

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

気球利用型微小重力実験機用 コールドガスジェットスラスタの開発

小林 弘明, 澤井 秀次郎, 坂東 信尚, 坂井 真一郎,
石川 毅彦, 稲富 裕光, 藤田 和央, 丸 祐介, 橋本 樹明

2009年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. 高々度気球を用いた微小重力実験システムの概要.....	2
2. ガスジェットスラスタの設計.....	3
3. 地上性能確認試験.....	12
4. 飛行実験結果.....	17
5. まとめ.....	23
謝辞.....	23
参考文献.....	24

気球利用型微小重力実験機用 コールドガスジェットスラスタの開発*

小林 弘明^{*1}, 澤井 秀次郎^{*3}, 坂東 信尚^{*4}, 坂井 真一郎^{*4}, 石川 毅彦^{*5},
稲富 裕光^{*5}, 藤田 和央^{*2}, 丸 祐介^{*3}, 橋本 樹明^{*4}

Development of a Cold Gas Thruster for Micro Gravity Experimental System with High Altitude Balloon*

Hiroaki KOBAYASHI^{*1}, Shujiro SAWAI^{*3}, Nobutaka BANDO^{*4}, Shin-ichiro SAKAI^{*4},
Takehiko ISHIKAWA^{*5}, Yuko INATOMI^{*5}, Kazuhisa FUJITA^{*2}, Yusuke MARU^{*3}
and Tatsuaki HASHIMOTO^{*4}

Abstract

A novel method for micro-gravity experiments using high altitude balloon is now under development in JAXA. The notable feature of this system is its double-shell structure. Dropped from the high altitude balloon, the inner shell falls freely for 30 to 60 seconds because the outer shell is controlled not to collide with the inner shell. Sixteen number of cold gas thrusters are installed on the vehicle to control not only its falling attitude but also spacing between the inner shell and the outer shell. This paper presents design strategy and verification test results of the 50 N cold gas thrusters developed for this micro gravity experimental system. The preliminary results of the flight test are also presented to show its feasibility.

Keywords: Microgravity, Balloon, Drag-Free, Cold gas thruster

概要

現在 JAXA では、高々度気球からの自由落下を利用した微小重力実験装置の開発が進められている。この装置の特徴は、独特の二重殻構造を持つ点にあり、気球からの自由落下中に、内側の実験部を機体内部で浮遊させることで、30 秒から 60 秒の良質な微小重力環境が得られる。落下中の機体姿勢制御、および実験部と機体内壁の隙間制御用に、合計 16 基の 50N 級コールドガスジェットスラスタが搭載されている。本稿では、微小重力実験装置用に開発されたガスジェットスラスタの設計と、その地上性能試験結果、飛行試験による実証結果について示す。

* 平成 20 年 12 月 16 日受付 (received 16 December, 2008)

*1 研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

(Jet Engine Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

*2 研究開発本部 未踏技術研究センター

(Innovative Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

*3 宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系

(Department of Space Systems and Astronautics, Institute of Space and Astronautical Science (ISAS))

*4 宇宙科学研究本部 宇宙探査工学研究系

(Department of Spacecraft Engineering, Institute of Space and Astronautical Science (ISAS))

*5 宇宙科学研究本部 宇宙環境利用科学研究系

(Department of Space Biology and Microgravity Sciences, Institute of Space and Astronautical Science (ISAS))

1. 高々度気球を用いた 微小重力実験システムの概要

無重力実験を行うための手段としては、落下塔、航空機、宇宙空間を利用するものが主流であるが、その他に、高々度気球を利用するシステムが考えられている。この方式の特長は、比較的 low コストで良好な微小重力環境を 30 秒から 1 分間のオーダーで実現できることにある。気球を利用した微小重力実験装置は従来から存在する [1,2] が、筆者らのグループが提案する方式は、図 1 に示すように実験装置を二重殻構造とし、落下中の機体内部で実験部を浮遊させることによって様々な外乱の影響を排除し、従来の方法では得られない良質な環境を提供するという点で過去の例と異なる [3]。

高々度気球により高度 41km 程度まで浮揚した機体は、気球から切り離されて、自由落下に入る。自由落下中に微小重力実験を行い、その後、パラシュートを開傘して減速、洋上に着水する。着水した機体は回収船、ヘリコプターなどにより回収され、整備の後、次の実験に再利用される。機体は、全長 4.0m、直径 0.556m の円錐円筒形状をとり、機体後部に空力安定のため 4 枚の尾翼を装備する。機体主要部は CFRP 製であるが、先端部ノーズコーンは、コア材の発泡ウレタンの両側に GFRP

スキンを貼り合わせたサンドイッチ構造としている。これは、電波透過性を確保し、その内部に通信アンテナを配置することを意図している。また、尾翼は、コア材を発泡ウレタン、スキン材を CFRP とするサンドイッチ構造をとることで、重量を抑えつつ強度を確保している。機体円筒部は、大きく 3 つの部分に分かれており、機首寄りから、主要機器搭載部、微小重力実験部、パラシュート部、となっている。このうち、主要機器搭載部と微小重力実験部は気密構造になっており、上空でもほぼ大気圧を保持する一方、実験終了後、海上に着水した際に、内部機器を海水から保護するとともに浮力を得る。自由落下中、機体中央部にある球形の微小重力実験部が機体に対して非接触で浮かぶように、機体の位置・姿勢を 16 基のガスジェットスラスタで制御する。これによって微小重力実験部の内部では高品質の微小重力環境が得られる。空力設計結果より、本実験装置の空気抵抗は、最大で 100N 程度発生すると推定された [4]。これを元に、デューティ 50% 程度で空気抵抗をキャンセルできる推進系として、機体後端に 50N 級スラスタを 4 基配置することとした。スラスタの形式としては、運用の容易性を重視し、高圧空気によるコールドガスジェットスラスタを採用した。ス

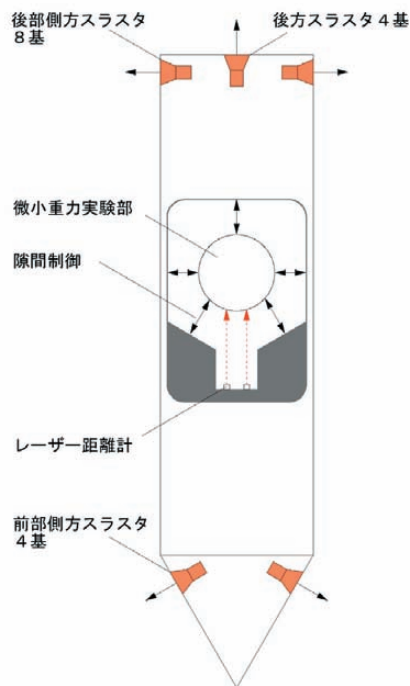


図 1 微小重力実験機のご概念

スラスタのコントローラは、制御周期 8Hz でパルス状にスラスタ弁を開閉し、デューティ比を調整することで機体内壁と微小重力実験部が衝突しないように制御を行う。制御系は、CFD による空気抵抗の予想値を元にしたフィードフォワード制御と、PD 制御器によるフィードバック制御を組み合わせた構成とした [5]。

2. ガスジェットスラスタの設計

表 1 に微小重力実験システム用に開発したコールドガスジェットスラスタの主要諸元を示す。スラスタの設計条件は、空気抵抗キャンセルのために最大推力を発生する対地高度 32 km（気球分離してから約 40 秒後）とした。スラスタ単体の理想推力は、要求推力 50N に対してマージンを取り、60N とした。作動流体は高圧空気、スラスタチャンバ圧は 1.8MPa、空気流量は 0.084kg/s である。スロート直径は 5mm、ノズル出口直径は 40mm で、ノズル開口比は 64 となる。ノズル形状には製作の容易なコニカル形状を採用した。なお、後述の地上試験用スラスタとしては、表 1 に示すように、大気圧で適正膨張となる短ノズルを使用した。

図 2 に、ガスジェット系の高圧ガス供給系統図を示す。気密室内部のガス容器 2 本から供給され

る高圧空気は、容器元弁、フィルタ、一次圧配管を經由し、減圧弁で 2MPa に減圧され、二次圧配管を通して前部ガスジェットモジュール、および後部ガスジェットモジュールに分配される。前部ガスジェットモジュールは、前部マニフォールドと 4 基のスラスタより構成され、後部ガスジェットモジュールは後部マニフォールドと 12 基のスラスタより構成される。気密隔壁を貫通する一次圧配管、および二次圧配管の接続には Swagelok 社のバルクヘッドユニオンを使用した。表 2 に、ガスジェット系の構成機器一覧を示す。ガス容器には、充填圧 29.4MPa の Luxfer 社製 9 リットル複合容器 (M87M-LJ) を使用した。容器 2 本の合計搭載ガス量は 6.4kg である。一次系と二次系の圧力センサにはミネベア社のアンプ内蔵圧力トランスデューサ NS-100A を使用した。減圧弁には、TESCOM 社の手動式大流量タイプ 44-1300 を使用した。一次圧配管、および前部/後部マニフォールドには、SUS316 チューブを使用した。また二次圧配管には、気密隔壁における脱着作業性を考慮し、Swagelok 社のサーモプラスチックチューブを使用した。

ガスジェット系の構成で最大の問題となったのが、スラスタ弁の選定についてであった。本実験装置は、機体に合計 16 基のスラスタを装備する。

表 1 コールドガスジェットスラスタ諸元

項目	単位	飛行試験用スラスタ (長ノズル)	地上試験用スラスタ (短ノズル)
設計条件	-	高度 32km	地上
作動流体	-	乾燥空気	乾燥空気
ノズル形状	-	コニカルノズル	コニカルノズル
推力	N	60.3	47.9
スロート直径	mm	5.0	5.0
ノズル出口直径	mm	8.215	40.0
半頂角	deg	15	15
ノズル開口比	-	64	2.7
ガス流量	kg/s	0.084	0.084
チャンバ温度	K	288	288
チャンバ圧力	MPa	1.8	1.8
ノズル出口圧	MPa	0.00087	0.1013

The diagram shows two nozzle configurations side-by-side. On the left is the '飛行試験用スラスタ' (Flight Test Nozzle), which features a long, conical nozzle section extending from the chamber. On the right is the '地上試験用スラスタ' (Ground Test Nozzle), which has a much shorter nozzle section. Both diagrams show the internal flow path and the nozzle exit.

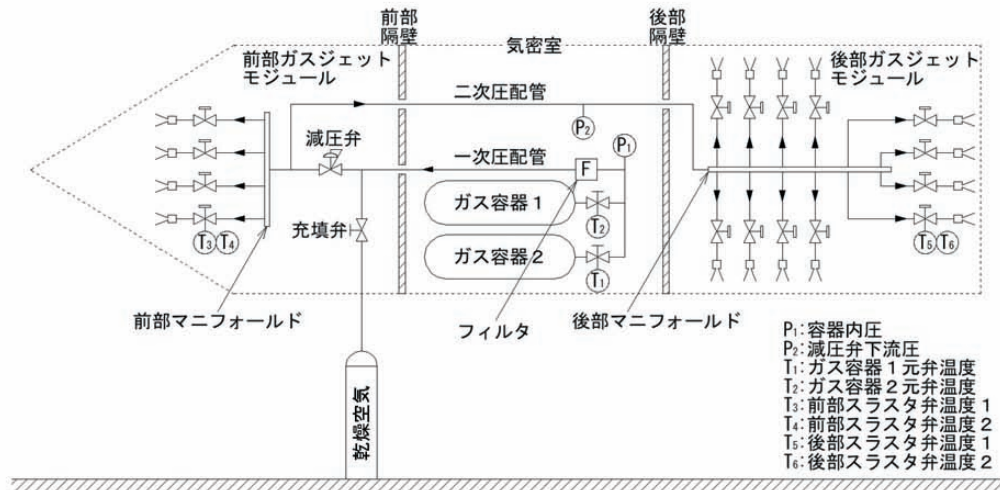


図2 ガスジェット高圧ガス系統図

表2 ガスジェットシステム構成表

(1) 前部ガスジェットモジュール

名称	メーカー／型式	数量	重量 kg
減圧弁	TESCOM / 44-1300	1	2.8
スラスタ弁	コガネイ / B5404-A-12.0	4	2.4
温度センサ	Analog Device / AD590JF	2	0
テープヒーター	坂口電熱 / クレイボンテープヒーター G-16	4	0
断熱シート	ハイマウント / サバイバルシート GS	1	0
前部隔壁	スーパーレジン工業株式会社	1	4.4
スラスタノズル	ゴーチヤイルド株式会社	4	2.0
配管・継手	Swagelok 等	1	5.0

(2) 気密室内部ボンベパネル

名称	メーカー／型式	数量	重量 kg
高圧ガス容器	Luxfer / M87M-LJ	2	17.0 (*1)
温度センサ	Analog Device / AD590JF	2	0
圧力センサ	ミネベア / NS-100A	2	0.6
ボンベパネル	清水機械	1	5.58
配管・継手	Swagelok 等	1	2.20

*1 満充填時

(3) 後部ガスジェットモジュール

名称	メーカー／型式	数量	重量 kg
スラスタ弁	コガネイ / B5404-A-12.0	12	7.2
温度センサ	Analog Device / AD590JF	2	0
テープヒーター	坂口電熱 / クレイボンテープヒーター G-16	12	0
断熱シート	ハイマウント / サバイバルシート GS	1	0
後端パネル	スーパーレジン工業株式会社	1	2.1
スラスタノズル	ゴーチヤイルド株式会社	12	6.0
配管・継手	Swagelok 等	1	2.0

合計重量 : 59.3 kg

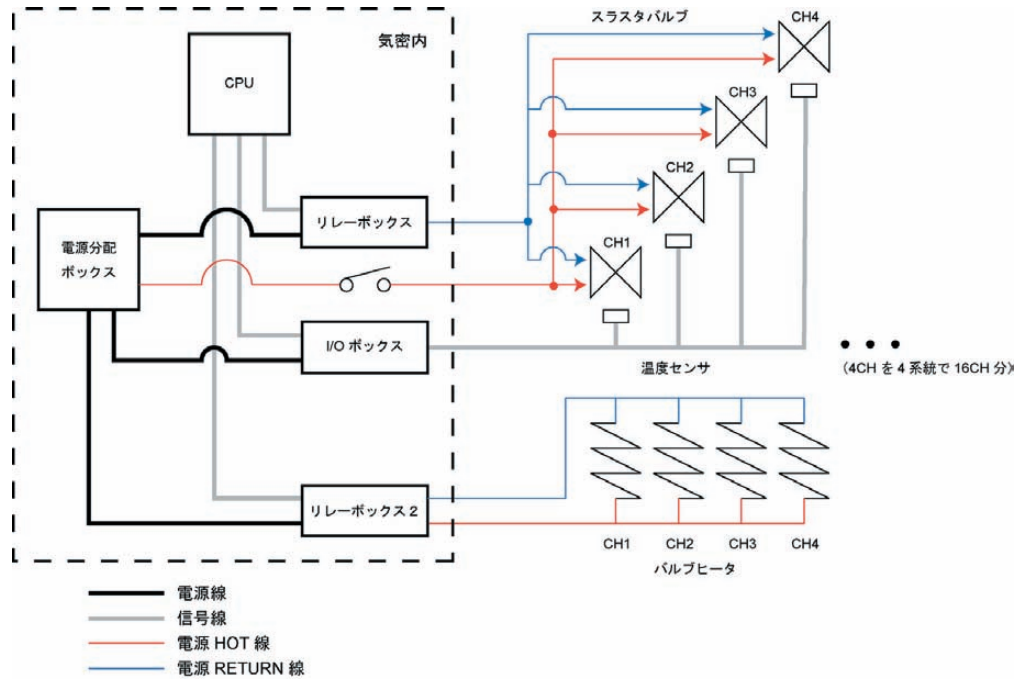


図3 ガスジェット電気系統図

実験終了後、海上に着水した機体は、洗浄され次の実験で再利用されることになるが、スラスタ弁は海水に対して暴露状態にあり、錆や異物混入の影響で気密性が劣化し、再使用に耐えないことが懸念された。実験毎の交換を前提とした場合、16基ものスラスタ弁に航空宇宙用バルブを採用することはコスト上現実的ではなく、一般工業用バルブの採用が不可欠であった。スラスタ弁に対する要求仕様として、最高使用圧 2MPa 以上、CV 値 1.63 以上（バルブ上流圧 2MPa で設計流量 0.084kg/s を流したときに下流圧 1.8MPa 以上）が求められる。この要求をもとに、本システムではコガネイ製の内部パイロット型 2 ポート弁 B5404-A-12.0 (CV 値 2.33) を採用することとした。このバルブは、流体自体の圧力を利用して作動する内部パイロット型のため、直動型に比べると大流量向きであるが応答性が低い。バルブの応答速度や低温特性を把握するための地上性能試験を実施した結果、後述のように低温環境で応答のばらつきが大きくなることが判明した。このため、スラスタ弁をヒータによって加温するとともに、断熱シート施工を行った。図3に、関連する電気系統図を示す。ヒータにはクレイボンテープヒータ G-16 を使用し、ヒータの抵抗値は、低温環境試験の結果得られた熱損失特性をもとに、スラスタ弁 1 基あたり 24 Ω (24W) とした。気球が上昇中、テレメトリデータ

でスラスタ弁温度を監視し、必要に応じてヒータオンコマンドを送信し、スラスタ弁温度が 0℃ を下回らないように制御した。監視用の温度センサには、Analog Device 社の半導体温度センサ AD590JF を使用し、前部ガスジェットモジュールのスラスタ弁外壁面に 2 点、後部ガスジェットモジュールのスラスタ弁外壁面に 2 点、および高圧ガス容器元弁に 2 点を設置した。断熱シートには、ハイマウント社のサバイバルシート GS を使用した。

表3に、ガスジェット系を構成するバルブ、配管等の諸元を示す。図4に、容器元弁（オリフィス径 3mm）におけるチョーク流量、および減圧弁供給流量（CV 値 0.8）から、同時噴射可能なスラスタ数を算出した結果を示す。これから、抗力キャンセルのために後方スラスタ 4 基を同時噴射できる容器元圧は、10MPa 以上必要であることが分かる。ガス供給能力としては、容器元弁のオリフィス径がボトルネックとなっている。表4に、後方スラスタ 4 基同時連続噴射時の配管における圧損を示す。配管圧損の予測には、Fanning の式、平滑管の摩擦係数として Blasius の式を使用した結果、一次圧配管の圧力損失は 0.021MPa、二次圧配管の圧力損失は合計で 0.124MPa と予測された。

図5に、微小重力実験システム全体の機器搭載図、三面図、アイソメ図を示す。図6に、気密室内部に搭載するボンベパネルの組立図を、図7

表3 バルブ／配管／容器一覧表

(1) バルブ一覧

名称	メーカー／型式	数量	サイズ	最高使用圧	材料
ガス容器1元弁	大東バルブ	1	オリフィス径 3mm	29.4MPa	SUS
ガス容器2元弁	大東バルブ	1	オリフィス径 3mm	29.4MPa	SUS
減圧弁	TESCOM/44-1300	1	CV 値 0.80	29.4MPa	SUS
充填弁	Swagelok/SS-3NBS4	1	CV 値 0.35	29.4MPa	SUS
前部スラスト弁	B5404-A-12.0	4	CV 値 2.33	2.0MPa	真鍮
後部スラスト弁	B5404-A-12.0	12	CV 値 2.33	2.0MPa	真鍮

(2) 配管一覧*1

名称	数量	長さ	サイズ	最高使用圧	材料
一次圧配管	1	700 mm	外径 12.7 mm, t1.65 mm	29.4 MPa	SUS316
前部マニフールド	1	1540 mm	外径 25.4 mm, t1.65 mm	2.0 MPa	SUS316
二次圧配管	2	3000 mm	呼び径 1/2 インチ	2.0 MPa	ナイロン
後部マニフールド	1	1540 mm	外径 25.4 mm, t1.65 mm	2.0 MPa	SUS316

*1 二次圧配管には、Swagelok 製サーモプラスチックホース 7R シリーズを使用した。前部隔壁／後部隔壁での配管接続には、Swagelok 製バルクヘッドユニオン SS-810-61、およびフル・フロー型クイックコネクツ SS-QF8-S-810を使用した。一次圧配管系のフィルタには、Swagelok 製溶接式インライン・フィルタ SS-4FW4-2 (エレメント $2 \mu\text{m}$) を使用した。

(3) 容器一覧

名称	数量	内容量	外径	全長	充填圧	耐圧	ガス
ガス容器1*1	1	9 Liter	181mm	542mm	29.4MPa	40MPa	乾燥空気
ガス容器2*1	1	9 Liter	181mm	542mm	29.4MPa	40MPa	乾燥空気

*1 Luxfer 製複合容器 M87M-LJ

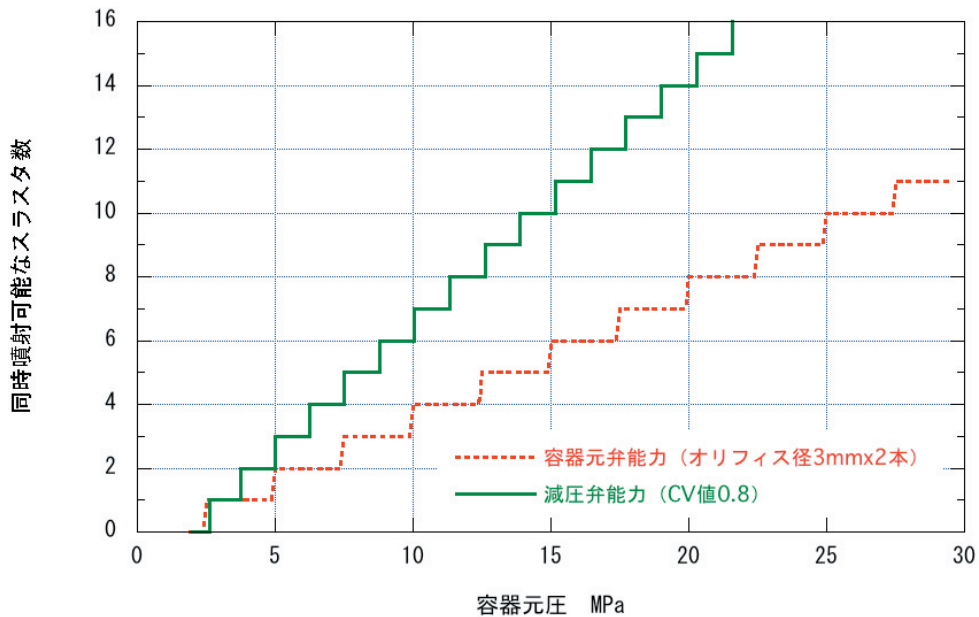


図4 ガス供給能力

表 4 配管圧力損失

名称	流路面積 mm ²	長さ mm	流量 g/sec	流速 Mach	入口圧 MPa	圧損 ^{*1} MPa
一次圧配管	69	700	336	0.041	29.4	0.021
前部マニフォールド	384	1540	336	0.12	1.8	0.013
二次圧配管	253	3000	336	0.18	1.8	0.098
後部マニフォールド	384	1540	336	0.12	1.8	0.013

*1 スラスタ4基同時噴射時の予測値

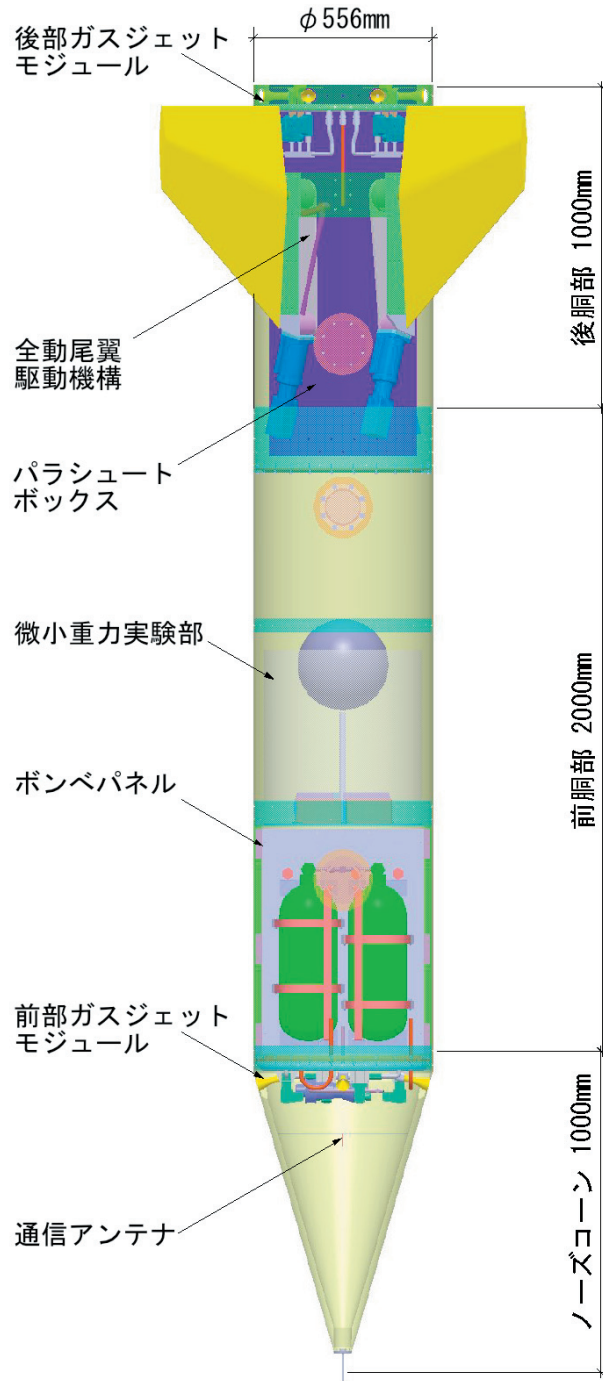


図 5(1) 機器搭載図

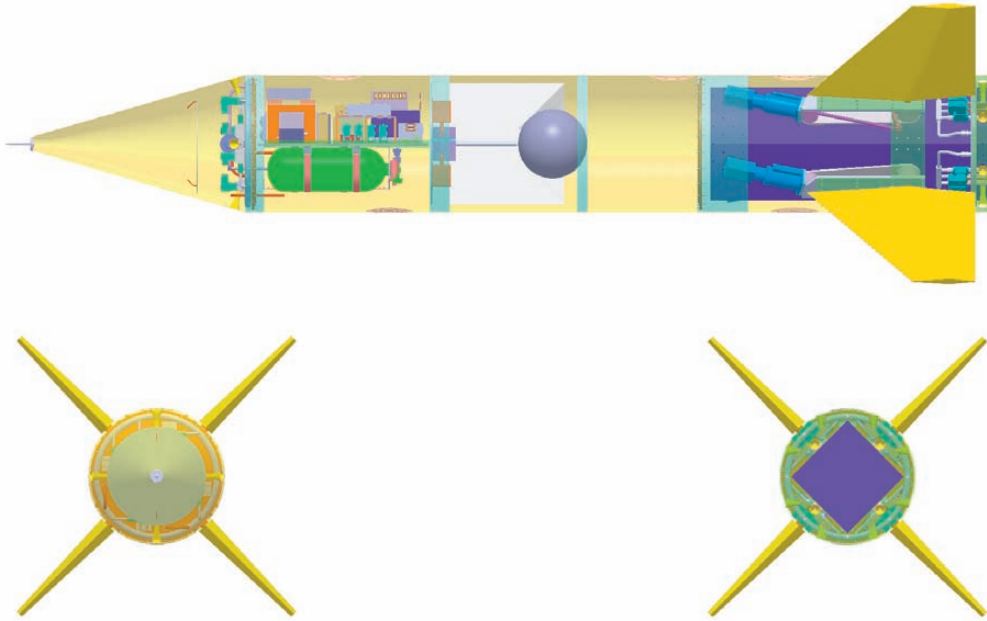


図 5(2) 三面図

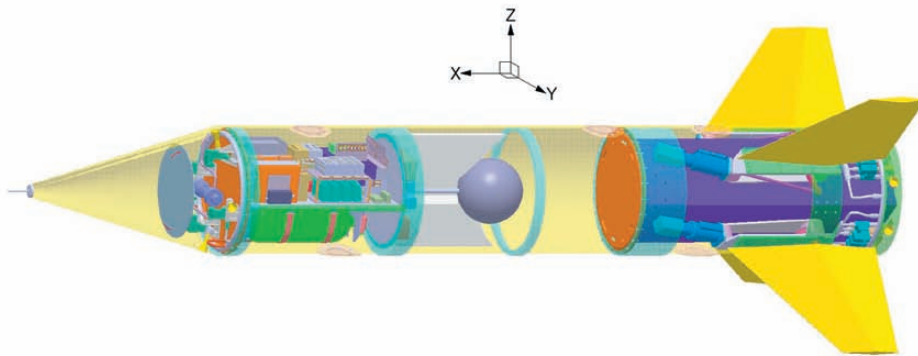


図 5(3) アイソメ図

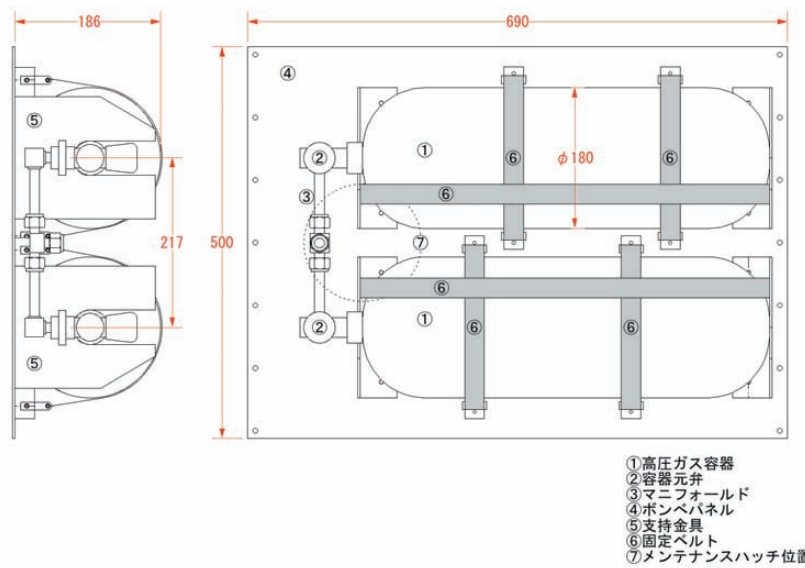


図 6 ポンベパネル組立図



図7 ポンペパネル写真

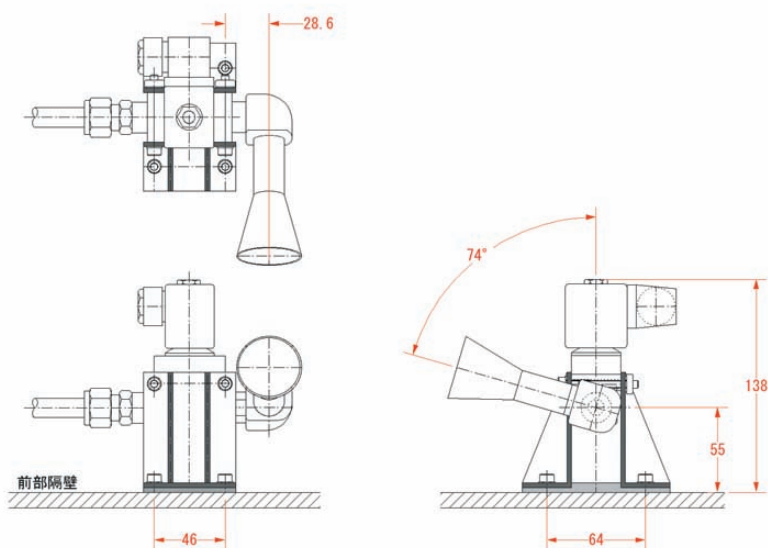


図8 前部ガスジェット単体図

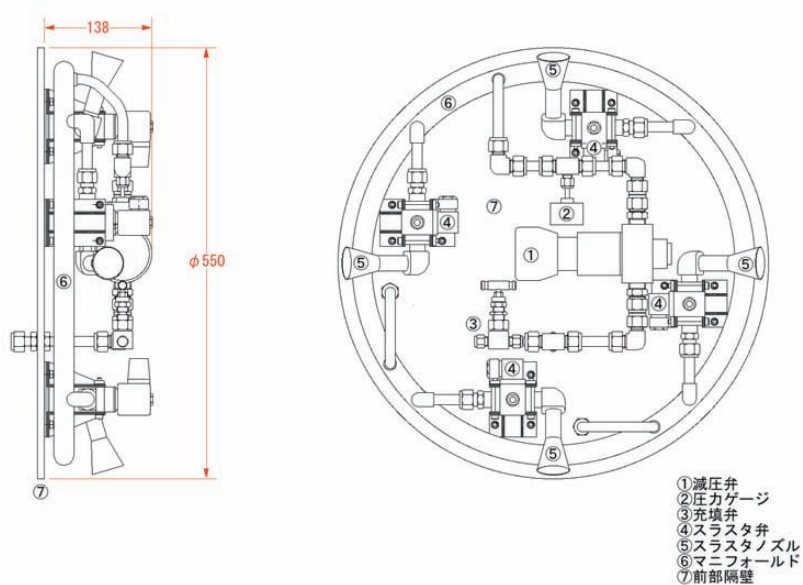


図9 前部ガスジェット組立図

に写真を示す。高圧ガス容器は 690mm × 500mm、肉厚 3mm のアルミプレート上に、支持金具および締結ベルトによって固定される。ボンベパネルは、主要機器搭載パネルの裏側に設置され、M5 ボルト 14 本で共締される。図 8 に、前部ガスジェットの単体図を示す。前部ガスジェットは、前部隔壁に M5 ボルト 4 本で固定される。ノズル噴射方向は、半頂角 16 度のノーズコーン壁面から垂直方向にガスが噴射されるように、機体軸に対して 74 度傾斜させている。図 9 に、前部ガスジェットモジュールの組立図を、図 10 に写真を示す。円形の前部隔壁中央下よりからバルクヘッドユニオンを介し

て一次圧配管が立ち上がり、減圧弁、マニフォールド（1 インチ管）に至る。マニフォールドからは、4 基のスラスタ弁への配管が分岐するとともに、後部ガスジェットモジュールへの二次圧配管が 2 本分岐し、前部隔壁のバルクヘッドユニオンに接続する。前部ガスジェットモジュールは、その他の構成品として、ガス充填用の手動弁、および二次圧確認用のブルドン式圧力ゲージを備える。図 11 に、後部ガスジェットモジュールの組立図を、図 12 に写真を示す。前部隔壁のバルクヘッドユニオンから延びる 2 本の二次圧配管（サーモプラスチックチューブ）は、後部隔壁を貫通した後、

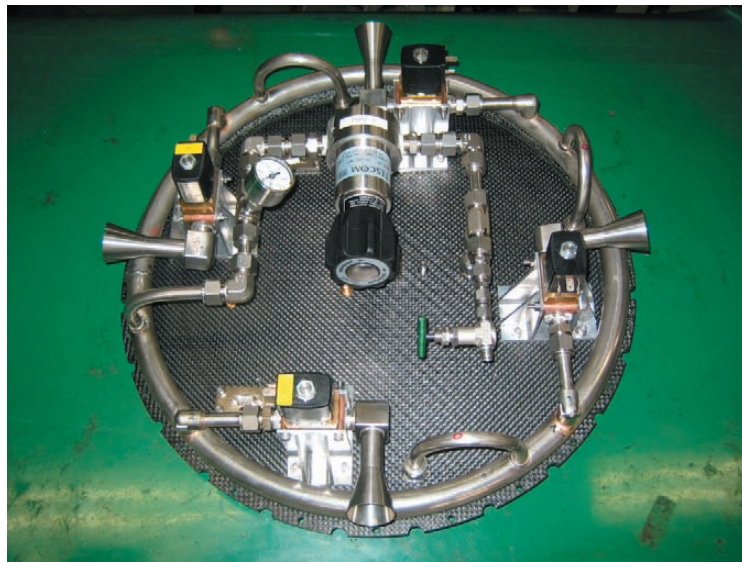


図 10 前部ガスジェット写真

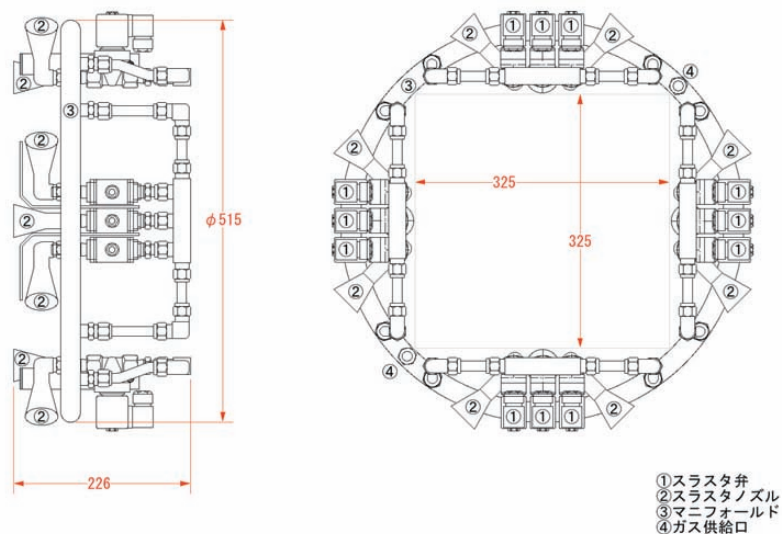


図 11 後部ガスジェット組立図

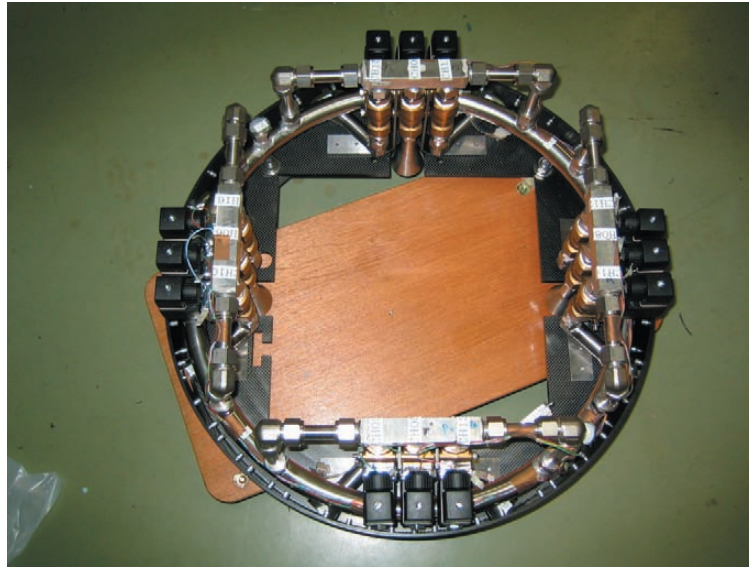


図 1 2 後部ガスジェット写真

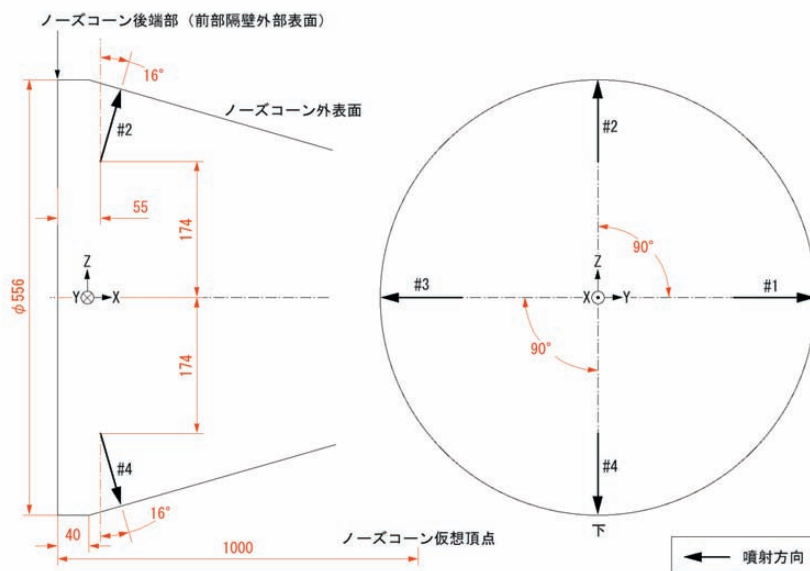


図 1 3 前部ガスジェット推力ベクトル図

後部ガスジェットモジュールのマニフォールド（1 インチ管）に接続される。マニフォールドからは 8 本の 1/2 インチ管が分岐し、後方スラスタ 4 基と側方スラスタ 4 基に対してガスを供給する。後方ガスジェットモジュールは、325mm 四方の矩形断面を持つパラシュートボックス、および全動尾翼駆動機構と干渉しない限られたスペースに搭載できるように、できるだけコンパクトに設計されている。ガスジェットシステムの重量は、前部ガスジェット 16.6kg、気密室内部ポンペパネル 25.4kg、後部ガスジェット 17.3kg の合計 59.3kg で

あり、機体全備重量 301.5kg の約 20% を占める。

図 1 3 に前部ガスジェットモジュールの推力ベクトル図を、図 1 4 に後部ガスジェットモジュールの推力ベクトル図を示す。前部ガスジェットスラスタ #1, #2, #3, #4 の噴射方向は、前述のようにノーズコーン壁面に対して垂直となっており、Y, Z 方向制御に加え、減速 (-X) 方向制御の役割も担っている。ロール制御を行うために、後部ガスジェットモジュールは同方向に 2 基の側方スラスタを、212mm の間隔を置いて装備する。例えば、#9, #11, #14, #16 を噴射することで、X 軸＋方向のロール制

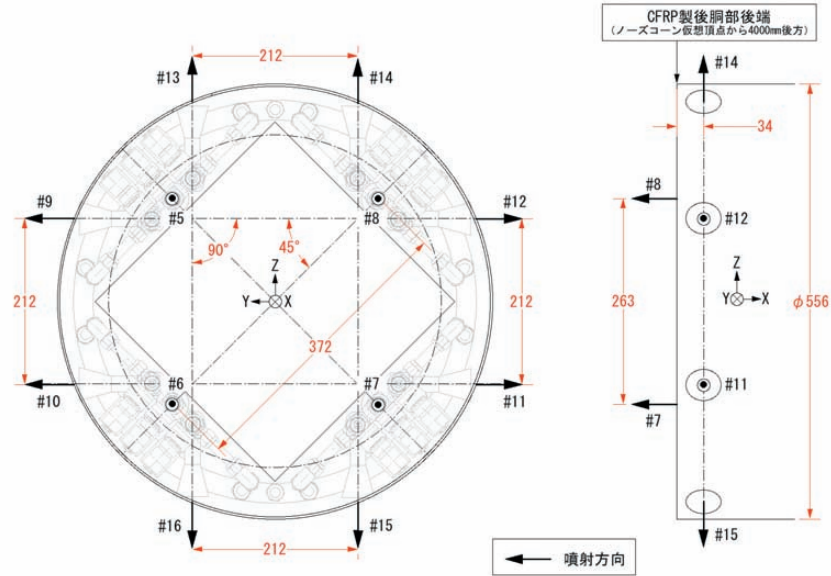


図14 後部ガスジェット推力ベクトル図

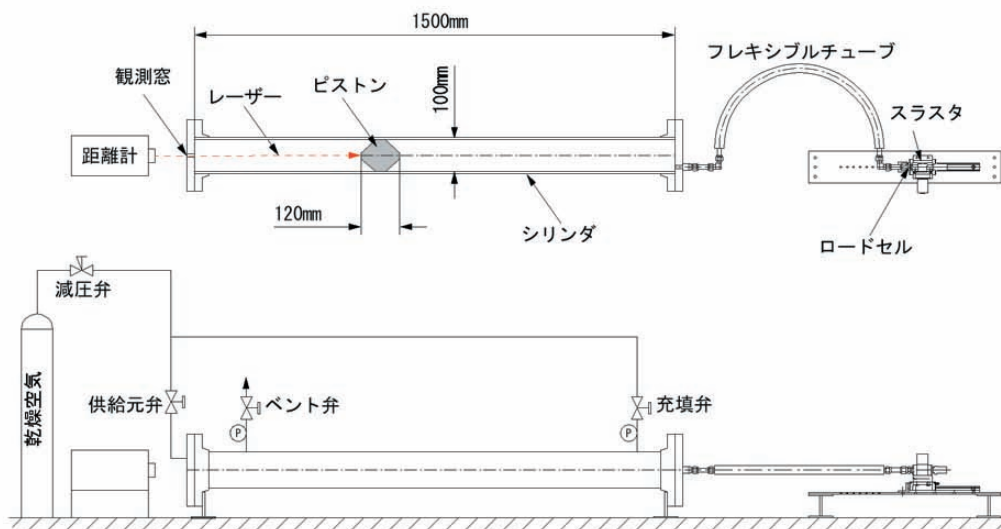


図15 スラスタ校正装置図

御を行うことができる。また、#4、#15、#16を噴射することで、+Z方向の隙間制御を行うことができる。

3. 地上性能確認試験

一般工業用バルブをスラスタ弁として採用するガスジェットスラスタの特性を取得するために、地上性能確認試験を実施した。図15に、地上試験で使用したスラスタ校正試験装置を示す。図16に地上試験で使用したスラスタの図面を、図17、図18に試験時の写真を示す。本校正装置

は、スラスタへのガス供給源として、内部に直径100mmのピストンが挿入された全長1.5mのエアシリンダを使用する。エアシリンダ上流には、常にポンプから減圧弁を介してガスが供給された状態となっている。スラスタ弁を開閉すると、エアシリンダ下流のガスが消費されて圧力バランスがくずれ、ピストンが下流方向に移動する。ピストンの移動距離をレーザー変位計で計測することで、スラスタへのガス供給量を算出することができる。パルス状に開閉するスラスタ弁の流量特性を調べるには、タービンフローメータ等のような瞬時値

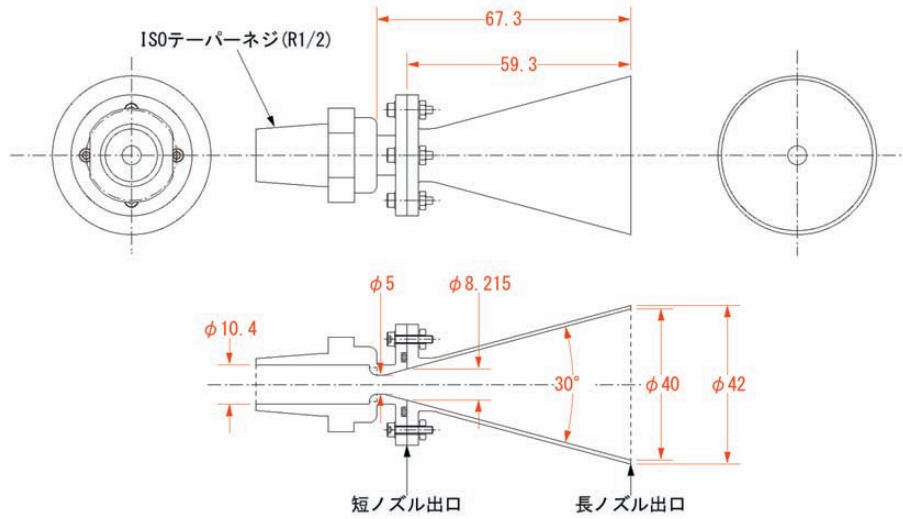


図 1 6 地上試験用スラスタ図

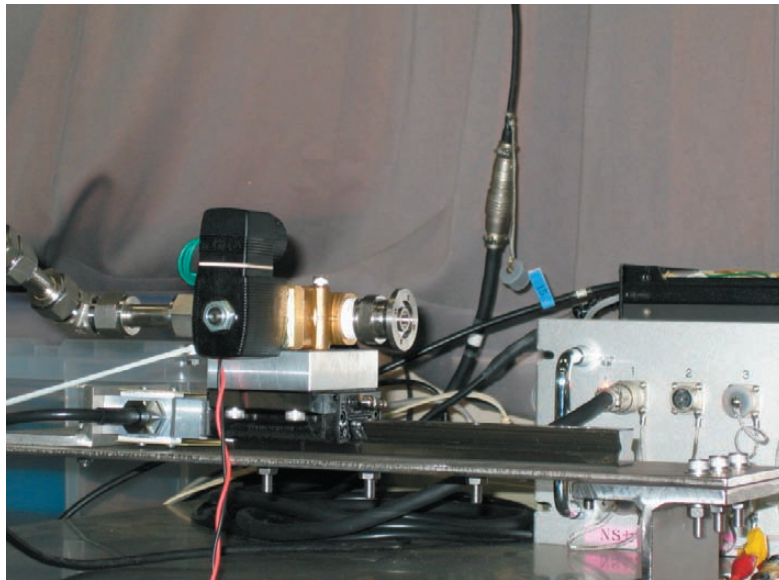


図 1 7 スラスタ校正装置写真

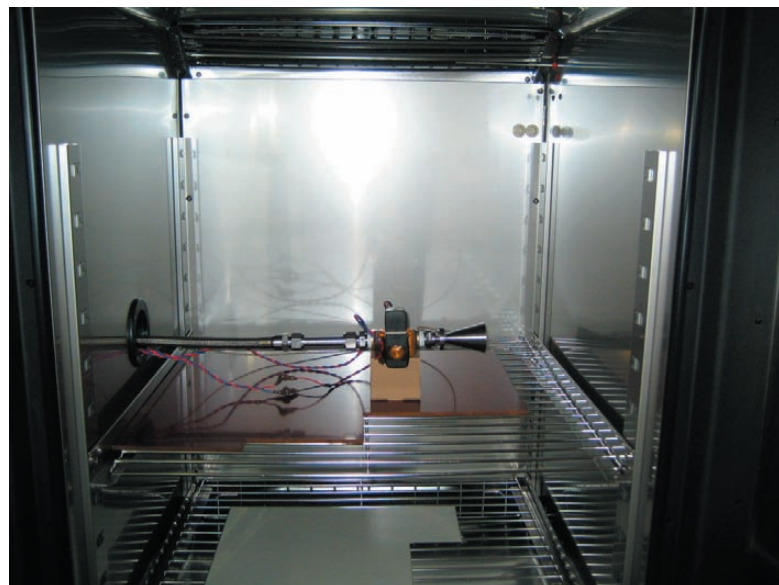


図 1 8 低温環境試験写真

表 5 計測項目表

(1) 搭載計測項目

No.	記号	名称	センサ型式	計測レンジ
1	P1	容器内圧	ミネベア /NS-100A 35MPa	0 - 35MPa
2	P2	減圧弁下流圧	ミネベア /NS-100A 5MPa	0 - 5MPa
3	T1	ガス容器1元弁温度	Analog Device/AD590JF	-60°C - +30°C
4	T2	ガス容器2元弁温度	Analog Device/AD590JF	-60°C - +30°C
5	T3	前部スラスタ弁温度1	Analog Device/AD590JF	-60°C - +30°C
6	T4	前部スラスタ弁温度2	Analog Device/AD590JF	-60°C - +30°C
7	T5	後部スラスタ弁温度1	Analog Device/AD590JF	-60°C - +30°C
8	T6	後部スラスタ弁温度2	Analog Device/AD590JF	-60°C - +30°C

(2) 地上試験計測項目

No.	記号	名称	センサ型式	計測レンジ
1	Tc	恒温槽温度	K-type 熱電対	-60°C - +30°C
2	Tv	弁体表面温度	K-type 熱電対	-60°C - +30°C
3	PP-1	ピストン上流圧	ミネベア /NS-100A 5MPa	0 - 5MPa
4	PP-2	ピストン下流圧	ミネベア /NS-100A 5MPa	0 - 5MPa
5	PP-3	ノズルチャンバ圧	ミネベア /NS-100A 5MPa	0 - 5MPa
6	XP-1	ピストン位置	レーザー変位計	0 - 1500mm
7	L-1	推力	TEAC ロードセル	0 - 20kgf

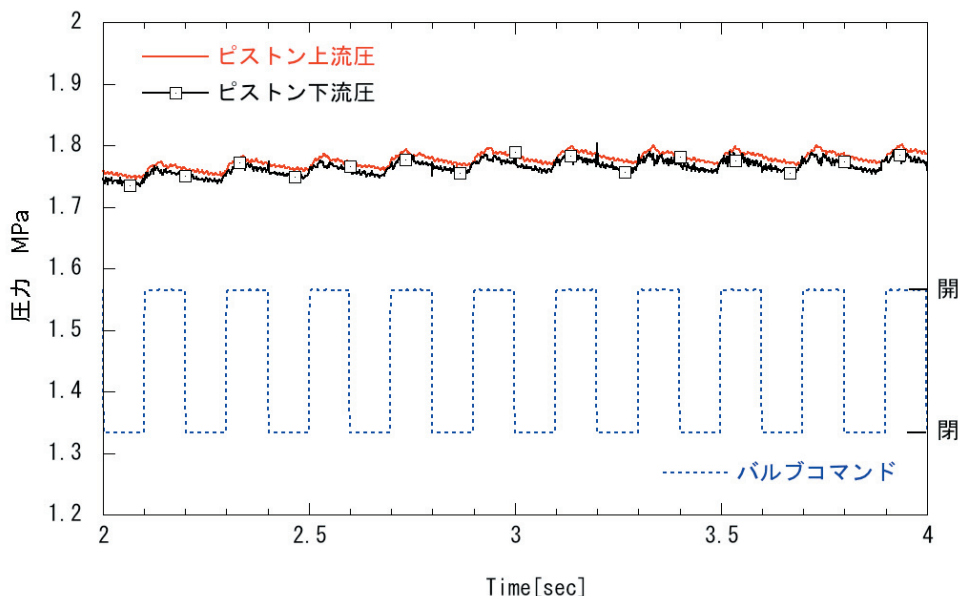


図 19 スラスタ校正装置の作動状況

計測ではなく、積分値計測が適している。本方式は、高精度の流量計測と一定圧力でのスラスタ弁作動を簡易な計測系で実現している点に特長がある。

表 5 (2) に、地上性能確認試験時の計測項目を示す。データ収録、およびバルブ駆動には National Instruments 社のマルチファンクションカード DAQCard-6036E を使用し、サンプル周波数は

500Hz とした。図 19 に、スラスタ弁を 8Hz でパルス状に作動させた時の、ピストン上流圧と下流圧の履歴を示す。これから、スラスタ弁が作動している間、ほぼ一定圧力のガスを供給できていることが分かる。

地上性能確認試験では、スラスタを恒温槽の中にセットし、環境温度を常温から -60 度まで変化

表 6 大気圧条件における定常推力

温度環境：常温，ノズル：短ノズル

ノズル	減圧弁設定	ノズルチャンバ圧	ガス流量	推力	ノズル効率	比推力
	MPa	MPa	g/sec	kgf	-	sec
No1	1.00	0.71	33.3	1.321	0.780	55.9
	1.50	1.11	51.7	2.325	0.823	59.6
	1.75	1.30	60.9	2.768	0.814	59.1
	2.00	1.50	70.1	3.296	0.827	60.3
No2	1.00	0.71	33.3	1.257	0.743	53.3
	1.50	1.11	51.7	2.277	0.806	58.4
	1.75	1.30	60.9	2.708	0.796	57.9
	2.00	1.50	70.1	3.236	0.812	59.2
No3	1.00	0.71	33.3	1.246	0.736	52.8
	1.50	1.11	51.7	2.258	0.800	57.9
	1.75	1.30	60.9	2.794	0.821	59.7
	2.00	1.50	70.1	3.257	0.817	59.6
No4	1.00	0.71	33.3	1.280	0.756	54.2
	1.50	1.11	51.7	2.265	0.802	58.1
	1.75	1.30	60.9	2.749	0.808	58.7
	2.00	1.50	70.1	3.222	0.808	58.9

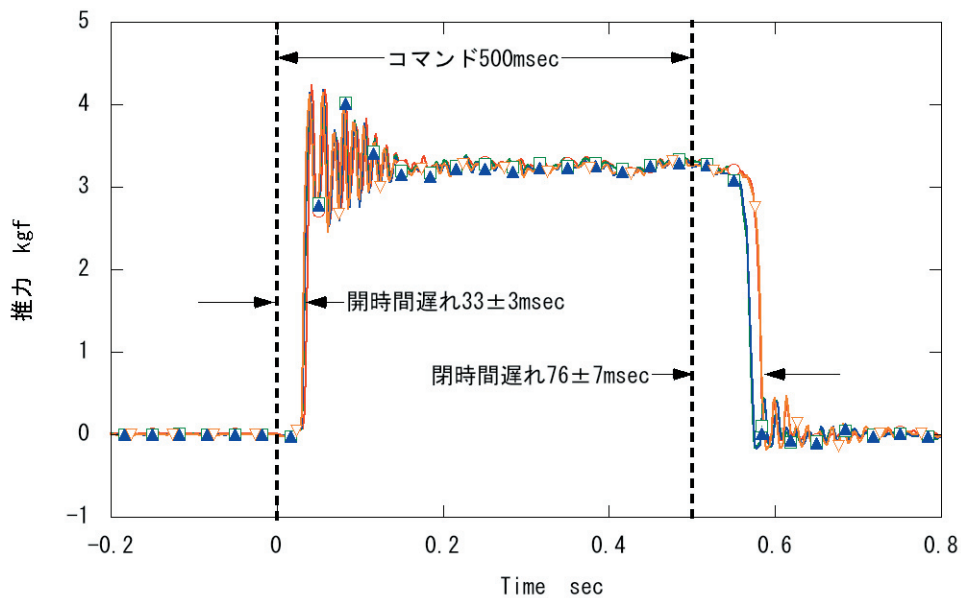


図 2 0 常温環境下の推力特性

させて推力，弁作動特性の取得を行った．また，スラスタ弁およびノズルを 4 セット用意し，特性の個体差を取得した．表 6 に，常温環境でスラスタを噴射した時の定常推力計測値を示す．ノズルには短ノズルを使用している．ノズル効率（大気圧までの等エントロピ膨張を仮定した時の理想推力と，実際にロードセルで計測した推力の比）は，個体間やノズルチャンバ圧によって多少のばらつ

きが見られるものの，おおむね 81% という値が得られた．図 2 0 に，常温環境でスラスタ弁を単発で作動させた時の，推力応答を示す．これから，開時間遅れが 33msec，閉時間遅れが 76msec であることが分かった．従って，例えば 100msec 開指令したときの実際のバルブ開時間は 143msec となる．バルブ個体間のばらつきは開時間遅れが ± 3msec，閉時間遅れが ± 7msec となった．図 2 2 に，

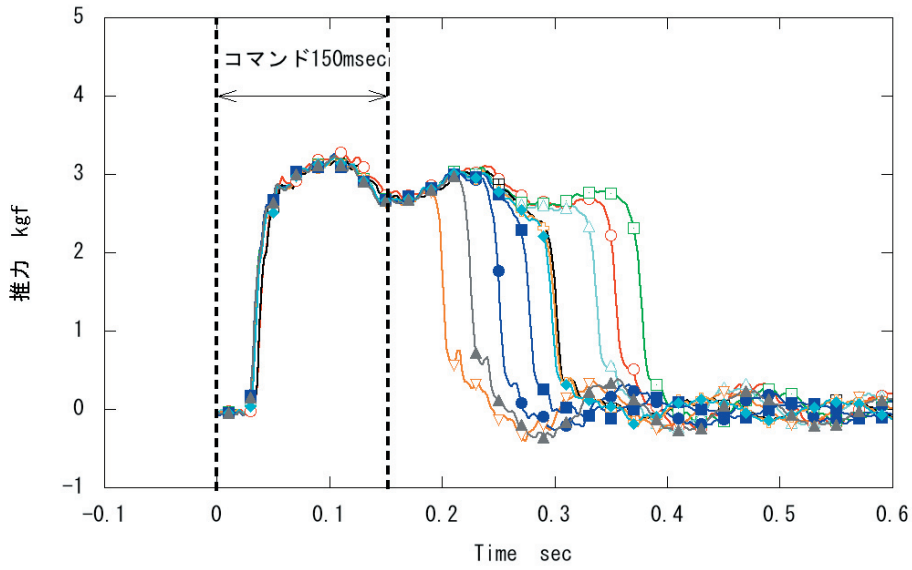


図 2 1 低温環境下の推力特性

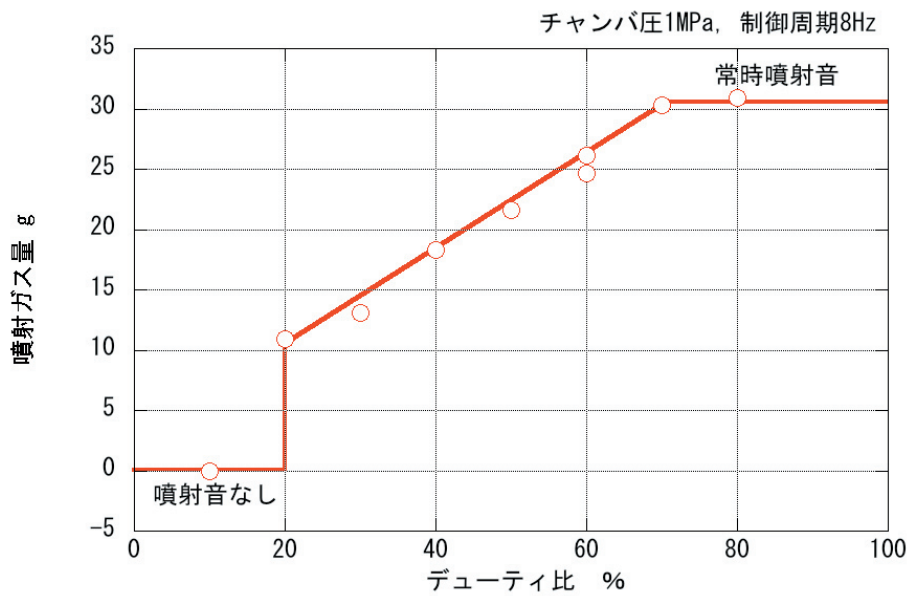
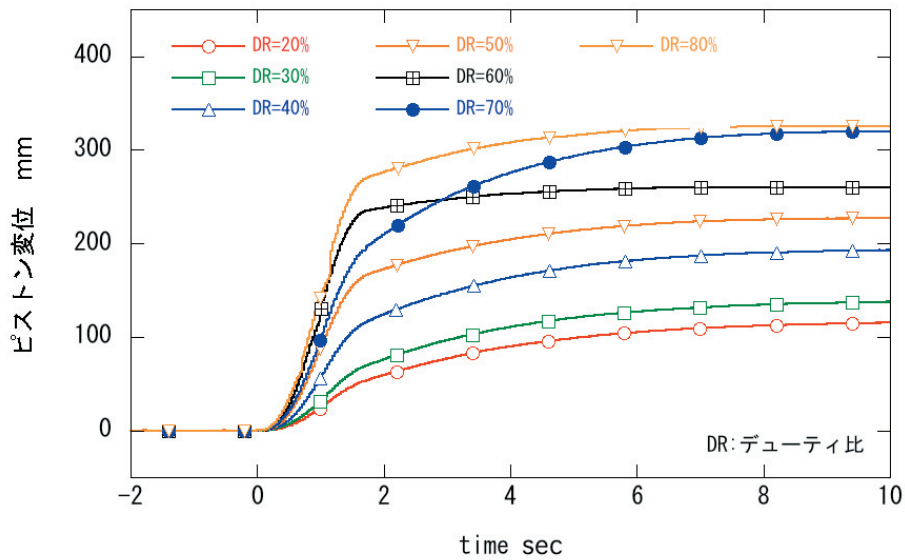


図 2 2 デューティ比特性

バルブを 8Hz で作動させ、デューティ比をパラメータとした時のピストン変位履歴、およびこれから算出した噴射ガス量を示す。ピストン変位の過渡特性に傾向の違いが見られるが、スラスタ噴射完了後の最終的なピストン変位には再現性が確認された。ピストン変位の過渡特性の違いは、ピストンに装着した気密保持用 Y パッキンのしゅう動抵抗のばらつきが原因と考えられる。図 2 2 から、デューティ比が 10% の状態では、開コマンドによってバルブが開く前に閉コマンドが来るために、バルブが全く開かない状態となることが分かる。一方、デューティ比が 70% の状態では、バルブが閉まりきる前に次の開コマンドが来るため、バルブが常時開となる。この結果は、スラスタ単発作動時の推力計測から求めた時間遅れの傾向とも合致する。デューティ比が 20% から 70% までの範囲では消費推薬量とデューティ比が線形関係にあり、この領域では良好に推力制御ができると期待される。

恒温槽の環境温度を下げて同様の試験を実施したところ、マイナス 20℃では、バルブ閉時間のばらつきが顕著になり、図 2 1 に示すように 200msec もの幅で閉時間遅れが変化した。さらに、マイナス 40℃では開コマンドを送ってもバルブが開かなくなり、マイナス 50℃以下では常時漏えいが発生するようになった。この結果から、スラスタ弁の保温対策が必須であるという結論が得られたため、引き続き、スラスタ単体の熱損失データおよびリ

ボンヒーターによる温度上昇特性を取得する試験を実施した。図 2 3 に気球上昇中を模擬した環境温度履歴、およびスラスタ弁の弁体表面温度履歴を示す。また、弁体温度履歴から算出した損失熱量の履歴を図 2 4 に示す。保温対策を施さない場合、弁体温度は環境温度に 10 分程度の時間遅れで追従し、50 分後にはマイナス 50℃を下回る。一方、人工衛星用の断熱シート Multi-Layer Insulation (MLI) を装着した場合は、顕著な保温効果があり、70 分後でも弁体温度は -30℃以上を維持している。放熱量は MLI なしの状態で最大 8W、有りの状態では 4W に低減できている。この結果より、スラスタ弁には、容量 24W のテープヒーターを装着し、断熱シートによる保温施工をすることとした。

最後に、ガスジェット系一式を搭載形態に組み上げた状態で、連続噴射（スラスタ弁常時開）時の減圧弁下流圧力を評価した。完全な流動系の場合、マニフォールドによるバッファ効果が得られないため、減圧弁設定値からの圧力降下は約 500kPa となった。また、同時噴射数を 1 基増やす毎に、100kPa の圧力降下が見られた。

4. 飛行実験結果

ガスジェットスラスタはこれまでに 2 回の飛行実験で運用され、良好に動作することが確認された [6,7]。本稿では、第 2 回飛行実験時の作動状況について報告する。微小重力実験機（名称 BOV: Balloon-based Operation Vehicle）は、2007 年 5 月

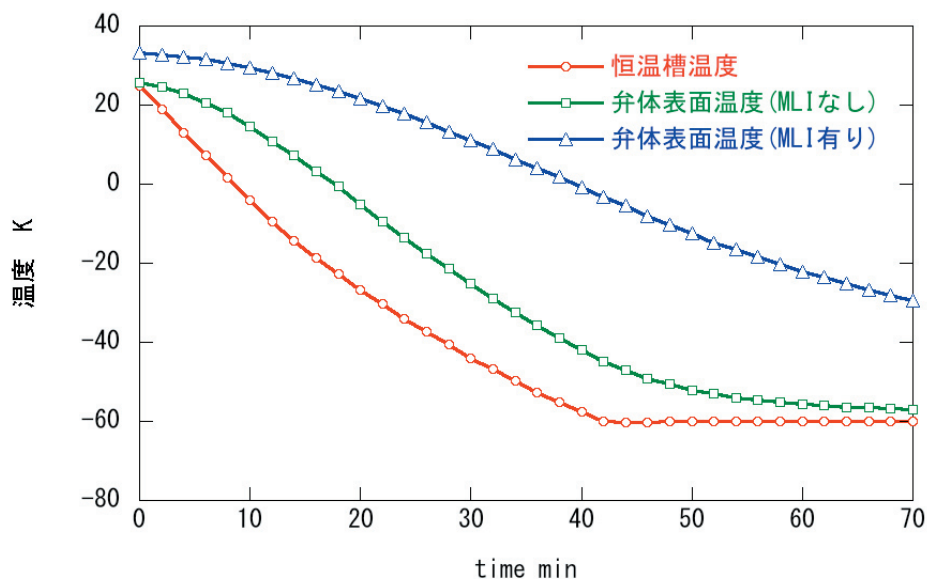


図 2 3 スラスタ弁温度履歴

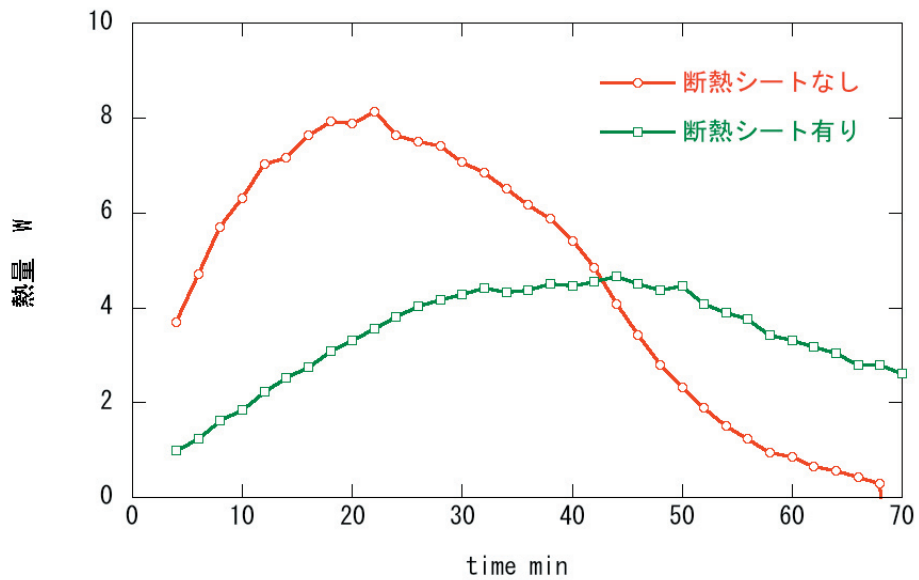


図 2 4 スラスト弁放熱量履歴



図 2 5 飛行試験写真 (上：飛行前，下：飛行後)

29日に三陸大気球観測所より放球され、成功裏に微小重力実験を行い、回収にも成功した。実験当日のシーケンスを表7に示す。飛行試験前後の微小重力実験機の写真を図25に示す。図26に気

球上昇中の高度履歴を、図27に高度からICAO標準大気モデルを使用して求めた大気温度履歴を示す。また、スラスタ弁の温度履歴を図28に示す。放球後、大気温度の低下に伴って、弁温度も下が

表7 飛行実験当日のシーケンス

イベント名	機体分離相対時間	時刻
電源 ON	-381min	3:19
放球	-217min	6:03
実験準備	-4.5min	9:37
機体落下	0	9:41
ドローグシュート放出	+35sec	
ガスジェット投棄 (5sec)	+100,+160,+220,+280sec	
メインシュート開傘	+4:57	9:46
機体着水	+5:14	9:58
機体回収	+7:33	12:17

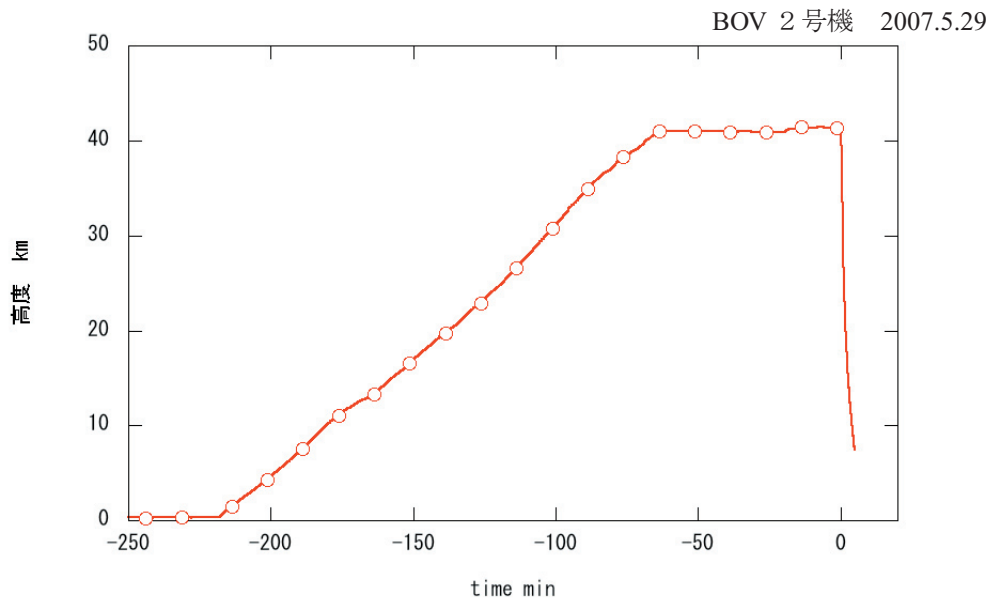


図26 上昇中高度履歴

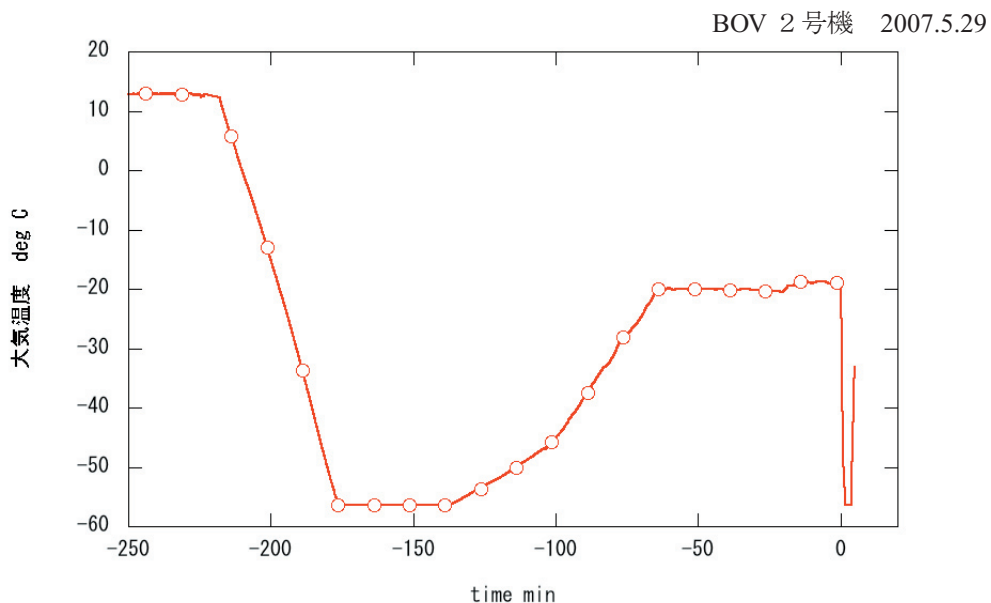


図27 上昇中大気温度履歴 (ICAO 標準大気)

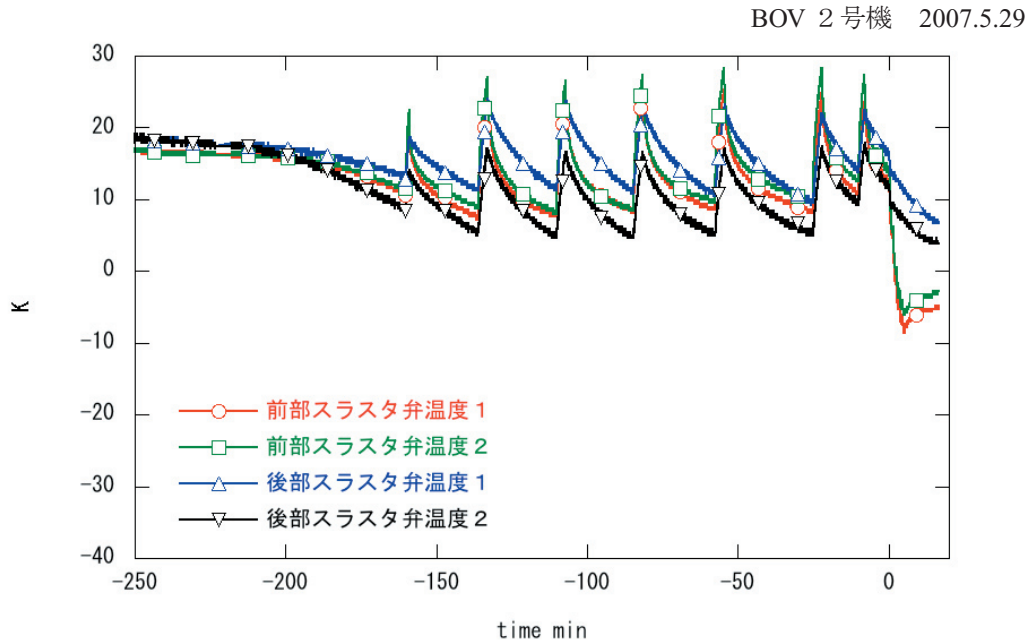


図 2 8 上昇中のスラスタ弁温度履歴

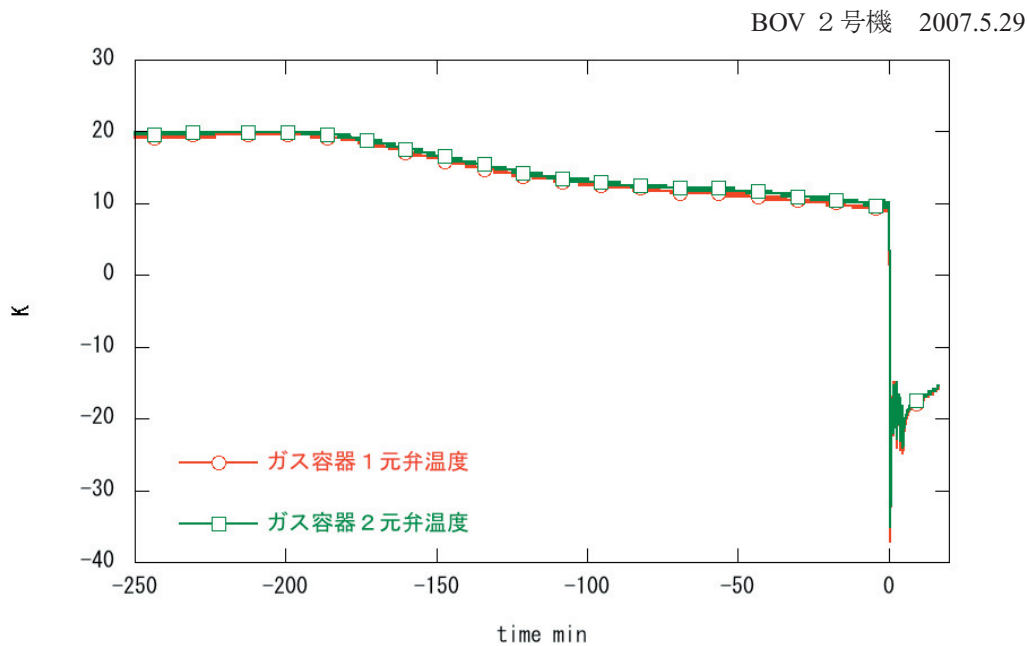


図 2 9 上昇中の容器元弁温度履歴

り続けているが、テープヒータの電源をオンするごとに温度が上昇している。3分間のヒータオンで、各スラスタとも約 10°C 温度上昇し、その後25分程度かけて温度上昇分が元に戻るような履歴となっている。図29には、容器元弁の温度履歴を示す。容器は気密室の中に搭載されており、内部機器の発熱の効果で温度はあまり低下せず、気球分離直前で約 10°C であった。実験開始後、急激な断熱膨張によって -35°C 付近まで温度が低下してい

る。図30に、上昇中の容器内圧履歴を示す。容器内圧は、 -217min の放球まではほぼ一定値を保っており、また、その後の変化は容器元弁の温度変化に符合しており、有意なガス漏洩はなかったと考えられる。

図31に、搭載GPSデータから算出した落下中の機体速度履歴、および計算上の自由落下速度履歴を示す。これから、気球分離後33secの時点で自由落下軌道を離脱する、すなわち、完全には空

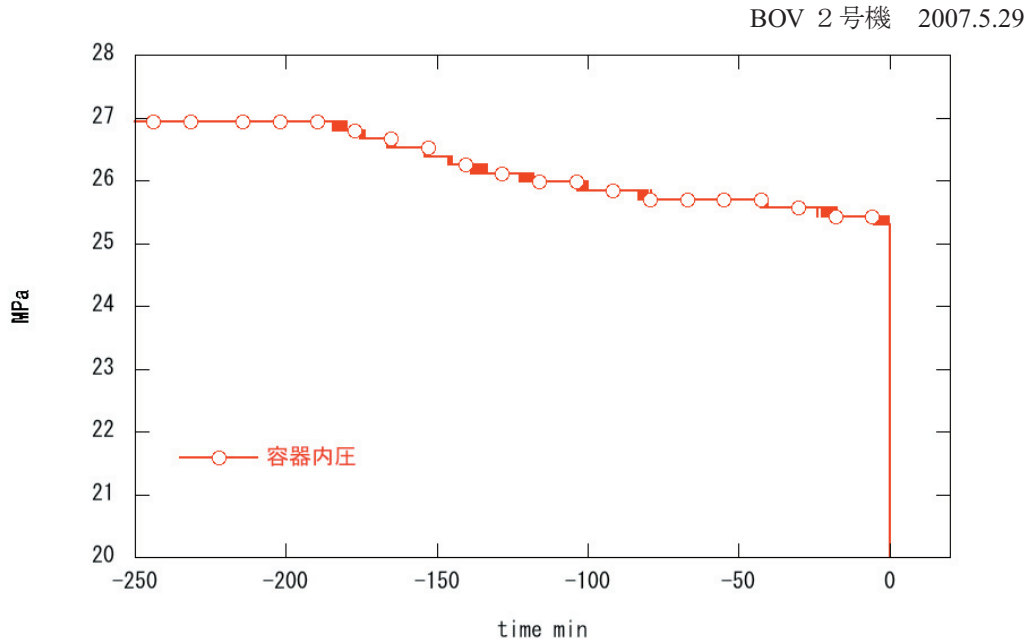


図 3 0 上昇中の容器内圧履歴

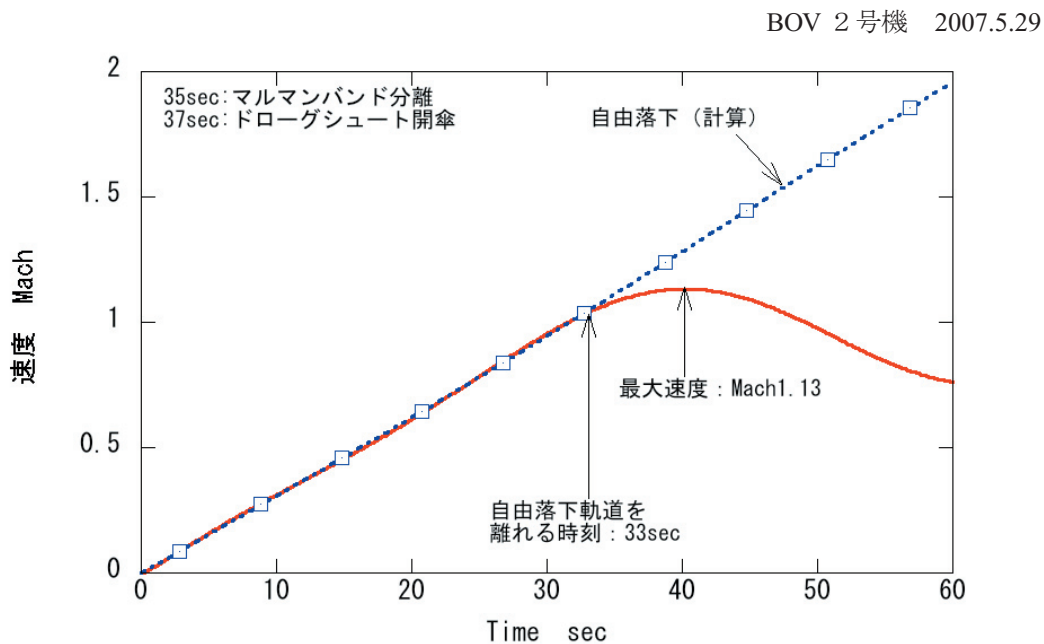


図 3 1 落下中速度履歴

気抵抗をキャンセルできなくなって加速が鈍る様子が分かる。機体は37sec時点のドローグシュート開傘後もしばらく速度上昇を続け、最高到達速度は、機体分離後40secの347m/sec (Mach 1.13)であった。図32に容器内圧履歴を、図33にスラスタ弁上流圧履歴を示す。図32より、17秒時点から、容器内圧が急激に減少している様子が分かる。図34の同時噴射パルス数履歴から、17秒からの7秒間と、26秒からの3秒間に、活発な姿

勢制御が行われていることが分かる。この間のドラッグフリー制御状況については、参考文献(5)に詳しく述べられている。その後、いったん収まるものの、33秒以降は急激に増大する空気抵抗キャンセルのために後方スラスタ4基を常時噴射する状態となる。しかしながら、図3に示したように、定格推力にて4基同時連続噴射が可能な容器元圧は10MPa以上であるのに対し、33秒時点の容器元圧は5MPaを割り込んでおり、このため抗力をキャ

BOV 2号機 2007.5.29

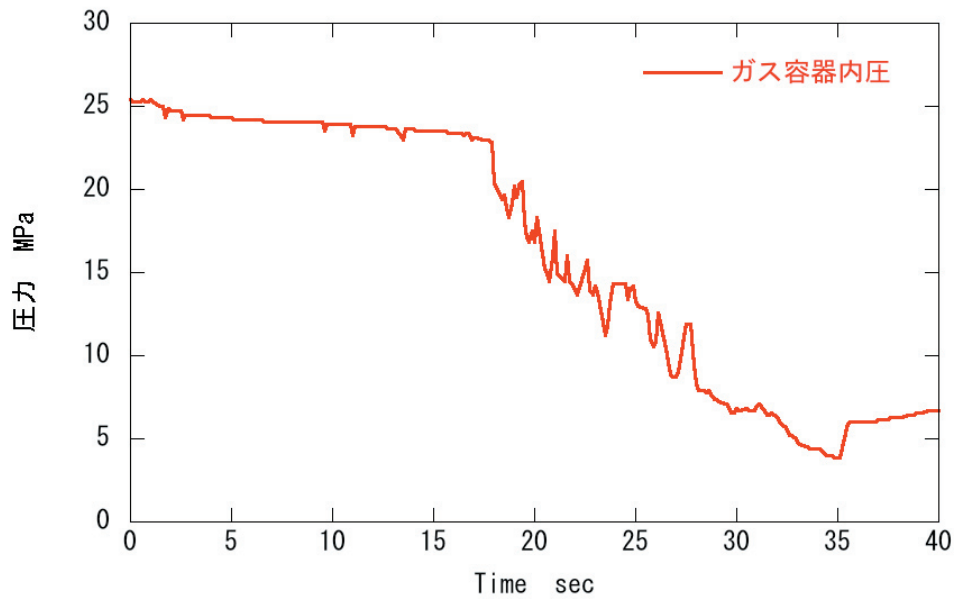


図 3.2 落下中 1 次圧履歴

BOV 2号機 2007.5.29

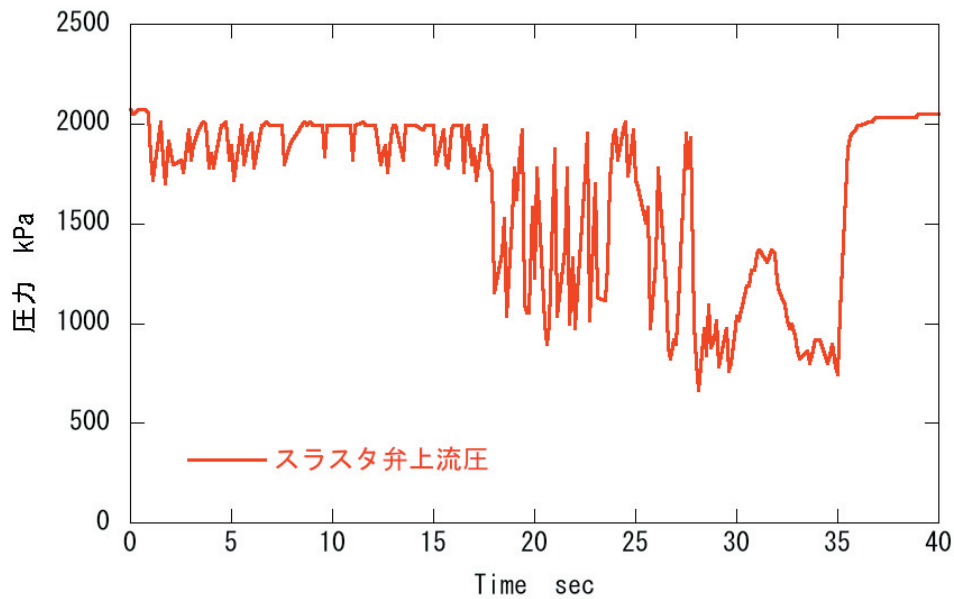


図 3.3 落下中 2 次圧履歴

ンセルしきれなくなって自由落下軌道を離脱した
ものと思われる。図 3.5 に、ガスジェットスラ
スタの発生推力 F [N]、および発生可能推力 F_{\max} [N] の
履歴を示す。推力評価には、下記の式を使用した。
ここで、 P_s は減圧弁下流圧 [kPa]、 P_2 は減圧弁設
定値 (=2000kPa)、 VT_a は後方スラスタの開指令時
間 [msec]、 VT_f : 前方スラスタの開指令時間 [msec]、
 VT_{\max} はバルブ 1 基の最大開指令時間 (=90msec)、
 θ はノーズコーン半頂角 (=16deg)。

$$F = 50 * (VT_a - VT_f * \sin \theta) / (4 * VT_{\max}) * P_s / P_2$$

$$F_{\max} = 50 * P_s / P_2$$

35sec 時点におけるガスジェット発生可能推力は要
求値である 100N を下回り、90N であった。実験後
半における推力低下対策としては、容器元弁や減
圧弁のサイズアップの他、側方スラスタと後方ス
ラスタのガス供給源を分離することによって、後
方スラスタ用の高圧空気を後半まで温存する方策
が考えられる。

BOV 2号機 2007.5.29

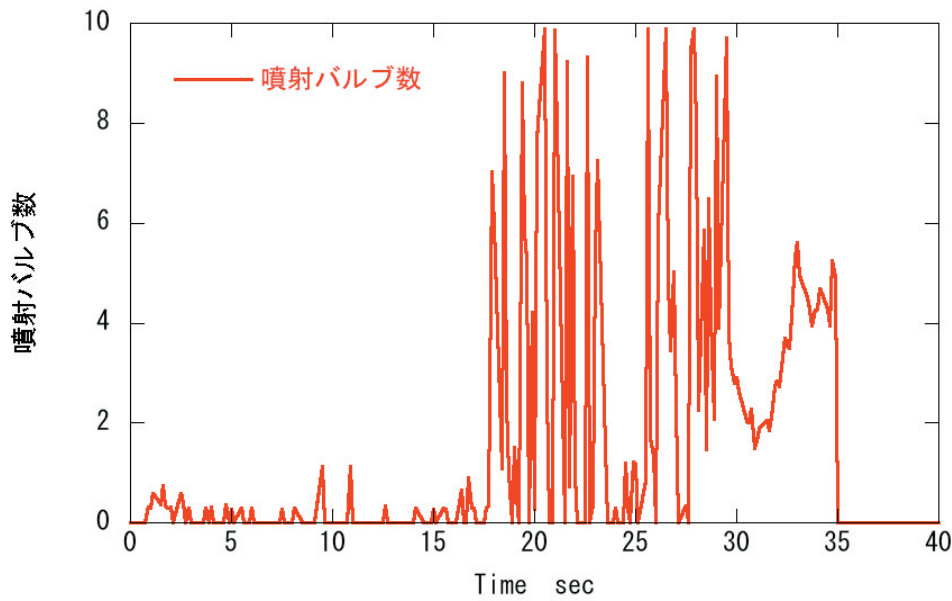


図 3 4 噴射バルブ数履歴

BOV 2号機 2007.5.29

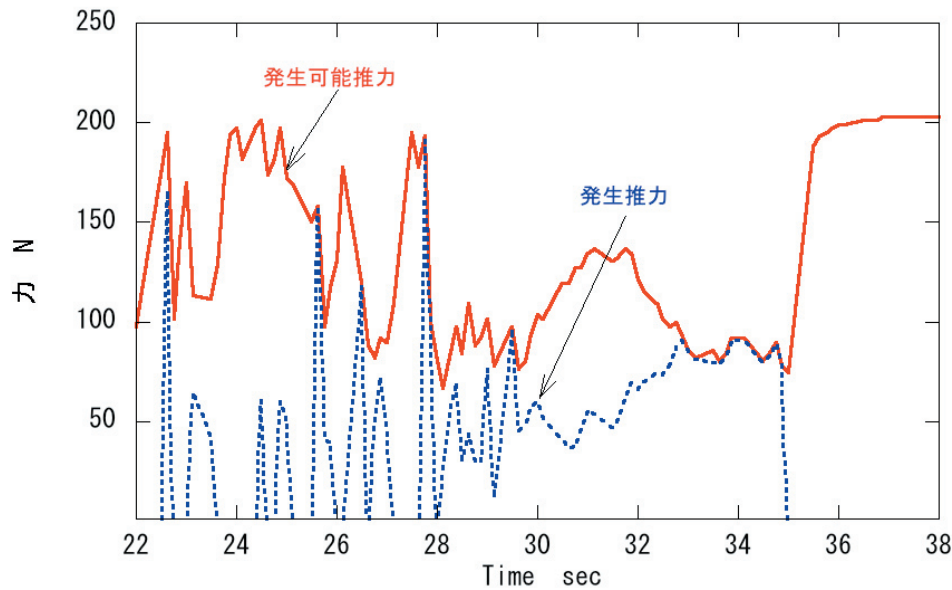


図 3 5 落下中推力履歴

5. まとめ

本稿では、高々度気球を利用した微小重力実験装置に搭載される 50N 級コールドガスジェットスラスタの開発結果について述べた。気球から自由落下中に微小重力実験を実施した後、海上回収して再利用するという本実験装置の運用上の特徴から、スラスタ弁に安価な一般工業バルブを選定した。このため、地上性能確認試験においてバル

ブの応答特性、低温環境特性を取得し、必要に応じて保温対策等の措置をとった。開発されたガスジェットスラスタは、2度の飛行試験において良好に作動し、30秒以上のドラッグフリー制御が可能であることが確認された。

謝辞

本研究は、文部科学省科学研究補助金（学術創成（2）：16GS0220「高高度気球を用いた微小重力実験装

置の開発)を受けて実施されました。微小重力実験機、およびガスジェット系の搭載図作成にあたっては、宇宙輸送ミッション本部宇宙輸送系システム技術研究開発センターの野崎由美様の多大な支援をいただきました。深く感謝の意を表します。

藤田和央, 坂東信尚, 後藤雅亨, “高高度気球を利用した微小重力実験 (第2回飛行試験)”, 日本マイクログラビティ応用学会誌、Vol.25, No.1, pp.3-10, 2008

参考文献

- 1) Namiki, M., Ohta, S., Yamagami, T., Koma, Y., Akiyama, H., Hirose, H., Nishimura, J., “Microgravity experiment system utilizing a balloon,” *Advances in Space Research*, vol.5, pp.83-86, 1985.
- 2) Sommer, K., Kretschmar, K., Dorn, C., “Extension of drop experiments with the MIKROBA balloon drop facility,” *Microgravity Science and Technology*, vol.5, pp.166-171, 1992.
- 3) 澤井秀次郎, 橋本樹明, 坂井真一郎, 坂東信尚, 小林弘明, 藤田和央, 吉光徹雄, 石川毅彦, 稲富裕光, 福家英之, 鎌田幸男, 星野慎二, 田島賢一, 門岡昇平, 上原聡, 小島孝之, 上野誠也, 宮路幸二, 坪井伸幸, 平木講儒, 鈴木宏二郎, 松嶋清穂, 中田孝, “気球を利用した無重力実験のための機体開発とそのフライト結果”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.654, pp.41-48, 2008
- 4) Fujita, K., Sawai, S., Kobayashi, H., Tsuboi, N., Taguchi, H., Kojima, T., Okai, K., and Sat o T., “Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle,” *Acta Astronautica*, Vol.59, No.1-5, pp.263-270, 2006
- 5) 坂東信尚, 坂井真一郎, 澤井秀次郎, 星野慎二, 田島賢一, 門岡昇平, 橋本樹明, 上野誠也, 小林弘明, 藤田和之, 石川毅彦, 稲富裕光, “高々度気球を用いた微小重力実験システムにおけるドラッグフリー制御”, 日本マイクログラビティ応用学会誌 (2009.1 掲載予定)
- 6) 稲富裕光, 石川毅彦, 橋本樹明, 澤井秀次郎, 斉藤芳隆, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明, 藤田和央, 坂東信尚, 後藤雅亨, 神保至, 山川宏, “高高度気球からの微小重力実験用自由落下カプセルの第一回試験飛行”, 日本マイクログラビティ応用学会誌、Vol.23, No.4, pp.197-203, 2006
- 7) 石川毅彦, 稲富裕光, 橋本樹明, 澤井秀次郎, 斉藤芳隆, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明,