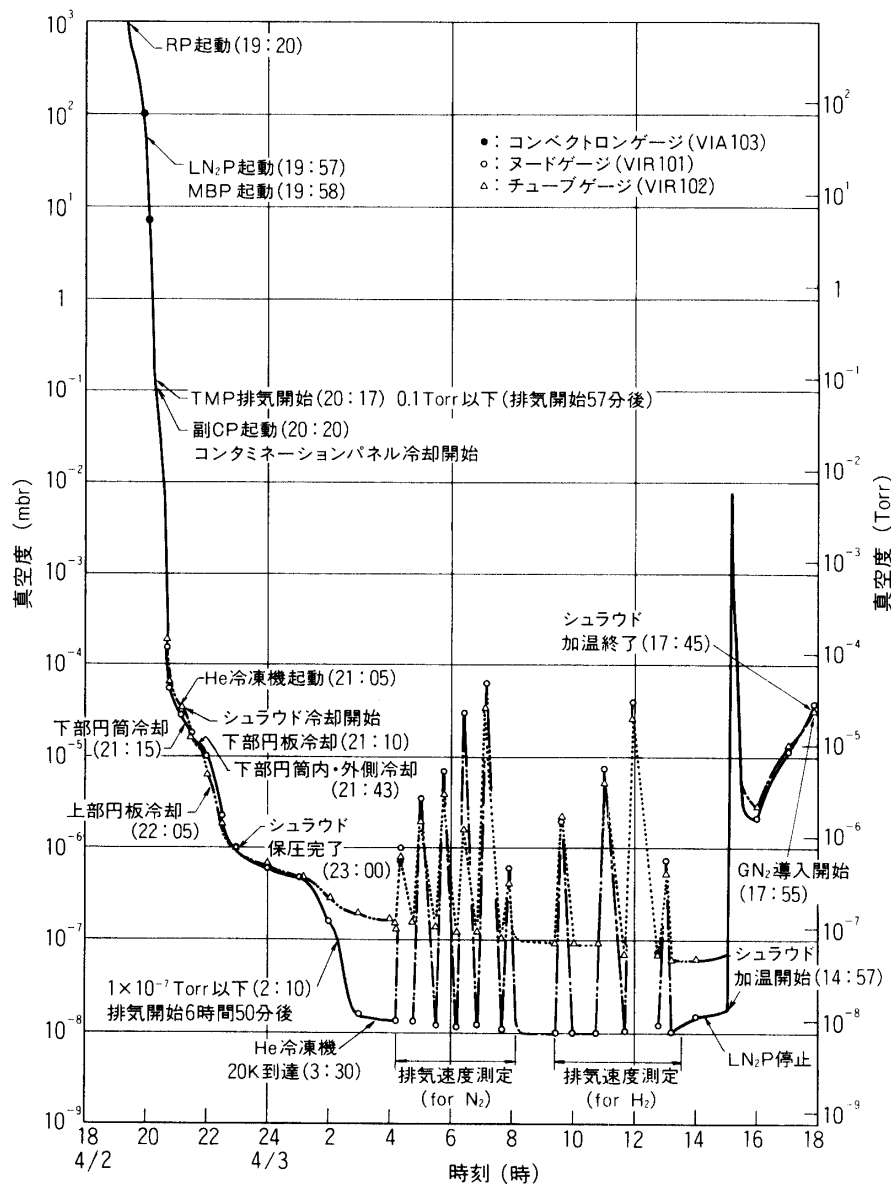


図 26 試運転時の真空排気曲線 (昭和 59 年 4 月 2 日～3 日)

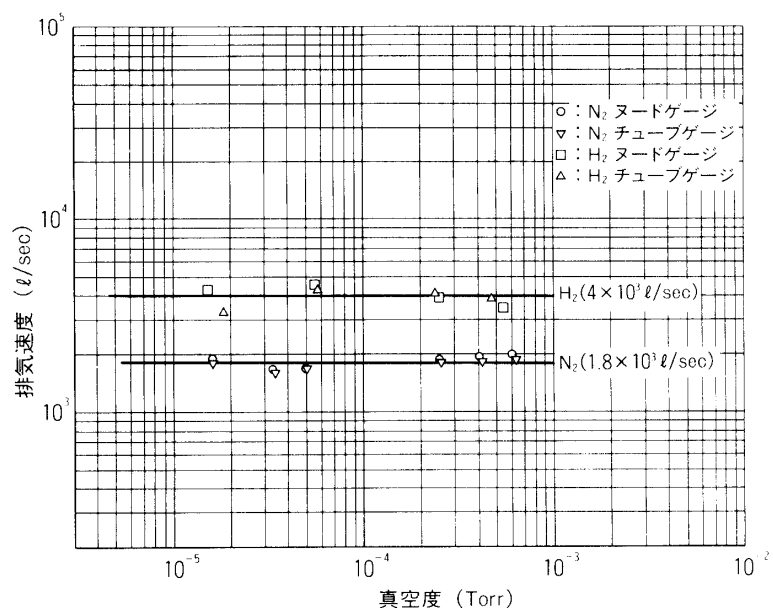


図 27 ターボ分子ポンプ排気速度 (シュラウド常温)

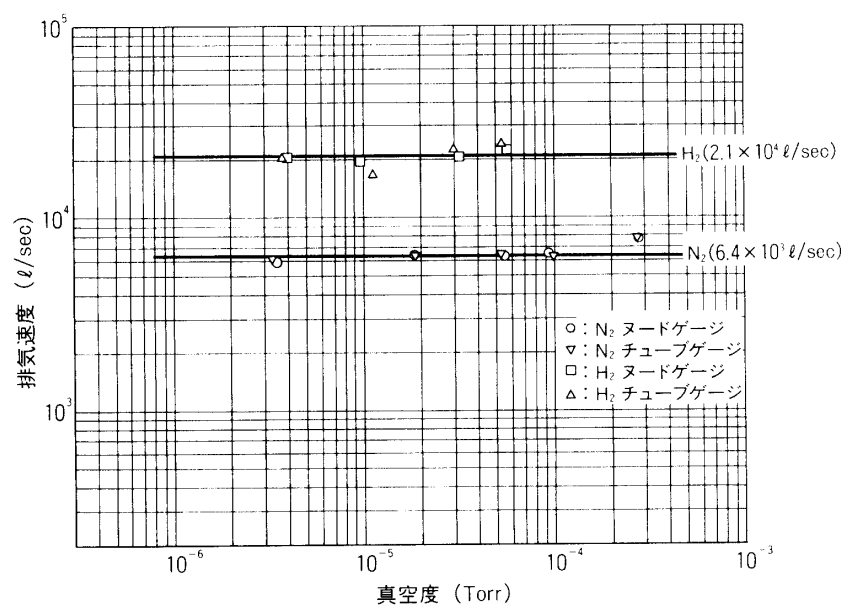


図 28 副クライオポンプ排気速度 (シュラウド常温)

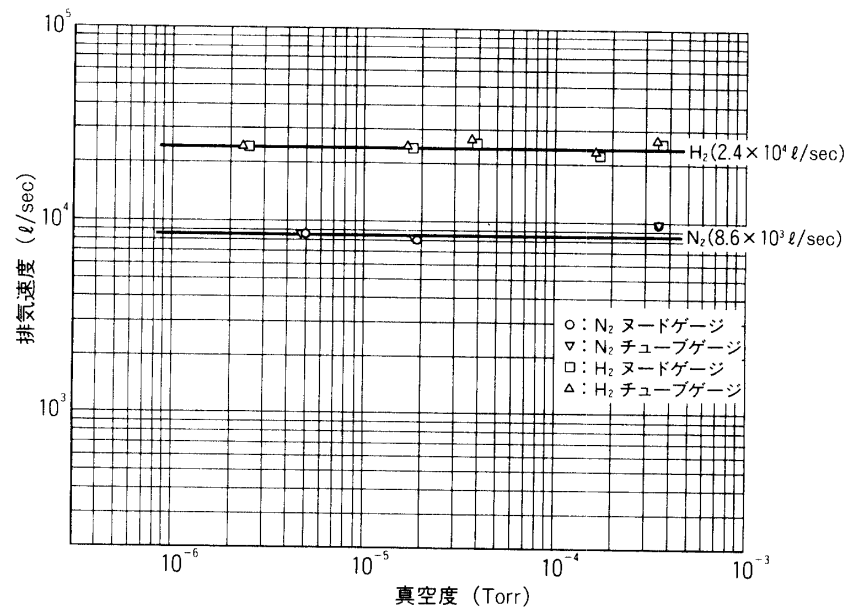


図 29 ターボ分子ポンプ，副クライオポンプの排気速度(シュラウド常温)

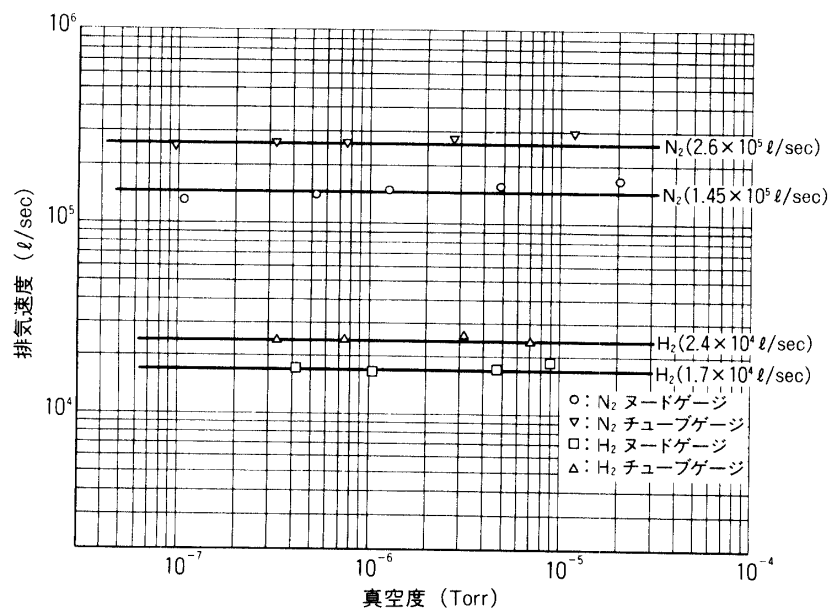


図 30 主，副クライオポンプ排気速度 (シュラウド低温)

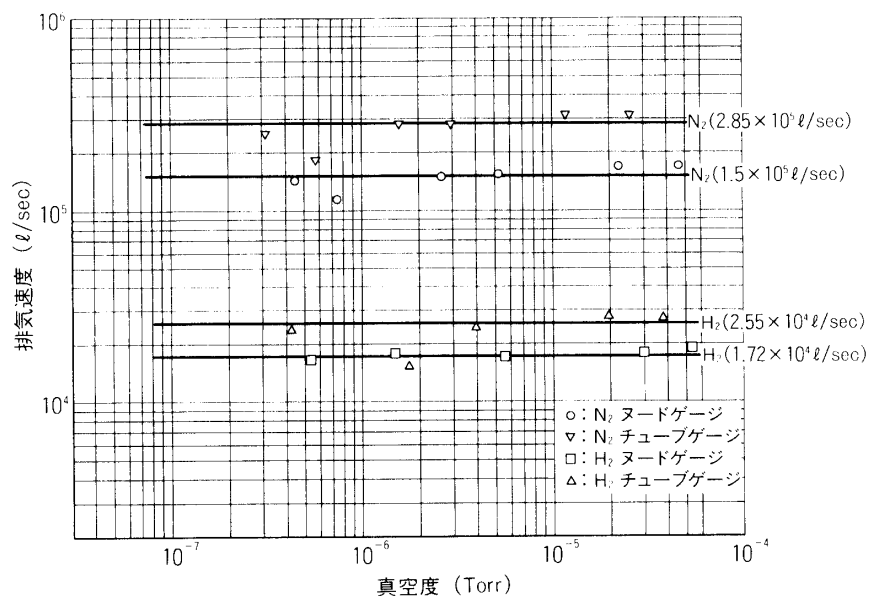


図 31 主, 副クライオポンプ, ターボ分子ポンプ排気速度(シュラウド低温)

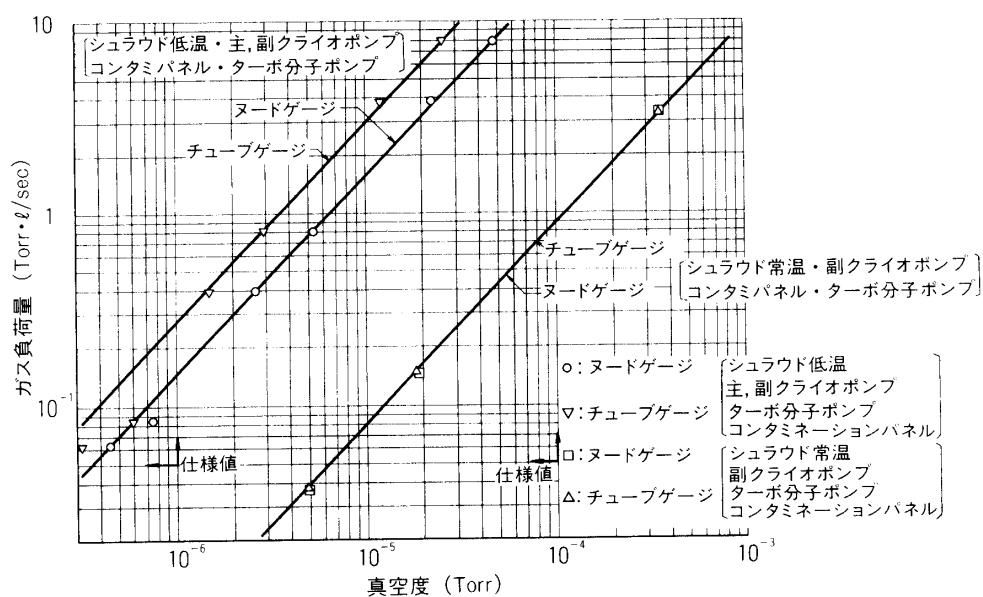


図 32 真空度とガス負荷量との関係

たものである。

(5) シュラウド冷却時間

図 33 に試運転によって得られたシュラウドの冷却曲線を示す。同図よりシュラウドの冷却は約 1 時間 30 分で完了しており、冷却後のシュラウドの温度は -180°C (93 K) 以下であることがわかる。これは 3.3 の(1)項に示したシュラウドの性能に対する仕様を十分満たしている。

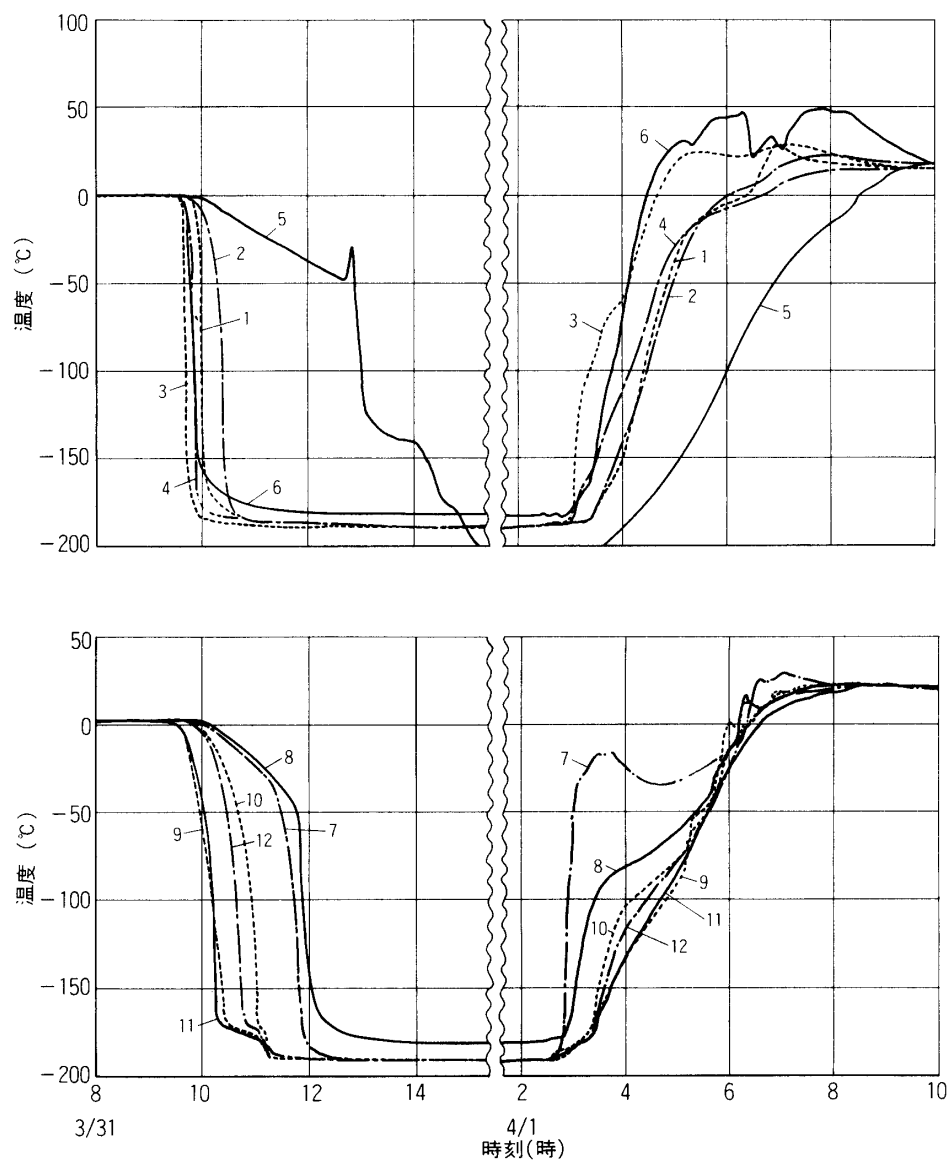
(6) シュラウド加温時間

図 34 に試運転によって得られたシュラウドの加温曲線を示す。温度センサーは各シュラウドの入口側と出口側に取り付けられているが、図 34 は出口側の温度を示している。同図よりシュラウドの加温は約 3 時間で完了していることがわかる。これは 3.3 の(2)、ガス窒素設備の項での計算で求めた加温時間が 2.8 時間であり (図 16 参照)、しかもシュラウドの平均温度を示していることを考えると、ほぼ正確にシュラウドの加温時間を計算によって予測できたことになる。

4.2 運用試験結果

本チェンバーによる初の運用試験は我が国初の惑星探査機“さきがけ”に対して実施された。最初の試験対象が実際に打ち上げられるフライトモデルと言うことで、試験には細心の注意が払われた。この試験は準備期間も含めて昭和 59 年 8 月 16 日から 9 月 4 日まで行なわれたが、全体として特に大きな問題はなく、全ての作業がほぼ予期した通り順調に進められた。

試験はまず、相模原キャンパス飛翔体環境試験棟内の衛星組立室で組み上げられた“さきがけ”を、同一床面でつながれた連絡通路を通してチェンバー室に運ぶ作業から始められた。次に、探査機が供試体搬入設備上の衛星架台にセットされた後(図 35)、搬入設備上のレールとチェンバー下部蓋上のレールが連結された。探査機の載った衛星架台はこのレール上を通して下部蓋上に移され、所定の位置に固定された。続いて熱電対線、ヒータパネル用電力供給線、探査機の各種チェックアウト回線等が接続され、同時にこれら全ラインのチェックも行なわれた。図 36 は下部蓋上でのこの作業風景で、期待通り従来のチェンバーに比べて明るい所で遙かに楽に作業を進める事が出来た。なお、下部蓋上でのこの作業は比較的長い時間を要するので、この間、被試験体に埃が付かないように下部蓋周辺には清浄度 10 万のクリーンブースが設置してある。下部蓋上での作業を終えると探査機の動作チェックが行なわれる。その後、下部蓋は下部蓋昇降装置により 2 階の真空容器本体と結合されて (図 37)、いよいよ真空排気開始となる。粗引排気は自動的に進行し、大気圧から 6,650 Pa (50 Torr) まではロータリーポンプのみで排気されるが、以後メカニカルブースターポンプが作動し、更に 13.3 Pa (0.1 Torr) 以下になるとターボ分子ポンプも起動する。続いてシュラウド冷却が開始され、副クライオポンプ、主クライオポンプ等も順次作動を始める。シュラウド冷却を開始すると探査機の温度が下がり出すので、熱入力制御装置から冷却の程度に応じてヒータパネルに電力を供給し探査機が冷え過ぎないようにする。シュラウド冷却が完了すると、熱入力制御装置によって太陽からの入射熱量と等価な加熱電力が各々のヒータパネルに加えられ、いよいよ試験本番となる。なお、真空度はシュラウ



- | | |
|-----------|-------------|
| 1 下部円筒入口 | 7 上部円板入口 |
| 2 下部円筒出口 | 8 上部円板出口 |
| 3 下部円板入口 | 9 上部円筒外側入口 |
| 4 下部円板出口 | 10 上部円筒外側出口 |
| 5 クライオパネル | 11 上部円筒内側入口 |
| 6 シュラウド出口 | 12 上部円筒内側出口 |

図 33 試運転時のシュラウド冷却曲線

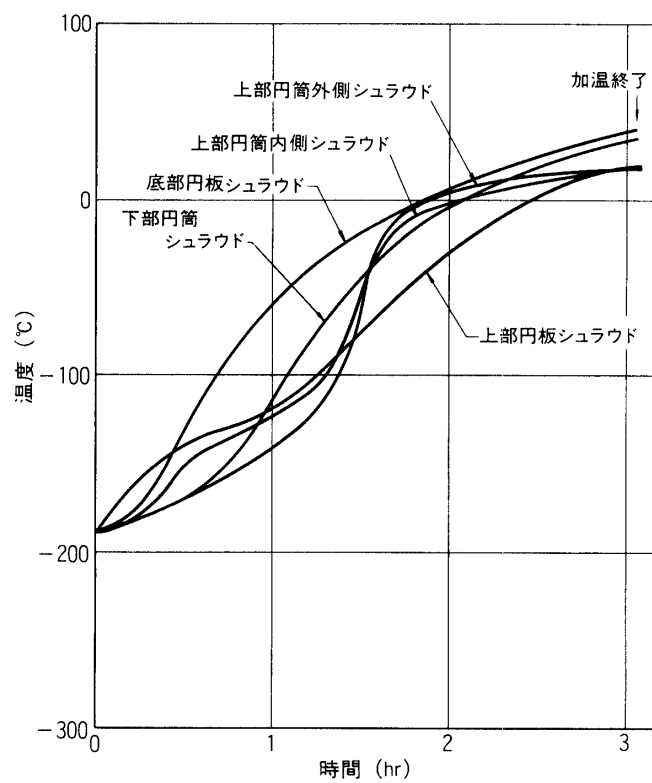


図 34 試運転時のシュラウド加温曲線



図 35 供試体搬入設備上にセットされた“さきがけ”

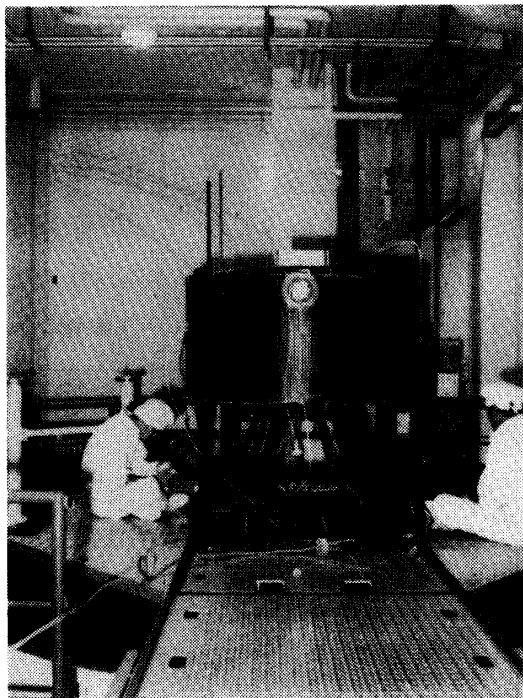


図 36 下部蓋上での作業風景

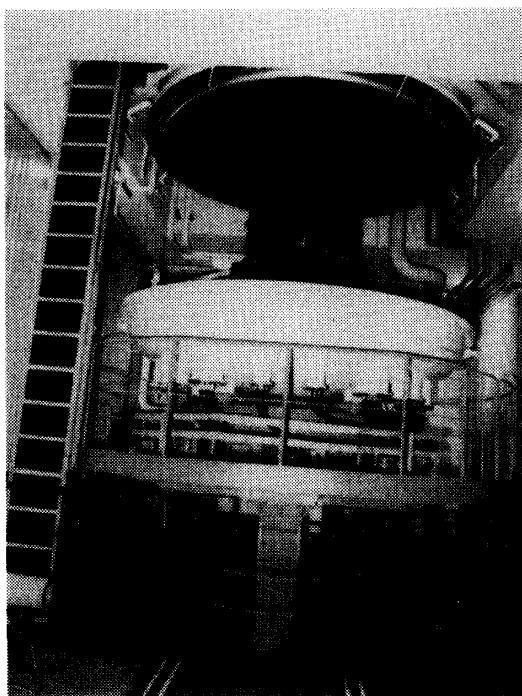


図 37 真空容器に収納される“さきがけ”

ドの冷却完了までには十分な値に達した。

“さきがけ”の試験は探査機の軌道条件や姿勢、内部機器の動作モードを考慮して、3つの試験条件下で行なった。試験の結果は予測した値に近く十分満足出来るものであった。同探査機は現在惑星間軌道を順調に航行中であるが、その温度は上記試験で得た値に良く一致している。

なお、惑星探査機“さきがけ”には姿勢と軌道を制御する目的で、ヒドラジンを燃料とする6つのスラスターを持つリアクション・コントロール・システム(RCS)が搭載されている。この装置が宇宙環境下で正常に働くことを確認するため燃料タンクに予めヒドラジンの代わりに窒素ガスを充填しておき、熱真空試験最後の段階で噴射テストを行なった。

いま、チェンバーの窒素ガスに対する排気速度を Q_n とする。図 31 のヌードゲージから求めた 100 K の窒素ガスに対する排気速度は $1.5 \times 10^5 (1/\text{sec})$ であるから 300 K のガスに対しては

$$Q_n = 4.5 \times 10^5 (1/\text{sec})$$

一方、RCS のスラスター 1 個当たりの噴射速度 Q は熱真空前の RCS 単体の試験データから 1 気圧で

$$Q = 3.08 (1/\text{min}) = 3.08 / 60 (1/\text{sec})$$

従って、2 個のスラスターを同時に噴射した場合の平衡圧力 P (Torr) は

$$\begin{aligned} P &= 760 \times 2Q / Q_n \\ &= 760 \times 2 \times (3.03 / 60) / 4.5 \times 10^5 \\ &= 1.73 \times 10^{-4} (\text{Torr}) \end{aligned}$$

実際の噴射試験は使用するスラスターの組み合わせや噴射時間を変えて3つのモードで実施された。噴射中の真空度は16秒間2個のスラスターを同時に連続噴射した場合で 1.95×10^{-4} Torr であった。これは真空度測定の実誤差を考慮すると、上記予測値と良く一致している。このことから4.1で求めた排気速度は信頼出来る値である事が裏付けられる。

試験終了後シュラウドを常温に戻す昇温作業と最後の大気圧戻し作業も順調に行なわれ、“さきがけ”の熱真空試験は完全に目的を達成する事が出来た。

本チェンバーはその後、ハレー彗星探査機“すいせい”や天文観測衛星“ASTRO-C”(熱モデル)の試験等に使われたが、何れも好結果を得ており本装置の有用性が確認された。一例として、“すいせい”の熱真空試験における排気曲線とシュラウド及びヘリウムクライオパネルの冷却、加温曲線をそれぞれ図 38, 図 39 に示す。排気を開始して18時間後にはシュラウド冷却を完了し、真空度も 4×10^{-5} Pa (3×10^{-7} Torr) に達している。なお、上記の“すいせい”の試験では試運転時と異なり、排気を開始した当日の作業は粗引排気までとし、シュラウドの冷却は翌日の朝から始めたため、冷却完了までにはその分長い時間を要しているが、正味の排気時間と冷却時間はこれよりかなり短い。

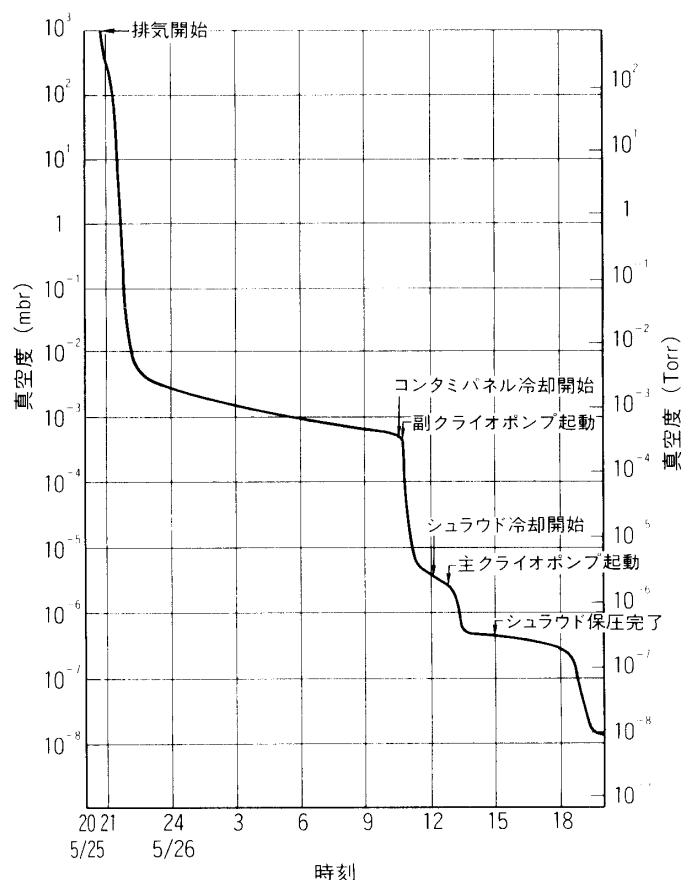


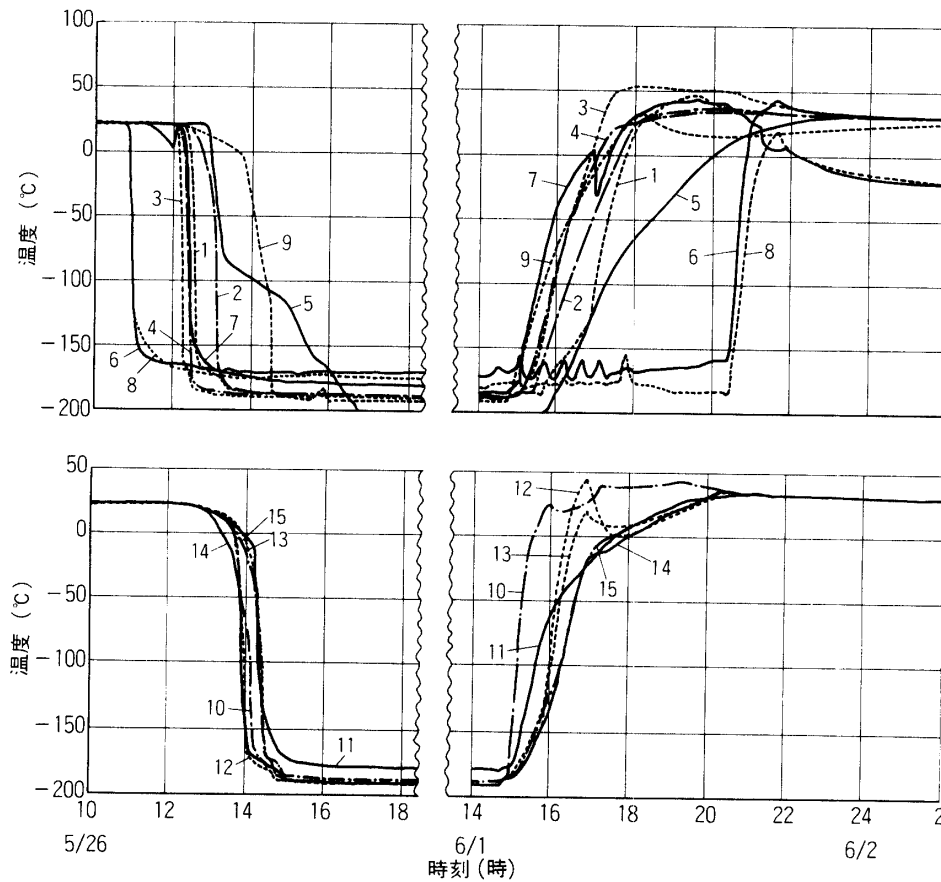
図 38 “すいせい”の熱真空試験における真空排気曲線

なお、本装置と結合された駒場キャンパスからの移設チェンバーも全ての機能が正常で、各種のサブシステムレベルの試験に有効に利用されている。

5. む す び

本スペースチェンバーの設計においては、我が国初の人工衛星“おおすみ”以来、宇宙科学研究所が積み重ねて来た熱真空試験に関する豊富な経験を十分に取り入れるよう心掛けた。その結果、基本形状としては、電気駆動のエレベータにより下部蓋が上下に動く下部蓋昇降方式垂直円筒形を採り入れた。また、太陽からの熱入力をシミュレートするのに、通常のキセノン疑似太陽光源の代わりに、本研究所が長年に亘りその方法を確立して来たヒーターパネルと熱入力制御装置の組み合わせ方式を選んだ。更に、フレキシブルケーブルの採用により、被試験体のチェックに要する時間を大幅に短縮させる事が出来た。また、小型の被試験体に対しては運転費用が安く且つ簡単な取り扱いで試験が出来るように、現有チェンバーとの合理的な一体化を図った。

新チェンバーは既に昭和60年1月に打ち上げられた“さきがけ”及び昭和60年8月に発射されたハレー彗星探査機“すいせい”の熱真空試験、昭和62年初期に打上げ予定の天



- | | | |
|--------------|----------------|-------------|
| 1 下部円筒入口 | 7 シュラウド出口 | 13 上部円筒外側出口 |
| 2 下部円筒出口 | 8 マンホールシュラウド出口 | 14 上部円筒内側入口 |
| 3 下部円板入口 | 9 供試体台車出口 | 15 上部円筒内側出口 |
| 4 下部円板出口 | 10 上部円板入口 | |
| 5 クライオパネル | 11 上部円板出口 | |
| 6 マンホールシュラウド | 12 上部円筒外側入口 | |

図 39 “すいせい”の熱真空試験における冷却，加温曲線

文観測衛星“ASTRO-C”の熱モデル試験等に使われたが、何れにおいても排気能力、冷却能力並びに作業性等に関して期待通りの優れた性能を発揮した。今後も、本装置をより使い易く、且つより精度の高い実験結果が得られるよう改善を重ねて行きたい。

終わりに、本スペースチェンバーの設計、製作に御協力頂いた宇宙科学研究所の大西晃技官、日本酸素(株)、日立製作所(株)並びに日本電気(株)の関係各位に深甚の謝意を表す。

参 考 文 献

- [1] 大島：人工衛星の温度平衡の研究設備，東大宇宙研報告，第2巻，第1号(A)，pp 1-91
- [2] 榊原：スペースチェンバー用真空排気系，真空，Vol. 24(1981)，pp 136-143
- [3] 真空技術常用諸表編集委員会編：真空技術常用諸表，日刊工業新聞社，p 116