

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.011.8
531.788
533.59

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1281

軌道再突入実験における高々度圧力計測

松崎 貴至 ・ 井上 安敏

1995年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

軌道再突入実験における高々度圧力計測*

松崎 貴至** 井上 安敏**

High Altitude Pressure Measurement in the Orbital Reentry Experiment (OREX)

Takashi Matsuzaki and Yasutoshi Inoue

ABSTRACT

A Japanese first Orbital Reentry Experiment (OREX) that successfully flew, was launched by the first flight of an H-II rocket on February 4, 1994, and was inserted into a circular orbit at about 450km. The OREX could get experimental data during its orbital flight and reentry. The OREX project was conducted in cooperation with the National Aerospace Laboratory (NAL) and the National Space Development Agency of Japan (NASDA).

Pressure data along the flight trajectory is among the most important and fundamental of the aerodynamic data. NAL took charge of the pressure measurement, as one of various measurement missions, from vacuum at high altitude down to an altitude of about 75km with a four-decade precision capacitive type pressure transducer. These data can be used to predict the surface pressure and the ambient pressure in similar flights in the future. The data verified the real gas Computational Fluid Dynamics (CFD) codes through comparison with aerodynamic calculation results.

This paper outlines the design, fabrication, performance tests, environmental tests, flight operation, flight data and their evaluation of high-altitude pressure measurement systems.

1. まえがき

日本最初の軌道再突入実験(OREX)は、平成6年2月4日にH-IIロケット試験機1号機によりOREX機体が高度450kmの円軌道に投入されて始まり、予定通りに一周回飛行した後に軌道離脱を行い、大気圏再突入時の飛行データが取得された。OREXは、航空宇宙技術研究所(航技研)と宇宙開発事業団(NASDA)が共同研究で進めてきたHOPE研究開発の一環である飛行実験プロジェクトの一つである。

航技研は、OREXの目的の一つである熱空気力学計測ミッションを分担して、センサやプローブ等を搭載した。これにより大気圏再突入時の空力環境データの取得、再突入時に発生する高温電離・解離気体の特性データを取得し、CFD(計算流体力学、スーパーコンピュータなどによる大規模数値シミュレーション)の計算コードなどの飛行実証を行うことが目的である。

大気圏再突入時の高々度圧力計測は、希薄気体領域から近連続流領域までのmerged layer機体壁面圧力をOREX機の表面部材に設置された隔膜静電容量型圧力計により4桁にわたり計測する。高々度圧力計測は、再突入初期の高々度領域での微小加速度及び壁面圧力の計測から希薄気体熱空力環境予測法を評価することと一様流状態量を推定するために行った。また希薄気体CFDコードの検証に供される。

2. 実験計画

OREXの飛行計画の概要を図1に示す。OREXは、H-IIロケット試験機第1号機により種子島宇宙センタから打ち上げられ、軌道高度約450kmの円軌道に投入される。地球を1周回してきたOREXは逆噴射を行って軌道離脱し、徐々に高度を下げ大気圏に再突入する。再突入後、気体の状態等は実験機各部に取り付けたセンサにより計測される。高度約120kmから高度約38kmの約210秒間のデータは搭載データメモリにも記録される。これらセンサからシグナルコンディショナを経たデータは、テレメータパッケージにおいて1.25Hzでサンプリング、及

* 平成7年10月3日受付(received 3 october 1995)

** 空気力学部(Aerodynamics Division)

び8 bitのアナログ・デジタル変換器でデジタル変換を行い、VHF送信機によりリアルタイムで送信される他、地上局不可視域あるいはデータメモリに記録中に起こるブラックアウト(通信途絶現象)期間中等のデータは、ブラックアウト明け以後の適当な時期に再生送信される。OREXの概要を図2に示す。本実験機は鈍頭円錐形状をしており、再突入時に空力加熱を受ける機体の前面にはHOPEで使用を予定している耐熱、熱防護材料であるカーボン・カーボン材やセラミックタイル等を使用してい

る。これらの性能確認もOREXの目的である。実験機の内部には機器搭載部を設け、電子機器類や熱や温度から保護している。

このような軌道速度からの大気圏再突入は我が国の宇宙プログラムでは初めてのことである。米国、ロシア等では既にスペースシャトルやブランを開発しているが、詳細なデータなどは公開されていない。しかし、シャトルにおける再突入軌道沿いの圧力計測は行われており^{1),2)}、本実験でも参考にした。他にも希薄気体領域の圧

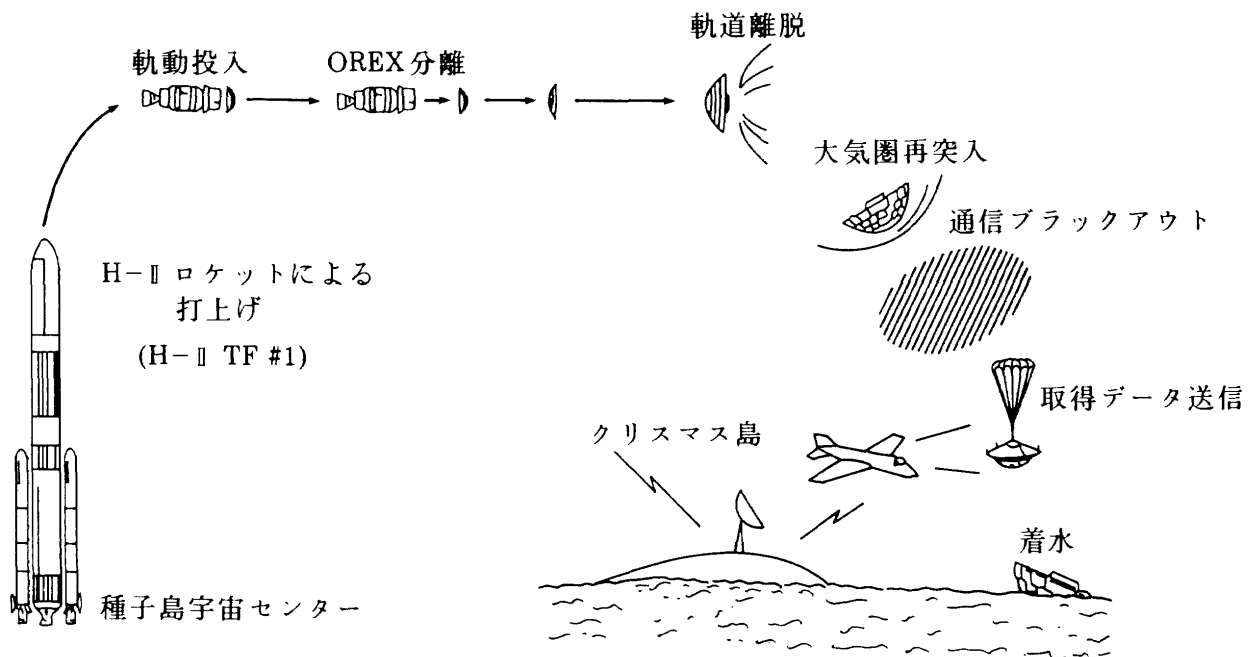


図1 OREX飛行計画の概要

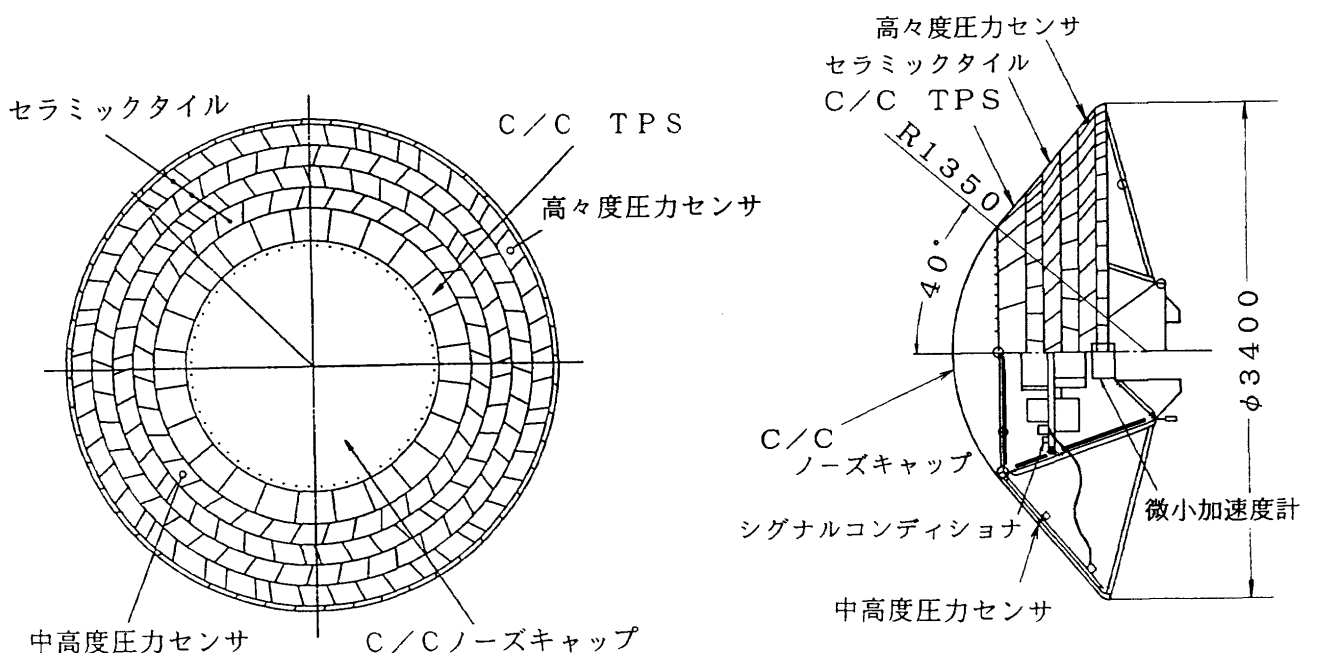


図2 OREX概要図

力計測の類似実験も参考にした³⁾。高々度表面圧力測は、高度約120km以上から75kmまで、希薄気体領域からほぼ連続流領域までの空力環境における機体壁面圧力を高々度圧力センサにより計測するものである。高々度圧力センサの圧力導入部は、機体円錐部のセラミックタイル4層目の表面位置に取り付けられ、直下のアルミ主構造内面に取り付けた圧力計本体へ導かれる。高々度圧力センサは、図2に示す位置に配置される。

OREX全体の設計、製作の詳細は「軌道再突入実験開発完了報告書」⁴⁾あるいはNAL/NASDA共同研究成果報告書「HOPEの研究(その15)軌道再突入実験(OREX)」にまとめられている。

3. 計測システムの開発

OREXに搭載する各センサおよびシグナルコンディショナ等の機器は、可能な限り信頼性を確保する設計とした。電気設計の回路方式および使用部品については基本的に宇宙使用の実績のあるものを中心に、可能な限り耐環境性を考慮した部品配置とした。機械的設計については、与えられた振動、衝撃環境に対して十分なマージンを持たせ、軽量化と熱的及び電磁適合性にも配慮した構造とした。熱設計では、出来るだけ内部の熱が均一に分散されかつ筐体表面を有効に伝達する構造とした。

3.1 圧力計

大気圏へ再突入後の高度約120kmから75kmの範囲の飛行経路に対して、飛行前の標準大気モデルに基づくCFDにより機体壁面圧力予測を行った。95km以上の高度ではDSMC(直接シミュレーションモンテカルロ法)コード、95kmより低い高度はナビエ・ストークス・コードにより解析を行った。解析による高々度壁面圧力と高度の関係を図3に示す。○印は解析値、□印は外挿値である。CFDの結果から高々度壁面圧力の測定範囲は、約0.533Pa(0.004Torr)から1.333kPa(10Torr)が予測された。圧力計はOREX用に新規開発を検討したが、開発のための期間が短く、既製品の圧力計を改修して用いることにした。

OREX搭載用圧力計を選ぶため、これまでにロケット及び人工衛星の飛行時の圧力計測に使用されてきたピラニ真空計、電離真空計、質量分析計および、スピニングローター真空計や隔膜型圧力計等の性能の調査を行った。飛行実験であること、特に秒速7km以上での大気圏内飛行に伴う厳しい環境下での計測を考慮し隔膜型圧力計を選定した。隔膜型圧力計は、高速応答であること、また高分解能、高精度および耐久性等に特に優れた性能を有している。検討の結果、搭載する圧力計には校正用基準計器に使用可能なエドワーズ社製パローセル590型を

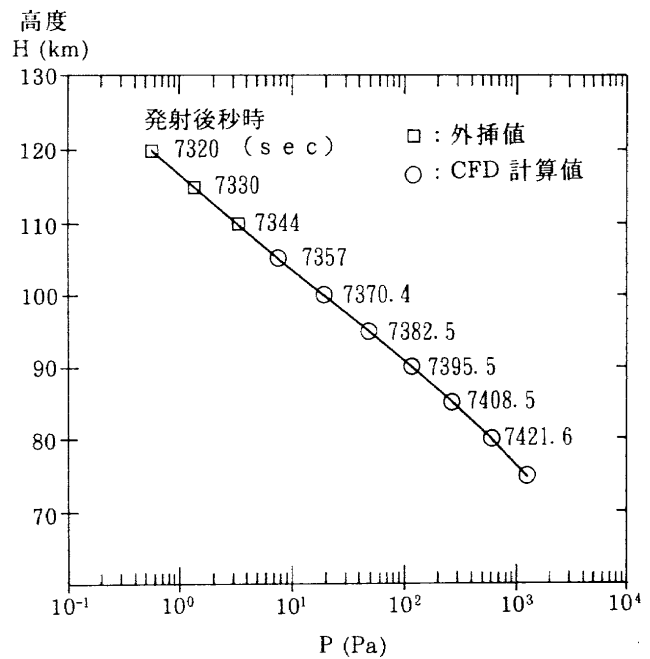


図3 高々度壁面圧力と高度

表1 圧力計の性能

型	隔膜静電容量型，絶対圧型
圧力範囲	0～1.333kPa(10Torr)
精度	読み取り値の±0.15%，フルスケールの+0.001%
隔膜	材料：インコネル，外形：40mmφ，厚さ：10μ
圧力応答時間	8 msec
分解能	0.0133Pa(0.0001Torr)
使用温度範囲	5℃～70℃
重量	1 kg

使用することにした。その主な性能を表1に示す。

本圧力計に対して搭載用への改修を行った。ただし、電気回路は圧力計の性能の保証に関わるため行わない。本改修の内容は次の通りである。

1) 電氣的改修

- ICソケットを除去し、ICをプリント板に直付けとする。
- 電源部電解コンデンサを宇宙用(タンタル箔型乾式電解コンデンサ)に変更する。
- 電源部一次側のグラウンドのアイソレーションを確保するため筐体接地回路を除去する。
- 圧力計カバー及び裏面にボンディング処理を行う。
- 入出力コネクタは、地上仕様であるため搭載用へ変更する。
- 可変抵抗器は最終的に接着剤で固定する。

改修後の性能検査については後述する。

2) 機械的改修

- a. 受感部廻りおよび電気素子廻りをポッティング(エポキシボンドで固定)する。
- b. 外部パネルを新規製作する。
- c. 圧力導入部と本体との連結部の補強, 剛性強加対策を行う。

3.2 圧力計測系

3.2.1 オリフィス及び導入管

高度120km近傍においては、CFDによる壁面圧力予測値とOREX機体代表長に基づくクヌードセン数 $Kn \approx 1$ の希薄気体領域である。高度95m辺りに下がるまでは遷移流領域で、いずれも連続流体とは見なせない振る舞いをする。希薄気体の圧力計測としては、特に自由分子流では、オリフィスとキャビティから成る形状が使用される^{5,6)}。壁面圧力は、オリフィスの肉厚と口径との比を十分小さくすることにより初めてオリフィス内のキャビティ圧力と等しくなる(自由分子流、かつ等温の場合)。OREX搭載用オリフィスは3mm ϕ の穴をあけ、エッジ部分は非常に鋭くしたリッドをなす(0.1mm)。希薄気体圧力計測に導入管を使用すると導入部や管の形状や内部壁温が圧力に影響を与えるため、示す圧力値が異なる可能性がある。そのため、既製の圧力計を改造してキャビティに直接圧力計の隔膜を取り付ける方法を検討したが、圧力計の性能に関わるため改造を断念した。やむなく導入管をできるだけ短くしキャビティの使用はやめることにしたが、3mm ϕ の鋭いリッドをもつオリフィスに対し8mm ϕ の導入管はキャビティの役目も果たすことが期待できる。これによって、希薄気体分子は内部に飛

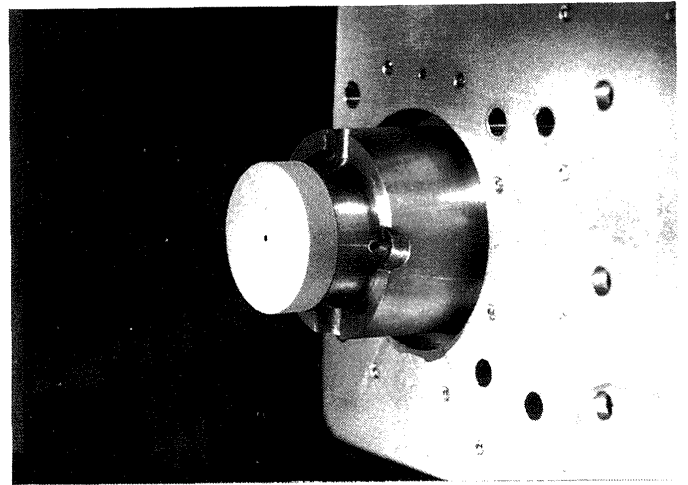


図4 圧力導入部

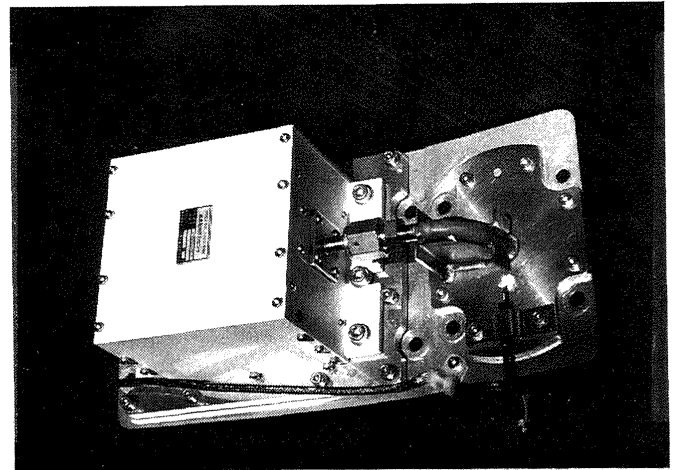


図5 圧力センサ

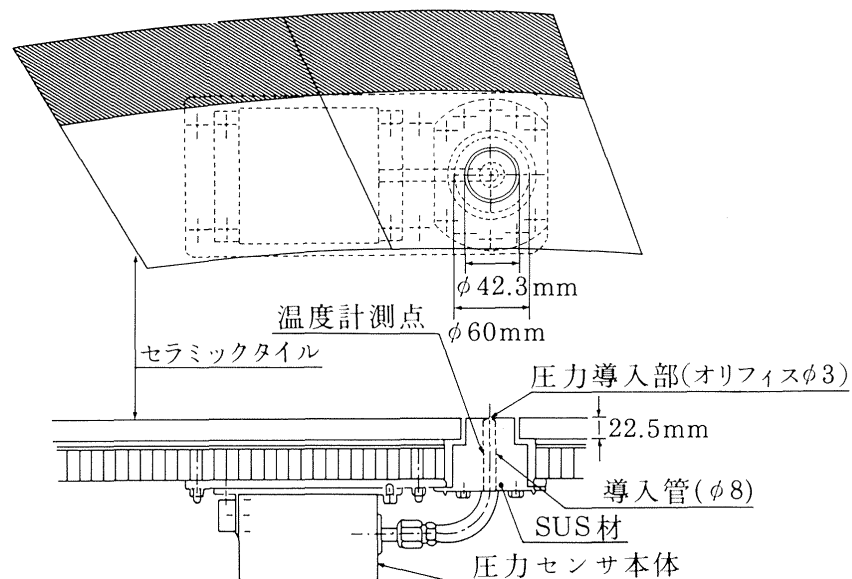


図6 圧力センサの概要

び込んできたら内部(管路)壁面に何度も衝突して適応した後でないとい外に飛び出さないこととなる。

一方、高度90km以下のほぼ連続流とみなせる領域ではオリフィスの有無に関係なく測定圧力値は圧力導入部の圧力とみなすことができる。

温度計測は、希薄気体領域では圧力導入部の温度が圧力に直接関わってくるので圧力導入部の深さ40mmの位置の管表面近傍に熱電対を取り付けて内壁面温度の計測を行う。圧力導入部はステンレス鋼製でその外表面はプラズマ熔射法により厚さ0.15mmのジルコニアで覆われている。この処理で解離原子の再接合反応も抑止される。圧力導入部前面と圧力センサの写真および圧力センサの概要をそれぞれ図4、図5、図6に示す。

3.2.2 圧力応答特性

(1) 試験装置

高速で飛行するOREX機上で圧力計測を行う場合、壁面圧力は時間と共に急速に、大幅に変動する。このような圧力計測の場合、計測系の応答時間が重要となる。特に希薄気体領域では応答が遅れる可能性も考えられる。このため文献7)で使用された実験装置と同様な試験装置を製作し、実験的に確認することとした。その写真を図7に、詳細図を図8に示す。装置は、圧力容器、圧力導入系(オリフィス、キャビティ、導入管路)、圧力計、排気装置、リーク弁、電磁石及び弁から構成され、材料はステンレス材を使用した。圧力容器及び圧力導入部(=圧力測定系)の圧力は、弁を開とし排気装置により同時に排気して導入部設定圧力まで減圧する。次に弁および縮

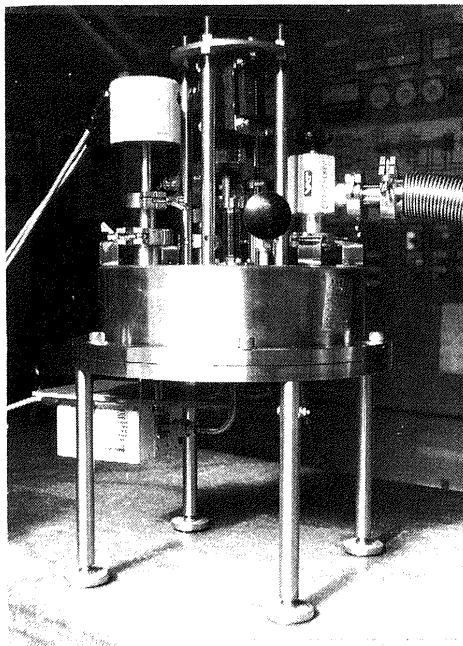


図7 圧力応答試験装置

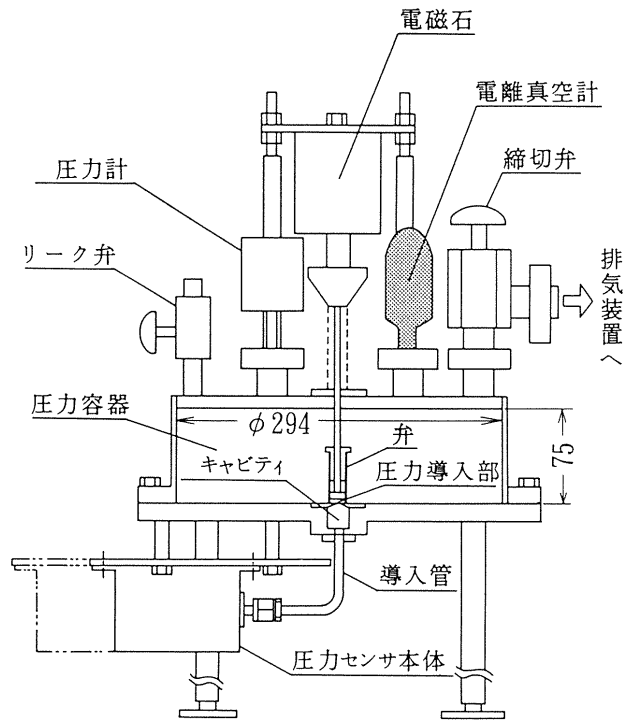


図8 圧力応答試験装置の詳細

め切り弁を閉にし、リーク弁を徐々に開くことにより圧力容器内を任意の高い圧力値に設定した後、弁を開にし瞬間的にその圧を圧力測定系に与える。弁は電磁石により開閉される。電磁石による弁の上昇速度の計測はフォット・トランジスタセンサを使用して行った。その結果、速度は1.5mm/msecであった。供試圧力計は、OREX搭載用と同型を使用した。設定圧力範囲は約0.0266Pa~60Paで、気体は空気、温度は室温である。

(2) 応答時間

圧力計測系応答試験は、圧力導入部のオリフィス直径を3mmφ、5mmφ、キャビティ直径を20mmφ、10mmφ及び長さ20mm、10mm、圧力導入管内径を6mmφ、8mmφの組み合わせで試験を行った。オリフィスから圧力計までの長さは214mmである。圧力応答時間は、圧力計測系圧力が圧力容器の任意に設定した圧力に達する過程を計測する。データの計測は、A/D変換器12bit、分解能1μV、最大サンプリング50,000回/秒の性能を有するデータログ計測装置を使用し、サンプリングレート0.2msecの条件により行った。これにより得られた希薄気体領域での圧力計出力の時間的変化を図9に示す。圧力測定系に必要な応答時間は、圧力容器内の弁が開から、測定室圧力が設定圧力値の99%以上に達するまでの時間で示す必要がある。しかし実験的にその値を正しく示すことは不可能なので、ここでは90%の値を示した。圧力計測系圧力Poが設定圧力Pの90%に達するまでの所要時間を図10(a, b, c)に示す。

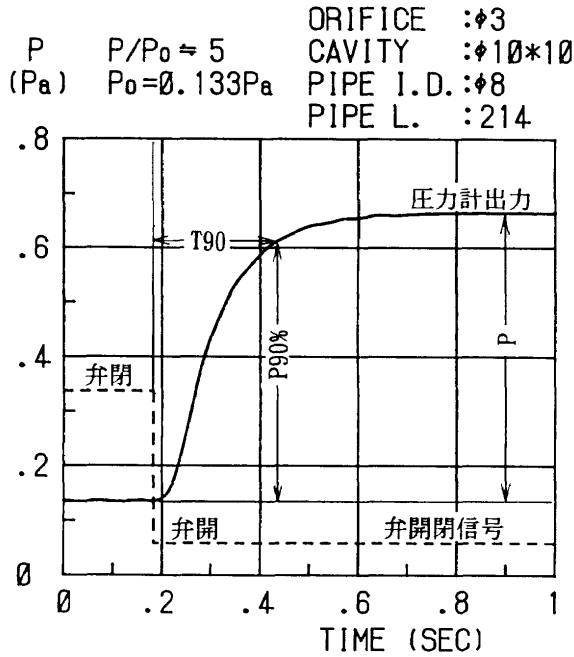


図9 圧力計出力の時間的变化

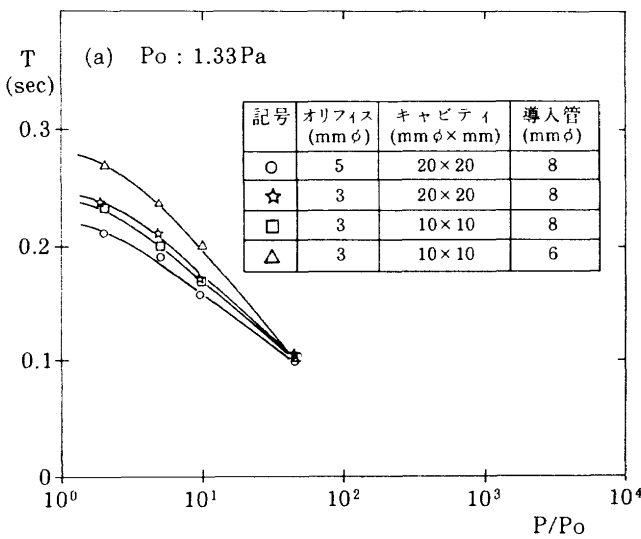


図10(a) 設定圧力(90%)と所要時間

図3に示す解析による高々度壁面圧力と発射後秒時の対応から、大気圏再突入時の圧力変化率は毎秒約1.1倍/sが予想される。そこで高々度壁面圧力の1.1倍の圧力を設定し圧力応答試験を行った。圧力配管系は、オリフィス3mm ϕ 、導入管内径8mm ϕ のOREX搭載用と同条件である。これにより得られた圧力計出力の時間的变化を図11に示す。ここでは、飛行データの圧力応答時間補正値をできるだけ正確に求めるため圧力応答時間は、圧力計測系圧力Poが設定圧力Pの95%に達するまでの所要時間を求めた。この所要時間の結果と高度120km~75kmに対する高々度壁面圧力の関係を図12に示す。○印が設定圧力の95%に対する所要時間である。これにより高々

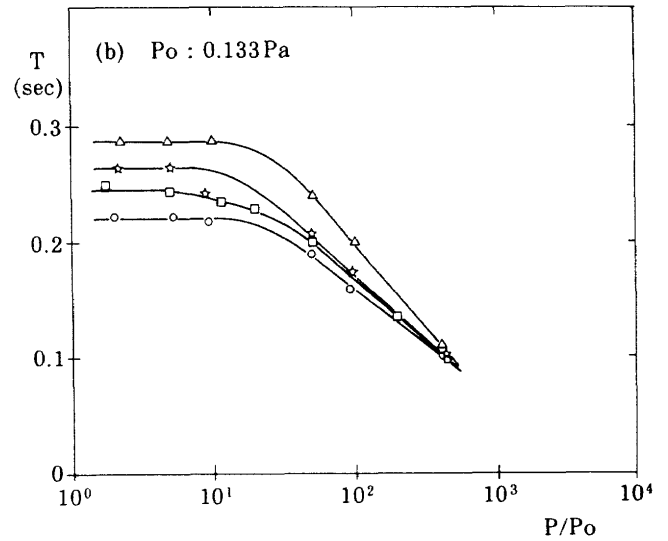


図10(b) 設定圧力(90%)と所要時間

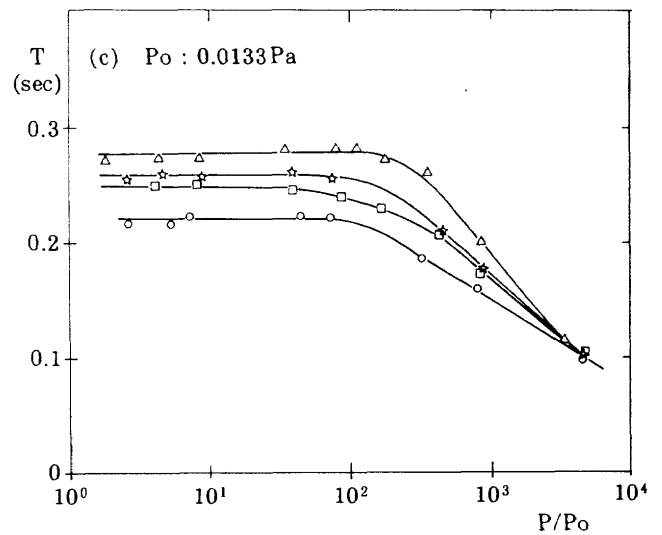


図10(c) 設定圧力(90%)と所要時間

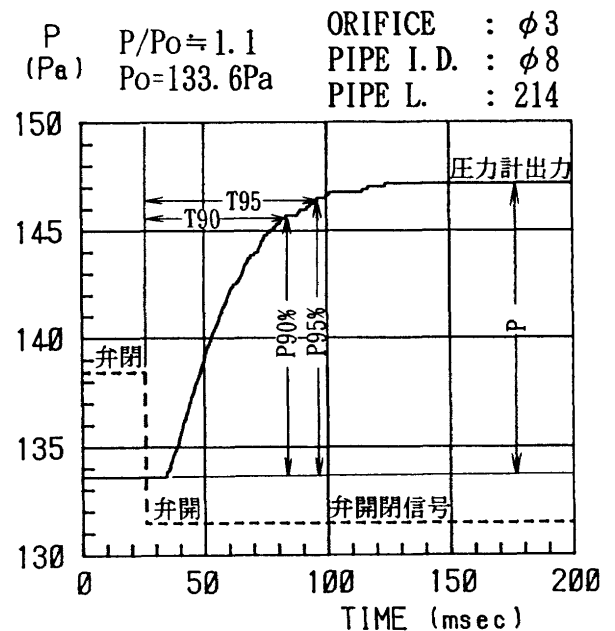


図11 圧力計出力の時間的变化

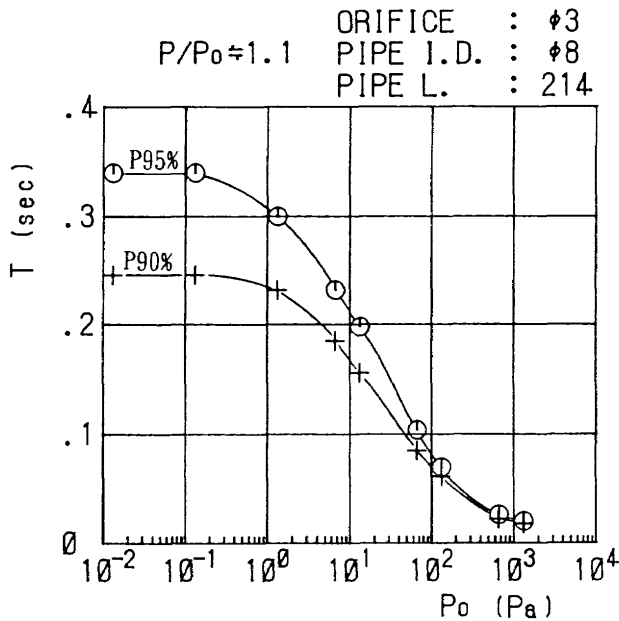


図12 高々度壁面圧力と所要時間

度壁面圧力0.01~13.3Paの1.1倍に相当する圧力応答時間(P95%)は、0.34~0.014secが得られた。

予想される再突入軌道の高々度域では、高度は時間にリニアに変化する。大気圧力はほぼ高度の指数関数的に変化することが知られている。これにより、キャビティの圧力応答時間は、最長0.34秒間掛るので、印加圧力が時間的に一定の場合には0.34秒前にさかのぼった時点の圧力を計測したことになる。しかしOREX飛行時では0.34秒間に印加圧力は2%増加していると推定される。従って、0.34秒間さかのぼった時点の圧力(2%減と推定)と現在の圧力との中間の圧力を計測していることになるが、この(2%~0%)のズレは計測誤差とみなし得る。

3.3 シグナルコンディショナ

シグナルコンディショナ(S/C)はOREX搭載用として新規に設計および製作を行った。

圧力センサ用S/Cは、圧力センサの計測信号を信号整形し低域フィルタリングする機能を有し、OREXミッション系のテレメータパッケージにアナログ出力する。圧力計測系は、センサ出力が電圧であり通常の電圧増幅回路である。但し、圧力センサの信号が内部で筐体に接地されているため、OREXシステムグラウンドと分離する必要がある。従ってS/C装置の初段は絶縁アンプとした。

テレメータパッケージは、入力電圧0~5.1Vの電圧をアナログ/デジタル/変換器(A/D/C) 8 bitによりデジタル変換を行う。高々度圧力センサの出力は、線型アンプを使用してテレメータパッケージへ出力すると、テ

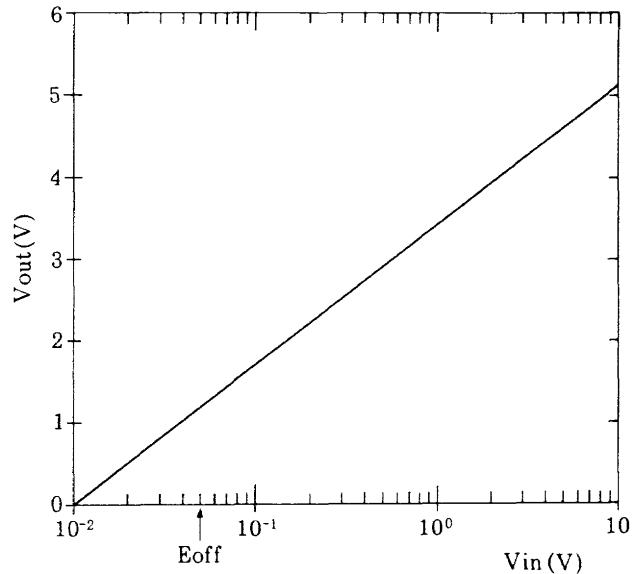


図13 シグナルコンディショナの特長

レメータパッケージの変換係数0.02V/カウントから最小分解能が5.23Pa/カウントとなる。高々度圧力計測は高度120kmにおいて、0.533Paの計測が予測されている。テレメータパッケージのデジタル情報から有効な圧力値を抽出するため3桁の対数アンプを使用することによって分解能の向上を図ることにした。

3桁の対数アンプを使用したS/Cの電圧入力 V_{in} に対する電圧出力 V_{out} の理想的な関係は、

$$V_{out} = \frac{5.1}{3} \{ \log(V_{in}) + 2 \} \quad (1)$$

となる。3桁の対数アンプを使用したS/Cの入力電圧範囲を0.01~10V、出力値をテレメータパッケージの入力電圧に合わせると高々度圧力計測の最小分解能は、0.0366Paとなり、線型アンプと比較して約142倍向上する。高々度圧力計測の分解能向上に用いたS/Cは、圧力 $P \approx 0$ に於ける圧力センサのオフセット値(E_{off})により分解能が変わる。図13に示すS/Cの特性において E_{off} が小さくなりS/Cの入力電圧0.01Vへ近づくほど分解能は向上し、 E_{off} が大きくなるに従い分解能は悪くなる。圧力センサのオフセット値は、環境試験において可能変動巾の確認をし、最適値を決める必要がある。

電気系のノイズ対策としての低域フィルタは、またOREXのテレメータパッケージでのサンプルレートが1.25Hzであることに対応する情報理論上の必要からも、カットオフ周波数を0.32Hzにした。

圧力センサの電源は搭載品としての安全設計がなされていないため、本装置側にDC/DCコンバータと過電流制限回路を持たせ、圧力センサの故障がOREXシステムへ波及しないように配慮した。

温度センサ用S/Cは、圧力導入温度センサと他の温度

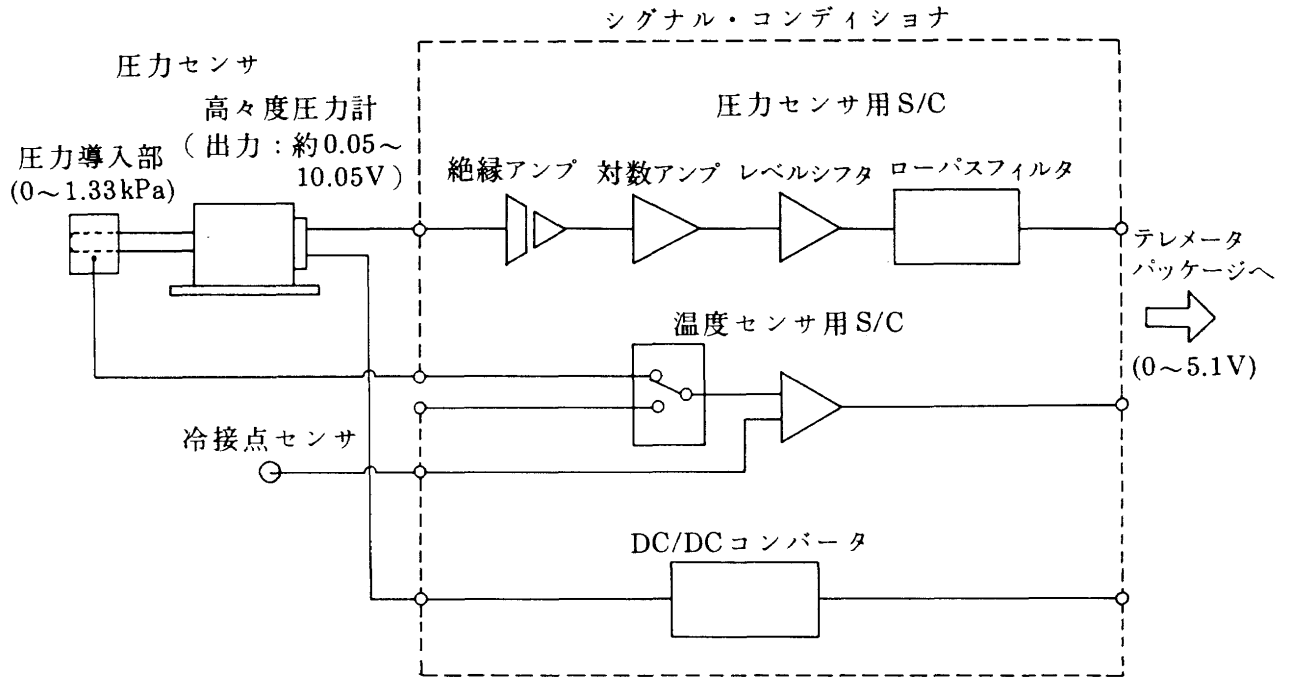


図14 シグナルコンディショナの機能構成ブロックダイアグラム

表2 S/Cの仕様

入力レンジ	0.01~+10V
過大入力	最大 15V(大気圧時)
出力レベル	0~5.1±0.1VFS
フィルタ特性	カットオフ周波数0.31Hz, 0~3db
出力インピーダンス	1kΩ以下
電源電圧	18~34VDC
消費電流	最大110mA

センサとをマルチプレクサで切り替え、それらの出力を冷接点センサにより温度補正をして増幅器を経てテレメータパッケージへ出力する。圧力導入部の温度を計測する温度センサとしてシース型R熱電対を使用した。

S/Cの機能構成ブロックダイアグラムを図14に、主な仕様を表2に示す。

3.4 計測精度

計測精度は、高々度圧力センサの計測高度範囲約120~75kmについて計測要求に対しての計測精度を求めた。その結果を表3に示す。搭載圧力センサの総合計

測精度は、計測要求書に規定した計測精度±2.5%以内となり計測要求を満足した。総合精度の算出には次式を用いた。

$$\text{総合精度} = \sqrt{(\text{センサ精度})^2 + (\text{S/C精度})^2 + (\text{テレメータパッケージ精度})^2} \quad (2)$$

4. 地上試験

H-IIロケットにより打ち上げられるOREXの飛行中に於ける環境条件としては、受け入れ試験(AT)レベル及び認定試験(QT)レベル共に、H-IIロケットの環境条件を適用した。圧力センサおよびシグナルコンディショナは、地上試験、解析等での機能確認を行う他に、H-IIロケットによる打ち上げ時のみならず分離時、軌道離脱時、再突入時の全ての環境に曝されるので、これらに耐えうる設計とするため単体の環境条件を設定し、試験(場合により解析)によってこれらを確認しなければならない。

圧力センサの環境試験においては、振動、衝撃、熱、真空等の各試験を行う度に、圧力センサの基本性能確認試験、温度試験を繰り返し、圧力センサの機能が正常で

表3 計測系の計測要求および計測精度

	計測要求		計測精度(%FS)			
	計測範囲	テレメータ出力精度	センサ	S/C	テレメータパッケージ	総合
圧力	0.533~1333Pa	±2.5%	±1.6%	±1.1	±1.2	±2.2
温度	0~750°C	±3.0%	±0.4%	±0.89	±1.2	±1.5

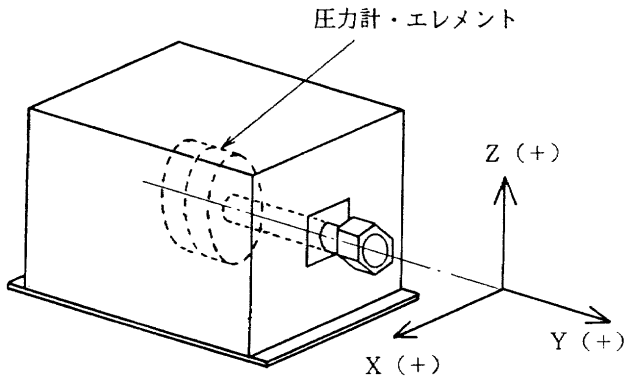


図15 振動・衝撃試験に於ける圧力計3軸方向

あるかどうかを初期基本データと比較し確認を行いつつ進めた。振動・衝撃試験では、圧力センサの3軸方向の試験を行った。環境試験に於ける圧力計のX軸、Y軸、Z軸の3軸方向を図15に示す。圧力計の基本性能確認試験では、ドリフト特性データ、校正された基準圧力計との比較データ、圧力計作動時の振動や衝撃に対する応答特性データ等の取得を行い機能が正常であることを確認した。

4.1 環境試験

圧力計単体での環境性能確認技術試験では温度試験及びランダム振動試験を行った。温度試験では、室温大気圧および真空槽内での圧力計内外温度特性、圧力計出力温度特性の試験を行った。真空環境(真空槽内圧力値=0.00133Pa)に於ける圧力計温度分布特性・ドリフト特性は、圧力センサ電源投入後から約65分間行った。この結果を図16に示す。圧力計で最も温度が上昇したパワー-I.C.は電源投入の約40分後に60℃になり定常値に達した。圧力計出力のドリフトは、電源投入後約25分後に安定す

表4 ランダム振動試験条件

試験レベル	条件
AT/100	20~180Hz : 6 db/oct 180~400Hz : 0.085G ² /Hz 400~2000Hz : - 6 db/oct 3軸, 30sec/軸
AT	20~180Hz : 6 db/oct 180~400Hz : 0.85G ² /Hz 400~2000Hz : - 6 db/oct 3軸, 60sec/軸
QT	20~180Hz : 6 db/oct 180~400Hz : 3.4G ² /Hz 400~2000Hz : - 6 db/oct 3軸, 120sec/軸

ることが確認された。

真空環境(真空槽内圧力値=1.33Pa)における圧力計温度サイクル試験は、真空槽内温度を24℃、54℃、-8℃及び54℃の温度サイクルにおいて行った。圧力計温度サイクル試験結果を図17に示す。試験では、温度サイクル印加時の圧力計の温度、消費電流、出力電圧の測定を行い、特に異常がないことを確認した。

ランダム振動試験では3軸3方向の試験を周波数20~2kHz、試験レベルAT/100、AT及びQTで行った。ランダム振動試験条件を表4に示す。ランダム振動試験から各軸共に約500~2000Hzで共振周波数が取得された。圧力計X軸「+」方向、レベルAT/100のランダム振動試験結果を図18に示す。

温度試験、ランダム振動試験から受け入れレベル試験をクリアした。この他、電磁適合性試験を実施し、電磁干渉に対する適合性を調べ、試験前後の機能は正常であることを確認した。

搭載用圧力センサーでの環境性能確認技術試験ではランダム振動試験及びシャルピ衝撃試験を行った。ランダム振動試験では圧力計単体試験と同条件で試験を行った。

表5 シャルピ衝撃試験条件

AT/10	100~1500Hz : 6 db/oct 1500~4000Hz : 50G 3軸6方向, 1回/軸, Q=10
AT	100~1500Hz : 6 db/oct 1500~4000Hz : 500G 3軸6方向, 1回/軸, Q=10
QT	100~1500Hz : 6 db/oct 1500~4000Hz : 500G 3軸6方向, 1回/軸, Q=10

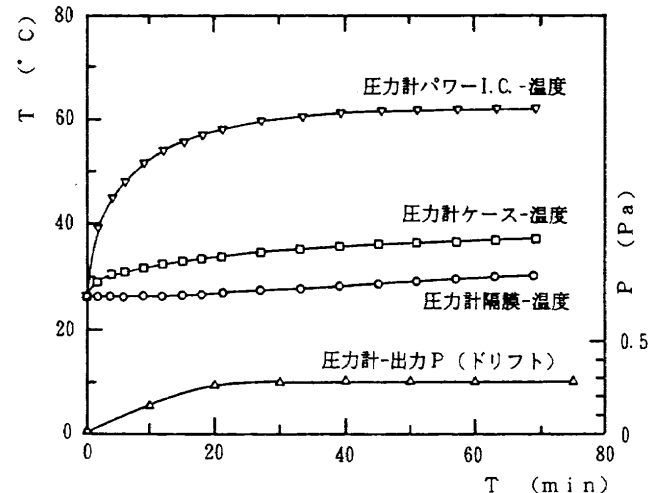


図16 真空環境に於ける圧力センサ温度分布特性・ドリフト特性

シャルピ衝撃試験では3軸6方向、周波数100~4000Hz、最大加速度500G、試験レベルAT/10、AT、QTで行った。シャルピ衝撃試験条件を表5に示す。圧力センサ・シャルピ衝撃試験(Y軸「+」)の時間に対する加速度及び周波数に対する加速度の結果をそれぞれ図19、図20に示す。この衝撃試験時に圧力センサの消費電流と、出力電圧の計測を行った。結果を図21に示す。衝撃印加時の圧力センサは、消費電流および出力電圧の変動が認められなかった。これにより異常がないことを確認した。ランダム振動試験およびシャルピ衝撃試験から認定レベルをクリアし、センサの機能は正常であった。

この他、加振に対するモーダルサーベイ試験を行い、圧力計に約65Paの圧力を封じ込み圧力計の3軸とセンサ隔膜の共振特性データを取得した。データから各々の共振周波数は、500~1000Hzであった。この結果、圧力計はOREX機体の共振周波数45Hzから大きく離れており、問題ないことを確認した。また、解析により強度余裕値がいずれの要素に対しても十分正值であることを確認している。圧力計は改修後の環境試験によって、OREXの飛行時に於ける圧力計測が行えること、およびH-IIロケット打ち上げ時の振動、衝撃に耐えられることを確認

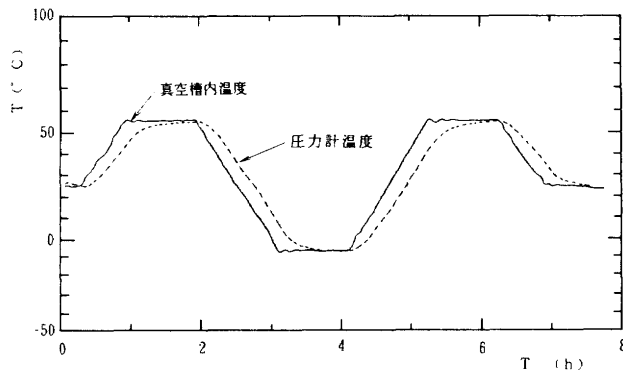


図17 圧力計温度サイクル試験

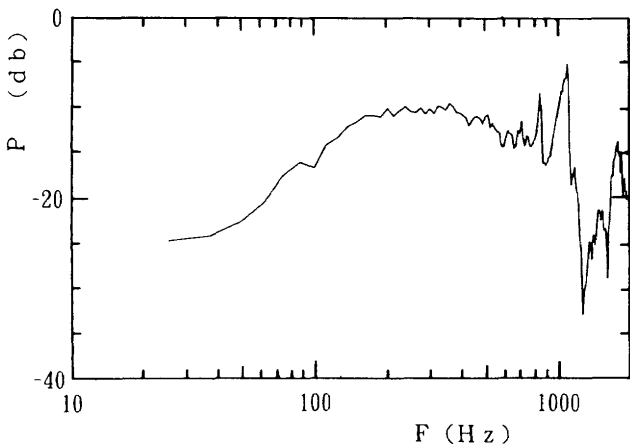


図18 圧力計・ランダム振動試験(X軸「+」)

した。

4.2 基本性能確認試験

基本性能確認試験では、通産省計量研究所の校正済み

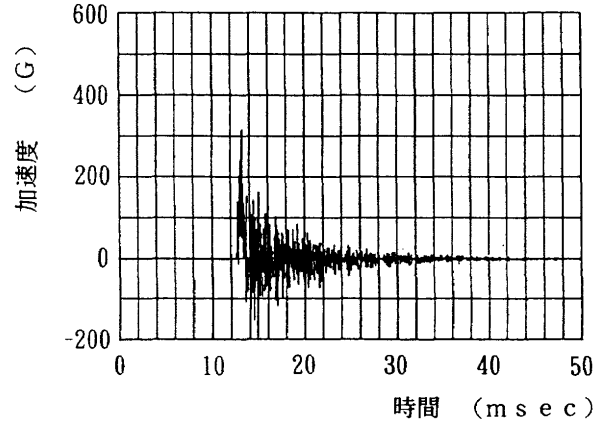


図19 衝撃試験(Y軸「+」)の時間に対する加速度

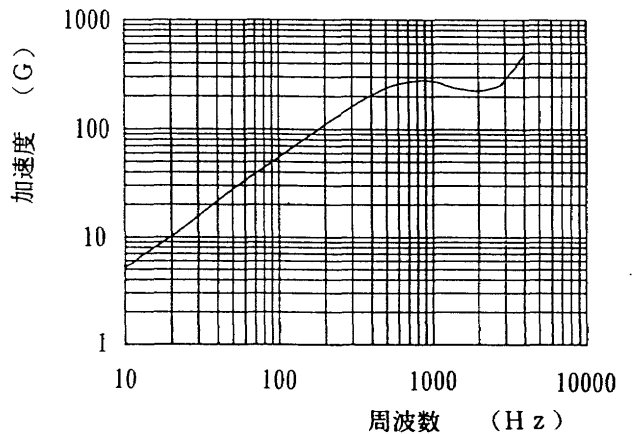


図20 衝撃試験(Y軸「+」)の周波数に対する加速度

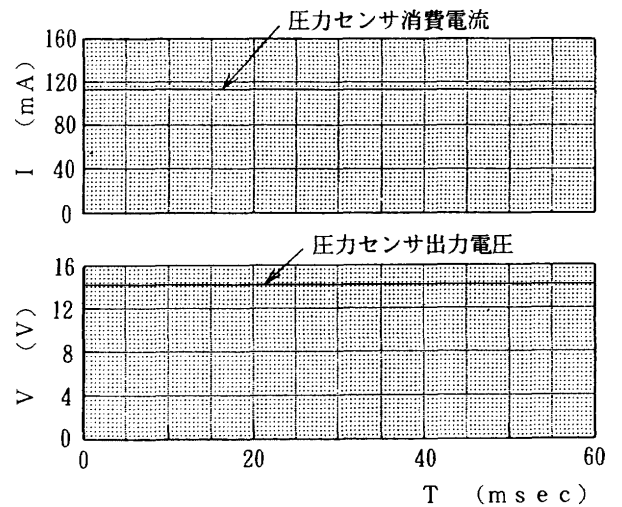


図21 衝撃試験(Y軸「+」)時の圧力センサ消費電流・出力電圧

標準圧力計を用いて、搭載用圧力センサについてスパン確認試験および校正試験を行うとともに、今後の機能試験時に使用する副基準圧力センサの特性データの取得を行った。使用した標準圧力計PSはバラトロン社製398H型、圧力範囲0～1.33kPaで、被校正圧力計P1～P3はいずれもエドワーズ社製バローセル型である。

4.2.1 スパン確認試験

各圧力センサの零点～定格フルスケールまでの昇圧、減圧を行い各センサのスパン確認を行った。

スパン精度試験結果は、表6の通りである。

被校正圧力計のP1及びP2は副基準用、P3はOREX搭載用圧力計である。

4.2.2 圧力計校正試験

被校正圧力センサP1～P3の圧力計校正は、0.133Pa (0.001Torr)～1.33kPa(10Torr)の圧力範囲で行った。OREX搭載用圧力センサ校正結果を図22に示す。標準圧力計の読みとり値に対する搭載用圧力計P3の読み取り値精度は、各圧力値において約+0.5%以内であった。

以上の試験結果から次のことが確認された。

1) 圧力計のドリフト変動は、特性試験の結果から電源投入後約30分で落ちつくことが確認された。これにより圧力計の電源投入時期は、計測開始高度120kmの2800秒以前に行うようにした。

2) 環境試験の衝撃や振動試験結果からオフセットのシフト範囲は最大±50mvであることが確認された。これにより圧力センサS/Cの特性範囲内で計測が可能で、且つ計測分解能をなるべく高めるために、圧力計のオフセット調整用可変抵抗器は、圧力値≈0においてオフセット値E_{off}=50mVにセットし接着剤で固定した。

4.2.3 機装後及び射場機能確認試験

圧力センサ系の機能確認試験は、圧力確認試験装置を使用して、圧力センサ機装後に三菱重工名古屋工場内で、またH-IIロケットによる打ち上げ前に最後の試験を種子島宇宙センタ射場において行った。圧力確認装置は、真空ポンプ、圧力計、圧力調整バルブ及びフランジ等から構成されている。その概略を図23に示す。真空ポンプ

表6 圧力計とスパン精度

圧力計	スパン精度
被校正圧力計 P1: 590AB型 0～133Pa	±0.1%以内
〃 P2: 600型 0～1.33kPa	-0.1%以内
〃 P3: 590型 0～1.33kPa	+0.5%以内

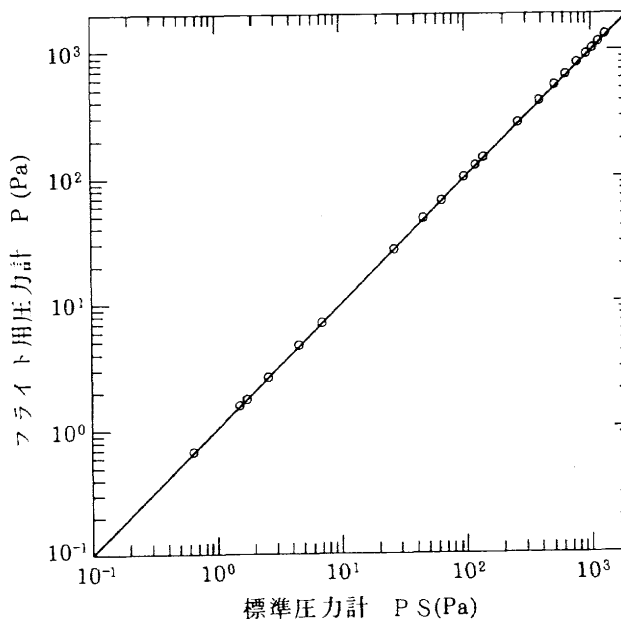


図22 飛行用圧力計の校正結果

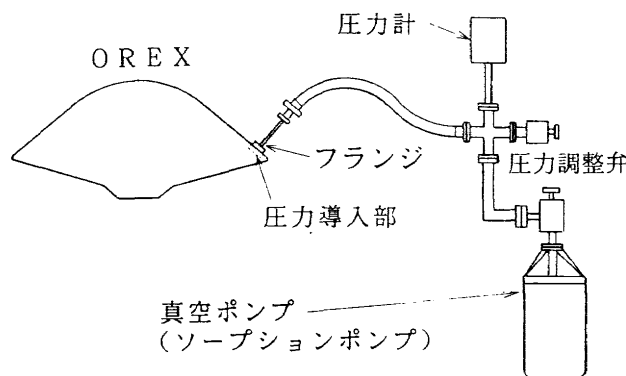


図23 圧力確認試験装置概略図

は、OREXに搭載されている各種制御機器及び各種計測器等を汚染させないように、油蒸気を発生させない清浄な真空を得るためにソープションポンプを使用した。ソープションポンプは、機械的に動く部分が無く、また油、水銀など使用していないので無振動、無騒音の状態で大気から 10^{-1} ～ 10^{-2} Pa程度の清浄な真空を得ることができ。排気装置のポンプ本体内に吸着剤を充填し、外部から液体窒素(-196℃)で冷却を行うことにより内部の気体を吸着することにより排気を行う。ソープションポンプの吸着する気体量には限度があり、使用したポンプの最大排気量は、40ℓである。圧力確認装置のフランジを盲にした状態での排気特性を図24に示す。

圧力センサ系の機能確認試験は、圧力センサの圧力導入部表面に圧力確認装置のフランジをOリングを介して押しつけ、圧力センサ動作範囲の圧力を印加し、印加した圧力値に相当するテレメータの出力値により圧力セン

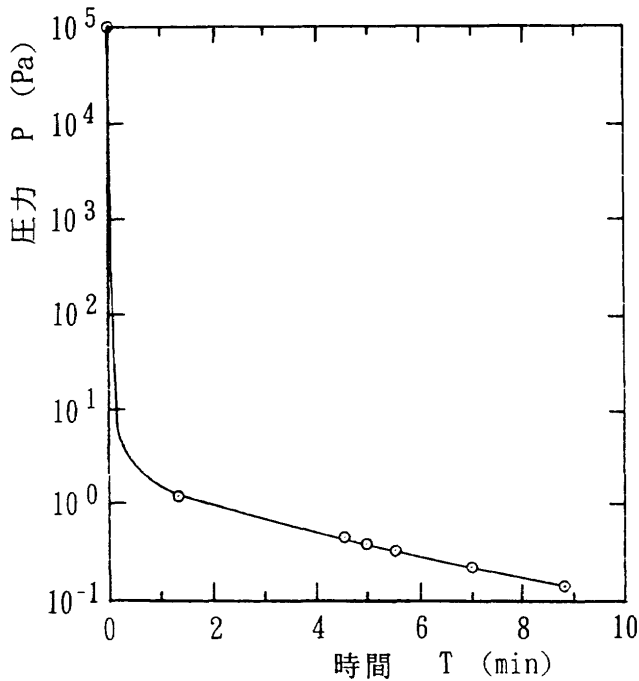


図24 圧力確認試験装置排気特性図

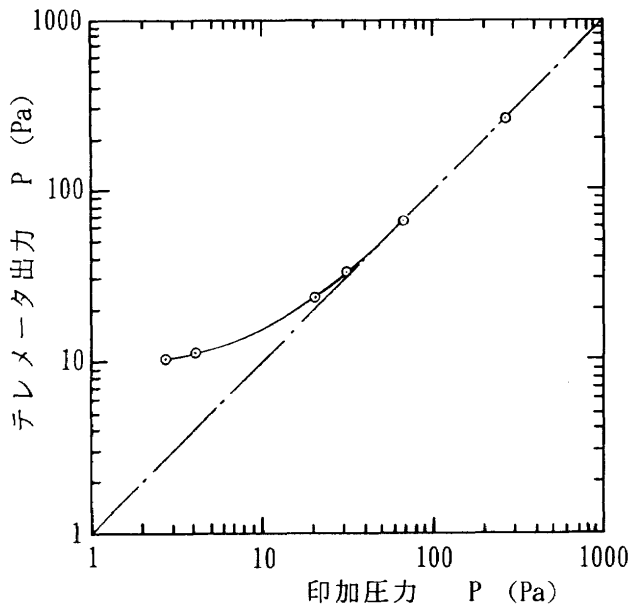


図25 射場に於ける機能確認試験結果

サ系の機能の確認を行った。射場に於ける機能確認試験結果を○印で図25に示す。印加圧力値が約30Paより高い圧力では印加圧力とテレメータ出力値はよく一致するが、印加圧力値が約30Paより低い領域では印加圧力値よりもテレメータ圧力値の方が高い。これはフランジとOREX圧力導入部表面の間で漏れているためである。圧力導入部表面は、再突入時の空力加熱から耐えられるようジルコニアでコーティングされている。このためにフランジのOリングと接触する圧力導入部表面であるジル

コニア面が粗いため漏れが発生する。

これらの試験結果から、艤装後及び射場での圧力系の機能は、正常であることが確認された。

5. 飛行実験結果

OREXは、H-IIロケットから分離後所定の軌道を飛行して予定の海域に着水した。この間、予め計画していた実験データは良好に取得され、軌道再突入実験を終了した。OREXの結果速報は文献(8)を参照されたい。取得された飛行データから圧力計増幅器のドリフトを解消するための電源投入は、計測開始高度120kmの46分前に行われ、予定していた圧力計測要求条件は満足された。圧力計測データの基準となる圧力計電気系のオフセット値のデータ取得は、電源投入後30分以上経過した時点の真空とみなせる高度約352km近傍において行われた。高度350kmでは高度120km以下と比較して圧力値が約3桁低いため、高度352kmで取得したオフセット値(E off)を圧力値 $P=0$ とした場合、高度120km以下のデータは誤差0.1%以下として計測できる。高度400~352kmにおいて取得した圧力計オフセット値のテレメータ出力値は、68カウントであった。圧力計校正結果およびS/Cの特性から圧力値Pに対するS/C出力S outの関係式は次のようになる。

$$S \text{ out} = 1.671 \times \log(P \times K + E \text{ off}) + 3.418 \quad (3)$$

$$\text{但し, } K = \frac{1}{133.3} \left(\frac{V}{\text{Pa}} \right)$$

E offは、電圧変換係数0.02V/カウントおよび(3)式からE off=58.7mVとなる。この値はOREXをH-IIロケットで打ち上げる前にセッティングした値とはほぼ同じである。これにより圧力センサ系の最小分解能は、0.2185Paとなり、ほぼ予想していた3.5桁の計測を行うことができた。テレメータ送信されクリスマス島で受信取得された飛行秒時に対する高々度圧力データをカウント値で図26に示す。この高々度圧力データは、電気ノイズも無く鮮明なデータであることが確認された。得られたデータの飛行秒時データは、慣性計測系(IMU)のフライト・モード・オン秒時基準を発射後秒時基準にするための補正、S/Cの低域フィルタによる遅延時間、圧力配管系による応答遅れ、テレメータ・パッケージのフレーム内時間差の補正が必要である。これらの補正値を表7に示す。低域フィルタにより急速な時間変化を行う信号が入力されると、一般的には波形の歪みを伴うが、逆フィルタ解析により群遅延特性と捉えられることを明らかにした⁹⁾。その結果、信号復元は極めて容易かつ高精度で行えた。

秒時データは飛行データから各補正を行い、高々度圧力データはテレメータ出力から(3)式により圧力値の算出を行った。取得された高度に対する圧力導入部の温度

表7 時刻データの補正

1) IMUフライトモードオン/ リフトオフ後時刻間補正	-39.725sec
2) S/Cのローパスフィルタに よる遅延時間	-2.2sec
3) 圧力配管系による応答遅れ (高度120~75km)	-0.34~-0.014sec
4) テレメータ・パッケージのフ レーム内アクセス時間差	0.508sec

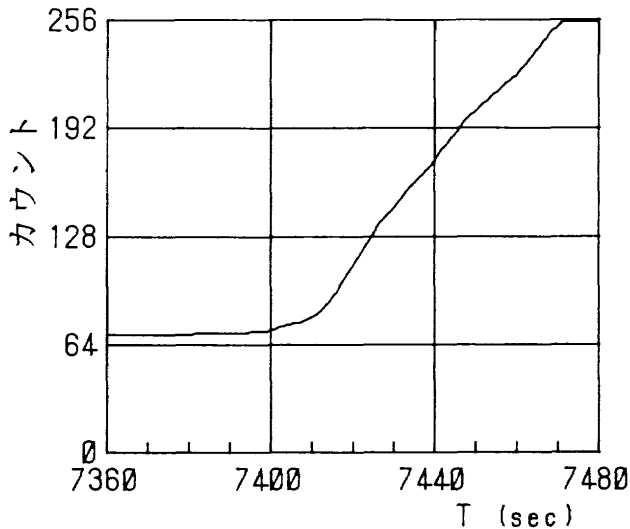


図26 飛行秒時に対する高々度圧力のテレメータ出力

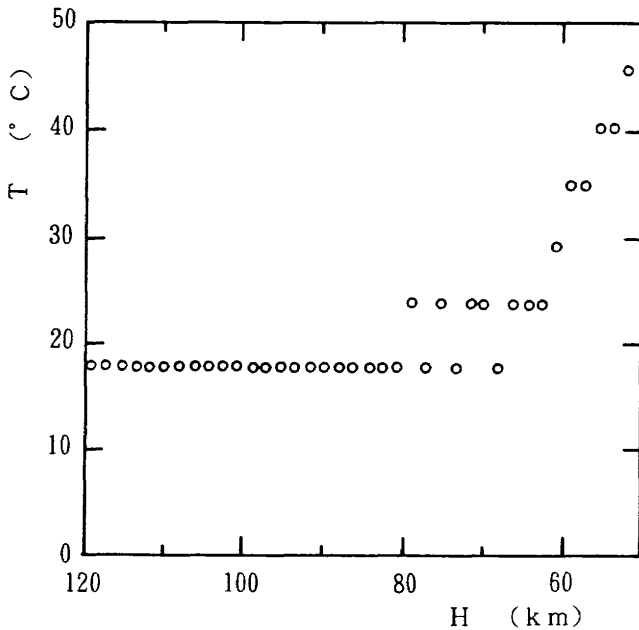


図27 高度に対する圧力導入部の温度

の結果を図27に示す。圧力導入部に取り付けた熱電対の温度データは、高度120kmから82kmまで18°C一定で、高度82kmから徐々に上がり始め、高度75kmでは25°Cであ

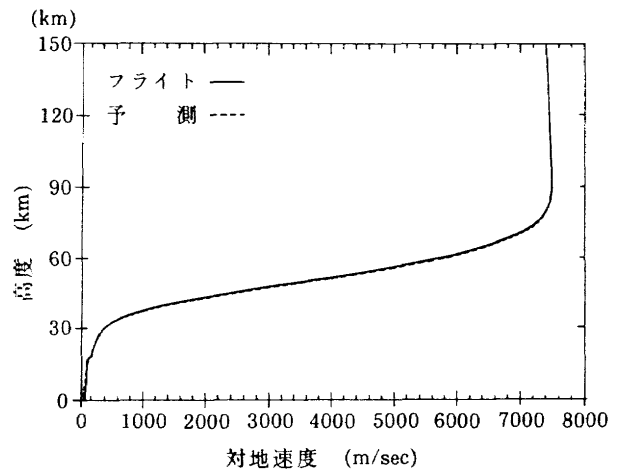


図28 高度に対する対地速度

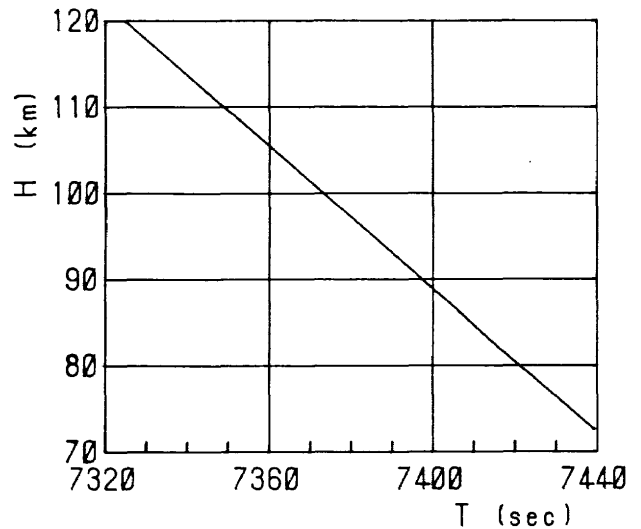


図29 発射後秒時と高度

った。この結果から希薄気体領域での温度によるトランスデューサへの影響はないと考えられる。

NASDAが取得した高度に対する対地速度の結果を図28に、発射後秒時基準で表した高度データを図29に示す。この発射後秒時に対する高度データと秒時データに対する高々度圧力の実測データとから、高度データに対する高々度圧力データの関係を求めた。これを図30に示す。実線が飛行圧力履歴の結果である。高度100kmでは飛行データの圧力値が帯状になっている。これは圧力計測の分解能を示す。ちなみに、高度120~115kmで取得されたデータは2カウントであり、計測分解能からその圧力値は、0.3300Pa~0.5578Paの間にあることを示す。飛行データとの比較のため破線で示したのは、飛行前のナビエ・ストークス(N-S)コード¹⁰⁾と直接シミュレーション・モンテカルロ(DSMC)コード¹¹⁾によるCFD解析結果

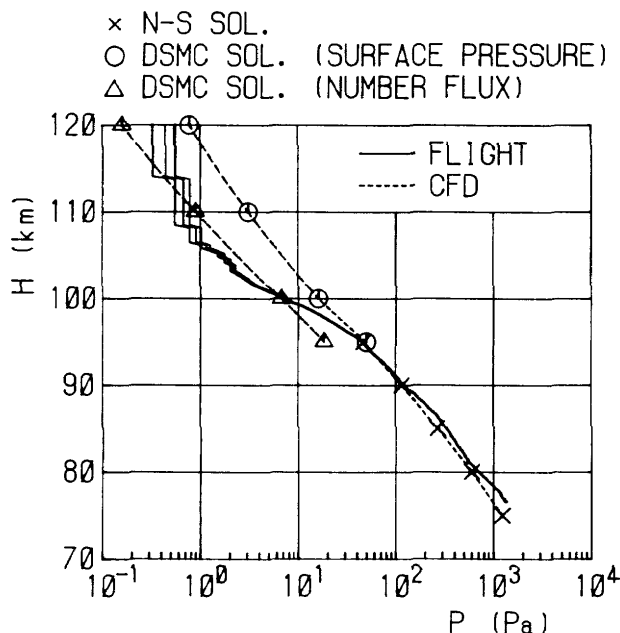


図30 高度に対する高々度圧力

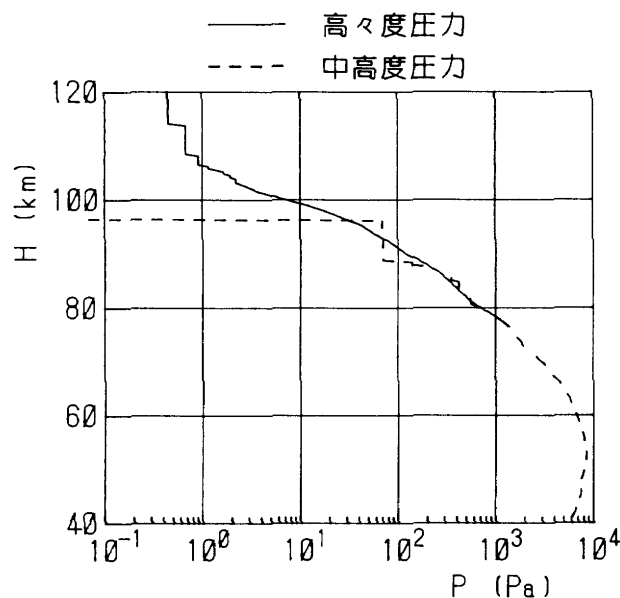


図31 高度に対する中高度圧力・高々度圧力

である。高度95km以下ではN-Sの予測(図30の×印)はほぼ実測に近いが、解析結果は、高度に対する変化の傾向が若干異なる。高度95km以上でのDSMC壁面圧力(図30の○印)の結果は、実測データと離れていることが示されている。DSMC解析値は壁面圧力の予測値である。希薄気体効果が顕著な高度約96km以上では壁面圧は導管冷却壁の終端で得られた圧力、すなわち今回の出力値とは異なる。圧力導入系の構成と管壁温度および気体温度が効いてくる。これは希薄気体分野で良く知られている。DSMC分子流入フラックス¹²⁾から求めた圧力センサ導入管内圧力を図30に△印で示す。この圧力は、高度

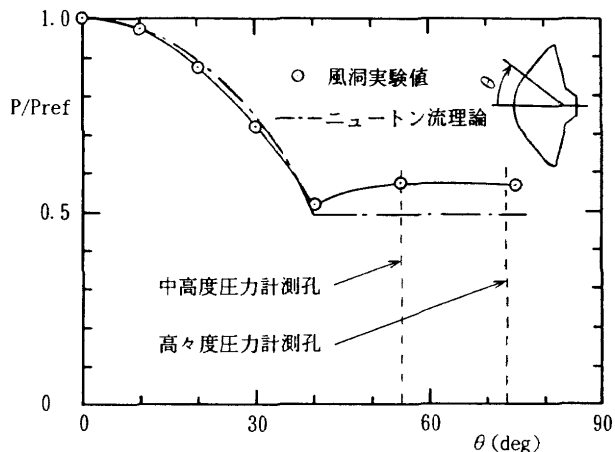


図32 OREX壁面圧力分布

100~110kmでは飛行データと良く一致している。しかし、高度95kmでは希薄気体効果が適用できないのでずれている。

NASDAは、空力加熱の厳しい中高度領域(高度約80~50km)の壁面圧力計測を行った。中高度圧力センサは、セラミックタイルの1層目に装着した。取り付けられた場所は、図2に示す。中高度圧力センサは静電容量隔膜型で、計測圧力範囲は0~30.39kPa、計測精度は1.114kPaである。NASDAが取得した高度に対する壁面中高度圧力計測データを点線で図31に示す。実線は高々度圧力である。図32にニュートン流理論で求めたOREX壁面圧力分布を一点鎖線、航技研・極超音速風洞実験値^{13),14)}を○印、澁み点圧力で無次元化した壁面圧力分布を示す。スカート部の壁面圧力はニュートン流理論より実験値のほうが高くなっているが、高々度圧力孔($\theta=73^\circ$)と中高度圧力孔($\theta=55^\circ$)の位置で壁面圧力は、ほぼ同じ値を示している。また飛行データから取得された高々度圧力センサと中高度圧力センサは、高度80km近傍での壁面圧力計測値は良く一致している。これらのことから、NALミッションとして行われた「高々度圧力計測」とNASDAミッションとして行われた「中高度圧力計測」の結果は良好なものであったと考えられる。

6. まとめ

OREXが我が国で初めての再突入実験であったが、予め計画していた高々度壁面圧力データは、良好に取得された。取得された高々度圧力データは、前もって解析されたN-Sの結果およびDSMCの結果とほぼ一致し、NASDAが取得した中高度圧力センサデータとの繋がりも良好であった。

今後の我が国の宇宙開発の基盤となる新しい宇宙輸送系には繰り返し利用される有翼の宇宙往還機が想定されその研究開発が始まっている。このような超高速、かつ

宇宙環境から着陸に至る多様で且つ厳しい飛行環境における最適な設計には、再突入環境データの取得と熱空力学特性の信頼性の高い予測法の確立が欠かせない。圧力はこのうち最も基礎的な量の一つであり、今回の軌道再突入実験において、空力環境の基礎となる高々度圧力データの取得ができ、OREXの計測ミッションとして行われた高々度圧力計測は、有意義なデータ計測であった。このような再突入時の希薄、実在気体領域の圧力計測技術と得られた知見は、他分野への応用や適用が期待できるものである。

最後にOREXの計画、遂行にあたって、宇宙開発事業団の秋元敏男副主任開発部に御教示をいただいた。また計測ミッション系のシステム設計および地上環境試験に協力頂いた日産自動車の安井英己技師、国見真志技師、原祐樹技師、および圧力計の高精度較正に標準機器を含む較正装置を運転していただき貴重な助言を頂いた工業技術院計量研究所の大岩彰氏にこの機会をお借りして深く感謝の意を表す。

参考文献

- 1) Siemers, P.M. et al.; Shuttle Flight Pressure Instrumentation: Experience and Lessons for the Future, in NASA Conference Publication 2283 "SHUTTLE PERFORMANCE: LESSONS LEARNED", March 1983
- 2) Throckmorton, D.A.; Shuttle Entry Aerothermodynamic Flight Research: The Orbiter Experiments Program, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.30, No.4, pp.449-465, 1993
- 3) Koppenwallner, G.; BREM-SAT: A small reentry satellite for rarefied gas dynamic research, Proceedings of ISRGD, 1990
- 4) NAL/NASDA HOPE研究共同チーム 軌道再突入実験サブグループ；軌道再突入実験プロジェクト開発完了報告書 平成5年9月
- 5) 恩地瑛, 山本稀義, 津田尚一；自由分子流インパクト管の理論と実験, 航技研報告TR-474, 1976年10月
- 6) Patterson, G.N.; Theory of free-molecule, orificetype, pressure probes in isentropic and nonisentropic flows, UTIA Report No.41, 1956, University of Toronto
- 7) 曾我国男, 小野寺信幸；圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響, 航空宇宙技術研究所資料TM-238, 1972年11月
- 8) Inouye, Y., Watanabe Y., Wada, Y., Akimoto, T. and Yasui, H.; Some Aerothermodynamic Measurement Results of the Orbital Reentry Experiment (OREX), ISTS 94-d-24, 1994
- 9) オッペンハイム, A.V & シェーフアー, R.W.; デジタル信号処理(上), コロナ社, pp.41~, 1978
- 10) 和田安弘；実在気体解析——6.2.3 OREX周りの計算, NAL/NASDA共同研究成果報告書, HOPEの研究——(その10)空力特性の研究(01 HOPE空力数値解析), 平成3年11月, 科学技術庁航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団
- 11) 古浦勝久；希薄気体数値風洞によるOREXとHOPE回りの希薄流シミュレーション, NAL/NASDA共同研究成果報告書, HOPEの研究——(その10)空力特性の研究(01 HOPE空力数値解析), 平成3年11月, 科学技術庁航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団
- 12) 古浦勝久；希薄大気飛行データとDSMC解析, NAL/NASDA共同研究成果報告書, HOPEの研究(その15), 軌道再突入実験(OREX)平成7年3月, 科学技術庁航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団
- 13) 下田孝幸；「風洞試験」, NAL/NASDA共同研究成果報告書, HOPEの研究, (その15), 軌道再突入実験(OREX)平成7年3月, 科学技術庁航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団
- 14) NAL/NASDA HOPE研究共同チーム；HOPE/OREXワークショップ講演論文集, 航技研特別資料SP-24, 1994年9月

航空宇宙技術研究所報告1281号

平成7年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8
