

Thrust - Performance Test of Ethylene-Oxygen Single-Tube Pulse Detonation Rocket

Masao Hirano, Jiro Kasahara

University of Tsukuba

1-1-1 Tennodai, Tsukuba, Ibaraki, 305-8573, Japan

Akiko Matsuo

Keio University

3-14-1 Hiyoshi, Kouhoku, Yokohama, Kanagawa, 223-8522, Japan

Takuma Endo

Hiroshima University

1-4-1 Kagamiyama, Higashi-Hiroshima, Hiroshima, 739-8527, Japan

Masahide Murakami

University of Tsukuba

1-1-1 Tennodai, Tsukuba, Ibaraki, 305-8573, Japan

Keywords: PDE, Detonation, Rocket

Abstract

The pulse detonation engine (PDE) has recently expected as a new aerospace propulsion system. The PDE system has high thermal efficiency because of its constant-volume combustion and its simple tube structure. We measured thrust of single-tube pulse detonation rocket (PDR) by two methods using the PDR-Engineering Model (full scale model) for ground testing. The first involved measuring the displacement of the PDR-EM by laser displacement meter, and the second involved measuring the time-averaged thrust by combining a load cell and a spring-damper system. From these two measurements, we obtained 130.1 N of time-averaged thrust, which corresponds to 321.2 sec of effective specific impulse (ISP). As well, we measured the heat flux in the wall of PDE tubes. The heat flux was approximately 400 kW/m². We constructed the PDR-Flight Model (PDR-FM). In the vertical flight test in a laboratory, the PDR-FM was flying and keeping its altitude almost constant during 0.3 sec.

Introduction

デトネーション波の伝播速度は、通常の火炎の数千倍に達し、媒質からエネルギーを取り出す速度が極めて大きい。また、燃焼過程が定積的变化であるため、熱効率の点で優れている。パルス・デトネーション・エンジン (PDE) は、デトネーション波をパルス状に発生させて推進力を得るものであり、次世代の航空宇宙機用エンジンとして、現在大きな注目を集めている¹⁻³⁾。

現在、遠藤ら^{4,5)}によって基礎的な作動理論が整備され、佐藤ら⁶⁾によって多気筒エンジンの解析が進められている。また、包括的な研究⁷⁾、及び弾道振子による正確な性能の把握の研究を行ってきた⁸⁾。

これらの研究を基礎として、パルス・デトネーション・ロケット・エンジン (PDRE) を用いた PDR-Flight Model による飛行試験を、2004年3月に北海道大樹町にて予定している。本研究で

は地上試験用の PDR-EM を使い、2種類の計測法 (ロードセルによる計測・レーザー変位計による変位計測) を用いて、飛行試験に向けた推力の確認を行った。

Experimental Apparatus and Conditions

PDR-Engineering Model (PDR-EM)

Fig.1 に地上試験用 PDR-Engineering Model (PDR-EM) の写真を示す。EM の PDE tube は、内径 100 mm、全長 2000 mm で、材質はステンレス (SUS304) である。PDR-EM の開口端は大気中に開放されており、連続作動時の管内部の様子を、開口端からビデオカメラや高速度カメラを用いて直接撮影することが可能である。閉管端側には、テーパ形状のイニシエーターが取り付けられている (Fig.2)。

本実験では、燃料にエチレン、酸化剤に酸素を用い、サイクル間のパージにはヘリウムを用いた。それぞれのガスはボンベからレギュレーターを介して供給され、高圧対応用に特注された電磁バルブ (CKD: A2-6311, A2-6312) により管内に噴射される。点火には自動車用のスパークプラグ (BOSCH: R6 266) を用いる。電磁バルブとスパークプラグは、プログラマブル・コントローラ (KEYENCE: KV-700) によって制御される。

PDR-EM で用いられているイニシエーター・電磁バルブ・スパークプラグは次に述べる飛行試験機 (PDR-FM) で使用するものと同一である。従って、PDR-EM を用いた実験により、PDR-FM におけるデトネーション開始条件、推進剤の供給条件を決定することが可能である。

PDR-Flight Model (PDR-FM)

Fig.3 に飛行試験用 PDR-Flight Model (FM) の概略図を示す。PDR-FM の Single PDE tube は交換が可能で、管長を 1000mm、1500mm、2000mm の三段階で変更することが可能である。PDR-FM の材質はイニシエーター部がステンレス

(SUS316)、それ以外はすべてアルミニウム合金であり、全質量は約 16.6kg である。

PDR-FM では、各々のガスはタンク (Ethylene : 250 g×1, Oxygen : 240 g×2, Helium : 8 g×1) からの直接ブローダウンにより供給され、電磁バルブにより管内に噴射される。

PDR-FM は、独立した電源及び制御系を有しており、単独での飛行試験が可能である。

Thrust Measurement System

連続作動時の推力を、ロードセル (AIKOH DUD-200K) を用いて直接計測する。本実験で用いる PDE は最大 10000 N に及ぶ瞬間推力を示す。そこで、2つのばね (ばね定数 : 10 N/mm) と1つのダンパー (ENIDINE ADA505M, 減衰係数 : 5000 Ns/m) により構成された減衰系 (Fig.4) を介することで、この瞬間的な衝撃を緩和し、ロードセルを保護するとともに、パルスの推力を平滑化することができる。

また、EM はベアリングつきの車輪によりレール上に支持されており、前後方向に自由度を持っている。先に述べた減衰系は、推力に比例した変位を示し、この変位をレーザー変位計 (KEYENCE : LC-2450) を用いて計測する。ただし変位計測においては、レールとダンパーの静止・動摩擦力が異なることによって、初期位置にずれが生ずる。そのため、計測値に ±40 N の誤差が含まれる。一方で、推力はそのまま変位となって現れるため、変位の計測は推力が得られているか否かを最も確実に把握する方法ではある。このため本実験ではロードセルによる計測により推力データを取得し、これに対するおおよその cross-check として変位計測を用いることとした。

Temperature Measurement System

イニシエーターからデトネーション管の中程までの約 1 m の区間を放射温度計 (CHINO : CPA-1000) で撮影し、連続作動時のデトネーション管壁の温度上昇を計測した。先に述べたように、飛行試験で用いる PDR-FM のデトネーション管はアルミニウム合金製であるため、ステンレス製の PDR-EM に比べ、耐熱性に劣る。従って、管壁の温度上昇及び熱流束を定量的に測定することは重要である。測定点数は PDE tube 上に沿って 4 点であり、管壁の初期温度は 18.5 °C ~ 22.9 °C である。

Valve-Igniter Control Device and Sequence

エチレン・酸素・ヘリウムの供給圧力を、Table 1 に示す。また、Fig.5 に本実験における作動シーケンスを示す。エチレン及び酸素は同じタイミングで開閉され、40 msec の噴射と 40 msec の遮断を繰り返すシーケンスである。ヘリ

ウムのシーケンスは、酸素及びエチレンのシーケンスに対して、ON-OFF 方向に対称となっている。即ち、エチレン及び酸素が噴射されている間はヘリウムが遮断され、エチレン及び酸素が遮断されている間はヘリウムが噴射されて、管内のパーージを行う。

次に、点火のタイミングについて述べる。本実験で使用している電磁バルブには Fig.6 で示す作動遅れがある。「バルブ開」の信号に対しては約 6 msec の作動遅れが生じ、「バルブ閉」の信号に対しては、約 11 msec の作動遅れが生ずる。この特性は、すべてのガスについて等しいと考え、エチレン及び酸素のバルブが閉じてから 10 msec 後に点火するシーケンスを採用した。これにより、実際の作動においてはエチレン及び酸素が遮断されるのと同時に点火を行い、デトネーションの発生直後から速やかにヘリウムによる管内のパーージを行うことができる。これにより PDR-EM の連続作動を安定化させることができる。以上述べたシーケンスは、1 サイクルに要する時間が 80 msec であり、作動周波数は 12.5 Hz である。

Experimental Results

Results of Thrust Measurement

Fig.7 はロードセルによる計測結果とレーザー変位計による計測結果を、安定した動作が得られた第 4 サイクル~第 13 サイクルまでの、計 10 サイクルについて比較したものである。1 サイクルに要する時間は 80 msec なので、時間軸の各グリッド間が各サイクルに対応する。

得られた推力履歴を時間積分することで、各サイクルでの力積値が得られる (Fig.8)。Fig.8 中のレーザー変位計による計測結果には、先に述べた初期位置に起因する誤差をエラーバーで示してある。ロードセルによる計測結果は、このエラーバーの範囲内にあり、2 種類の計測値の間に矛盾はない。

ロードセルによる計測で得られた時間平均推力は 130.3 N である。本実験におけるシーケンスで得られるエチレン-酸素-ヘリウム混合気の質量流量は 41.4 g/sec であり、ここから算出される比インパルス (I_{sp}) は 321.2 sec である。

エチレン-酸素 PDE において、推進剤を PDE tube 全体に充填 (充填率 = 1) した場合 (full filling PDE) の I_{sp} は 150~180 sec であり^{5,9)}、本実験で得られた結果はこの値のおよそ 2 倍となっている。本実験における推進剤の充填率は約 0.17 であり、部分充填効果^{5,10)} (partial filling effect) による I_{sp} の上昇と考えることができる。Fig.9 は、推進剤の充填率と I_{sp} との関係について、今回の実験結果とモデル⁹⁾とを比較したものである。図中の実線は推進剤の前方に充填さ

れている気体がヘリウムの場合、破線は前方気体が空気の場合のモデルを示す。ここからわかるように、前方により高密度の気体が充填されている方が、部分充填効果は大きくなる。今回の実験における部分充填効果は、前方気体がヘリウムの場合のモデルに比べてやや大きくなっている。本実験では、パージ用のヘリウムガスに加えて、前のサイクルで生じた高温低密度の既燃ガスの残留がある。この気体は、空気に比べて低密度とみなす事ができ、Fig.9において実験値がヘリウムの場合のモデルに近い位置にプロットされていることに合致している。

Results of Temperature Measurement

Fig.10は、熱流束を無次元長さ d^* に対してプロットしたものである。ここで、 d^* はデトネーション管の閉管端から温度の観測点までの距離を、推進剤の充填長さで割ったものである。 $d^* > 1$ の領域においては、熱流束は約 400 kW/m^2 である。この値は、過去の実験結果⁸⁾にほぼ一致する。パージガスが満たされる $d^* < 0.74$ の領域での熱流束は、パージガスで満たされない領域に比べて小さくなっている。これは、パージガスによる冷却効果の影響であると考えられる。

Vertical Flight Test of PDR-FM

Fig.11に、実験室におけるPDR-FMによる垂直飛行試験の写真を示す。この写真は、作動中のPDR-FMを高速度カメラ(NAC MEMRECAM fx-6000)で撮影して得たものである。この試験は、FMを予め実験室の天井からワイヤーと緩衝用のばねによって吊り下げた状態で行った。約1秒間の作動でのFMの上昇が確認され、約0.3秒間の高度維持が確認された。このことから、現在得られている推力が、FMの自重16.6kgのオーダーであることが確認された。

Conclusion

ロードセルとレーザー変位計の2種類の計測法により、PDRの連続作動において130.1Nの推力が得られていることが確認された。また、エチレン-酸素-ヘリウム混合気ベースの Isp 値は321.2secであった。

放射温度計によるデトネーション管壁の温度計測により、管壁における熱流束が約 400 kW/m^2 であることが確認された。

FMを用いた垂直飛行試験において、機体の上昇および約0.3秒の高度維持が確認されFMの自重オーダーの推力が得られていることが確認された。

Acknowledgment

本研究は、2003-2004年度経済産業省地域新生コンソーシアム研究開発事業「デトネーション利用高熱効率燃焼機及び推進用エンジンの開発」によって実施されたものである。また、慶應義塾大学大学院の佐藤茂氏、因幡和晃氏には、先導的な数値解析結果の提供を頂いた。ここに記して感謝の意を表す。

Reference

- (1) T. R. A. Bussing, and G. Pappas, "An Introduction to Pulse Detonation Engine", *AIAA Paper 94-0263*, 2003.
- (2) K. Kailasanath, "Application of Detonations to Propulsion: a Review", *AIAA Paper 99-1067*, 1999.
- (3) K. Kailasanath, "Recent Developments in the Research on Pulse Detonation Engines", *AIAA Paper 2002-0470*, 2002.
- (4) T. Endo and T. Fujiwara, "Analytical Estimation of Performance Parameters of an Ideal Pulse Detonation Engine", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 150, pp. 249-254, 2003.
- (5) T. Endo, T. Yatsufusa, S. Taki, J. Kasahara, A. Matsuo, S. Sato and T. Fujiwara, "Homogeneous-Dilution Model of Partially Filling Pulse Detonation Engines", *AIAA Paper 2004-1214*, 2004.
- (6) S. Sato, A. Matsuo, J. Kasahara and T. Endo, "Performance Analysis of the Multiple Tube Pulse Detonation Engine", *19th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems*, Hakone, Japan, Paper No.130, 2003.
- (7) J. Kasahara, K. Takazawa, T. Arai, Y. Tanahashi, S. Chiba and A. Matsuo, "Experimental Investigations of Momentum and Heat Transfer in Pulse Detonation Engines", *Proceedings of the Combustion Institute*, Volume 29, pp. 2847-2854, 2002.
- (8) J. Kasahara, Y. Tanahashi, T. Numata, A. Matsuo and T. Endo, "Experimental Studies on L/D Ratio and Heat Transfer in Pulse Detonation Engines", *19th ICDEERS*, Hakone, Japan, Paper No.65, 2003.
- (9) E. Wntenberger, J.M. Austin, M. Cooper, S. Jackson, and J.E. Shepherd, "An Analytical Model for the Impulse of a Single-Cycle Pulse Detonation Engine", *AIAA Paper 2001-3811*, 2001.
- (10) S. Sato, A. Matsuo, J. Kasahara and T. Endo, "Numerical Investigation of PDRE Performance with Detailed Chemistry", *AIAA Paper 2004-0464*, 2004.

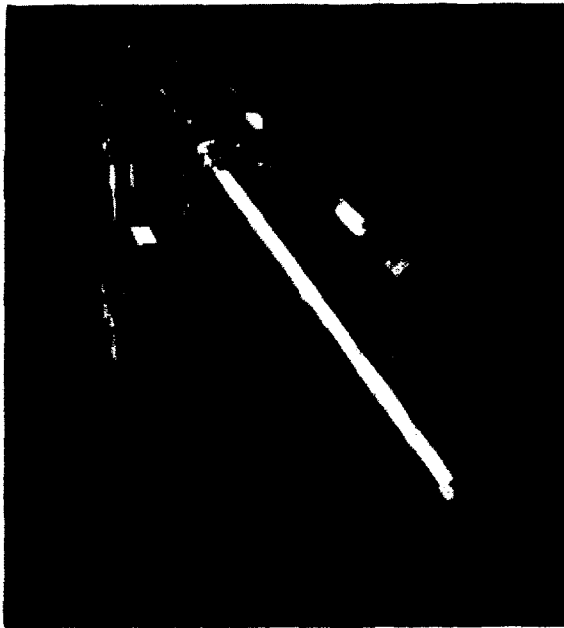


Fig.1 PDR-EM

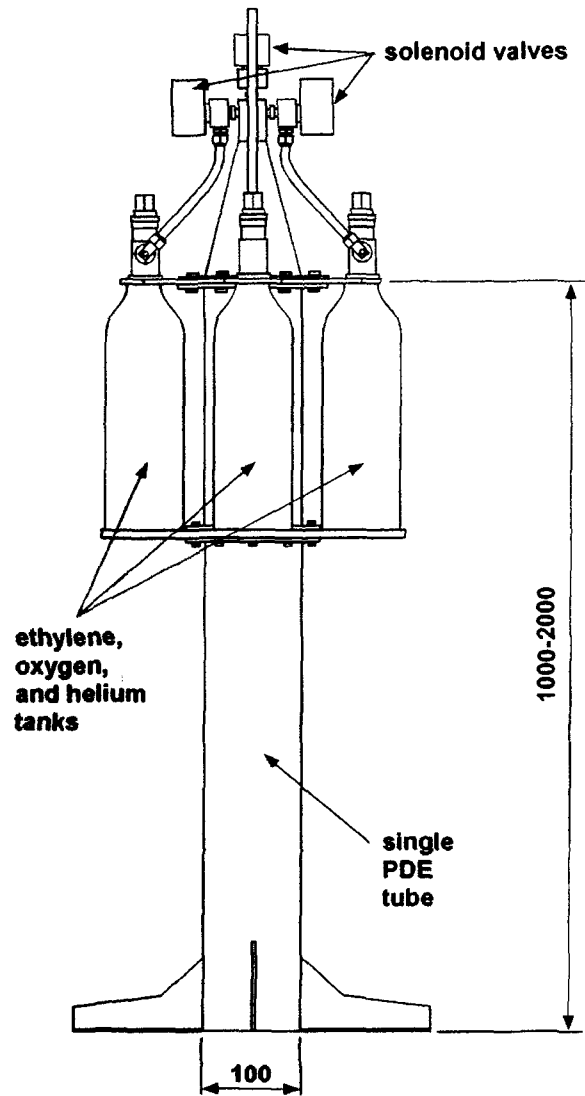


Fig.3 Schematic diagram of the PDR-FM

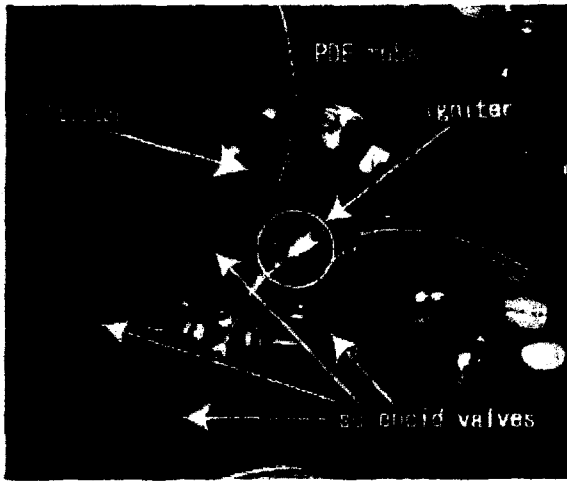


Fig.2 Initiator, solenoid valves and igniter

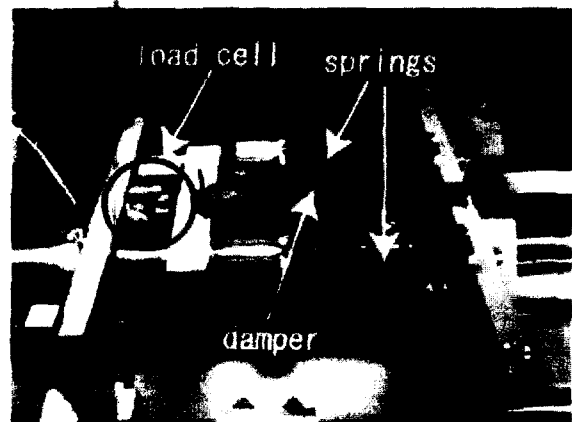


Fig.4 Load cell and dumping system

Table 1 Conditions of initial pressure and temperature

Operating frequency	ethylene tank pressure	oxygen tank pressure	helium tank pressure	room temperature
[Hz]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[K]
12.5	4.5	7.2	13.0	282

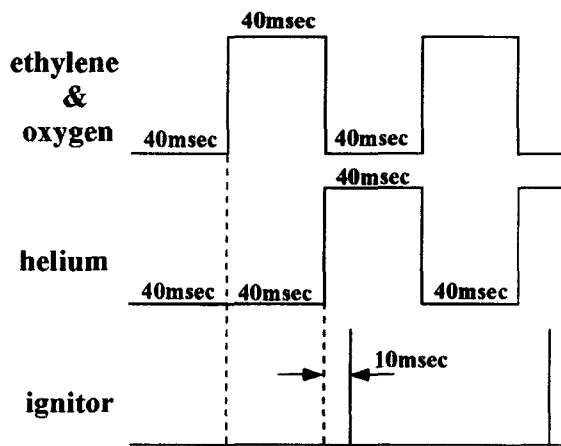


Fig.5 Operating sequences of the solenoid valves and the igniter

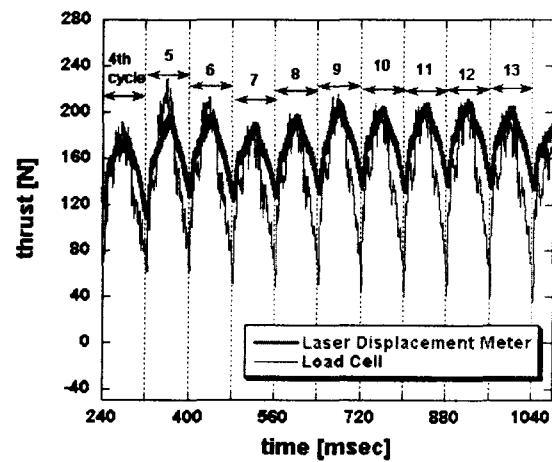


Fig.7 Comparison of two thrust measurements

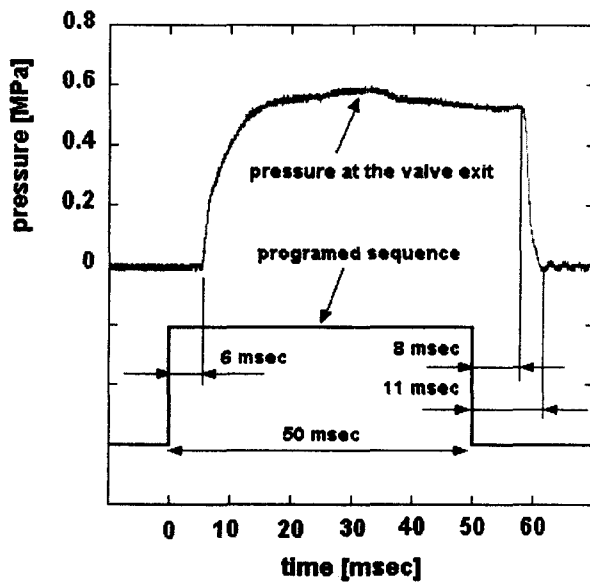


Fig.6 Operating delay of the solenoid valves

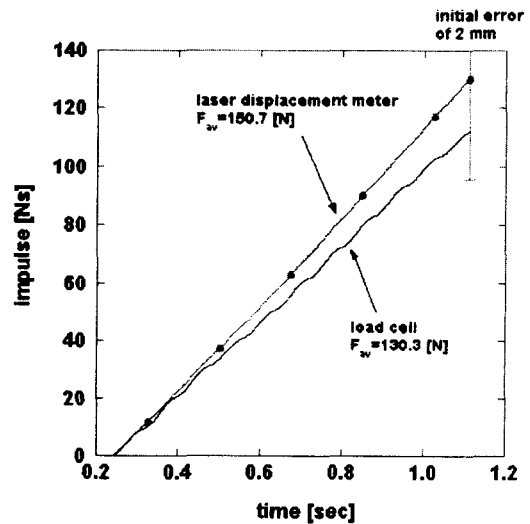


Fig.8 Impulse plotted against time

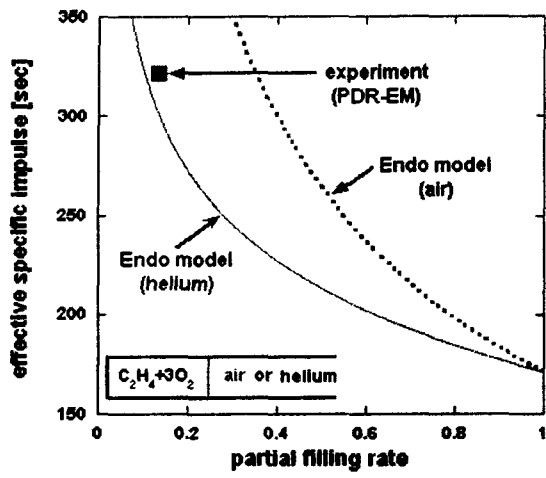


Fig.9 Comparison between the experimental result and Endo model

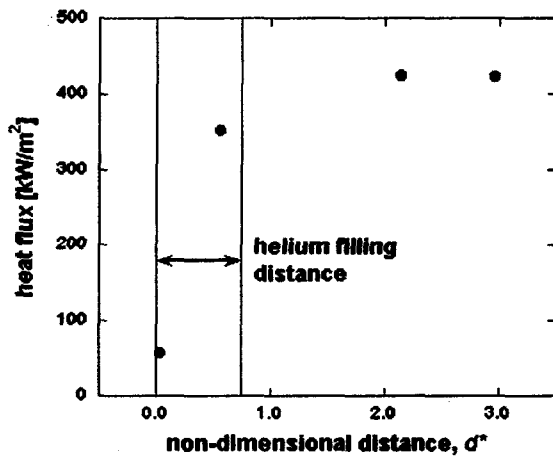


Fig.10 Heat flux dependency on the non-dimensional distance

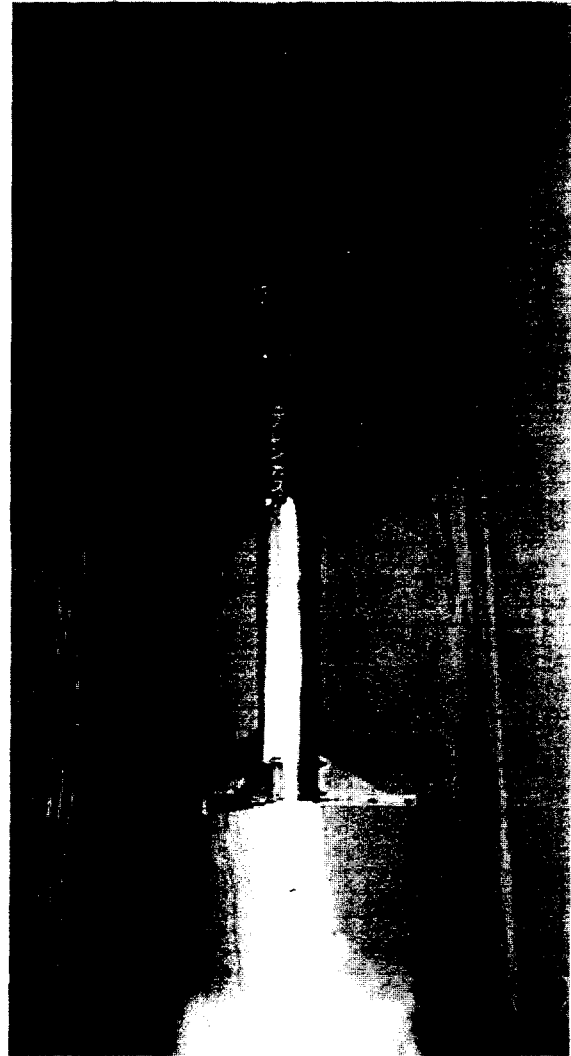


Fig.11 The vertical flight test of the PDR-FM