

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1253

貯蔵性推進薬二液式アポジエンジンのポップ試験

黒田行郎・只野真・佐藤政裕

日下和夫・小林秀之・飯原重保

伴浩之

1994年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 開発研究の経緯	2
3. 二液式アポジエンジン	4
4. 試験装置	4
4.1 推進薬供給装置	4
4.2 燃焼器	5
4.3 噴射器	6
5. 性能パラメータ	8
6. 試験方法	9
7. 試験結果	9
7.1 マルチエレメント噴射器のポップ特性	9
7.2 二液噴流の接触時間 d/v との関係	10
7.3 燃料噴流の基準レイノルズ数 Re_f と燃焼圧 $\overline{P_c}$ の相関	11
7.4 単一エレメント噴射器の試験	13
7.5 混合燃料 N_2H_4 (80%) - MMH (20%) のポップ特性	14
8. ま と め	14
9. 謝 辞	14
参考文献	14

貯蔵性推進薬二液式アポジエンジンのポップ試験*

黒田 行郎^{*1} 只野 真^{*1} 佐藤 政裕^{*1}
日下 和夫^{*1} 小林 秀之^{*2} 飯原 重保^{*3}
伴 浩之^{*3}

Pop Tests of Storable Bipropellant Liquid Apogee Engine*

Yukio KURODA^{*1}, Makoto TADANO^{*1}, Masahiro SATO^{*1}, Kazuo KUSAKA^{*1},
Hideyuki KCBAYASHI^{*2}, Sigeyasu IIHARA^{*3}, Hiroyuki BAN^{*3}

ABSTRACT

A pressure-fed, blowdown, Hydrazine/NTO apogee propulsion system had been selected for the ETS-VI. One of the problems encountered during the development of the engine was the occurrence of pops (popping) at the higher operating chamber pressures. Pops are irregular high amplitude pressure pulses. It is generally agreed that pops is a liquid spray/gas two-phase explosion triggered by a local explosion near the jet impingement region. The effects of operating parameters on pops observed in the development tests of the apogee engine for the ETS-VI were inconsistent with those reported earlier for single impingement injectors; pops with the apogee engine injectors was more likely to occur at higher chamber pressures, higher injection velocities, and higher propellant temperatures. Pops data were correlated fairly well in chamber pressures (\bar{P}_c) vs. fuel Reynolds number (R_{ef}) plane. However, the range of operating parameters for the above correlation were very narrow since they were obtained during injector screening tests for a particular application to the apogee engine. It was also felt that the above correlation was too simplistic to capture any effect of design parameters of multi-element injectors.

In the present study, the demarcation between pops and the pops-free region was determined in broader operating ranges and design parameters. The range of \bar{P}_c and R_{ef} was extended by exchanging graphite nozzle throat inserts with different throat diameters. The injectors were carefully selected to obtain effects, if any, of 1) film cooling fraction, 2) secondary mixing, and 3) number of elements and/or fuel orifice diameters.

It was found that there was a threshold fuel Reynolds number below which no pops were observed at any chamber pressures and that the pops region curve in the \bar{P}_c - R_{ef} plane had two branches; upper branches and lower branches.

Key words: Apogee propulsion, Pops, Blow-apart, Multi-element injectors

概 要

軌道上重量 2 トン級の静止技術試験衛星 ETS-VI 型には、加圧供給方式の推進薬ヒドラジン (N_2H_4) / 四酸化

* 平成 6 年 9 月 26 日 受付 (received 26 September 1994)

*1 角田宇宙推進技術研究センター (Kakuda Research Center)

*2 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

*3 石川島播磨重工業(株) (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.)

二窒素 (NTO) を用いたアボジ推進システムが用いられた。本推進薬を用いたアボジエンジンの開発試験の過程で高燃焼圧側において高振幅の振動燃焼 (以下、ポップ又はポッピングと称す) が発生した。開発試験で生じたポップの結果では燃焼圧が高く、推進薬の噴流速度が大で推進薬温度が高い場合にポップが生じやすく、これまでに報告された条件とは必ずしも一致しないことが示された。そのため、試験結果と合致するパラメータとして燃焼圧 $\overline{P_c}$ と燃料噴流の基準レイノルズ数 R_{ef} の相関を行った。開発試験の結果では、 $\overline{P_c} \sim R_{ef}$ の狭い範囲について関係付けたので R_{ef} の範囲を広げて $\overline{P_c} \sim R_{ef}$ の相関を詳しく調べた。試験では、燃焼圧と燃料噴流の基準レイノルズ数を独立に変えて試験出来るようにスロート部はスロート径の異なるグラファイトノズル数種を挿入する方式とした。ポップ試験に用いた噴射器は、開発試験で使用された噴射器の中から、1) フィルム冷却率、2) 燃料噴流の二次混合の効果、3) 噴射エレメント数の影響を調べるために選定したものである。試験結果では、ポップ発生限界は $\overline{P_c} \sim R_{ef}$ 平面で半島状の囲まれた領域内にあり、従来考えられていたよりも複雑であることが確認された。

1. ま え が き

我が国では初の 2 トン級静止技術試験衛星 VI (ETS-VI) 型の主推進系には、推力 2000N 級の貯蔵性推進薬を用いたアボジエンジンが採用された。このエンジンには、高性能、高信頼性が要求され当初の開発目標としては、エンジン比推力 325 秒が設定された。二液推進薬を用いたアボジエンジンに関しては欧米ではこれまでに燃料がモノメチルヒドラジン (MMH)、酸化剤が四酸化二窒素 (NTO) を用いた液体アボジエンジンの開発が行われ、比推力としては 310 秒が達成されたが、本エンジンの開発目標の比推力要求値はそれよりも 10 秒以上高いため、推進薬として燃料が MMH よりも高エネルギーのヒドラジン (N_2H_4) を用いた。この推進系の開発には、宇宙開発事業団 (NASDA) が中心となって 1982 年度より概念設計が行われ、1984 年度には石川島播磨重工業 (株) がアボジ推進系の開発担当となり、推進系の設計および高空性能試験とその評価解析に関する共同研究が航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団で開始された。同年には、推進薬の供給系にブローダウン方式 (ガス圧により推進薬をエンジンに供給する方式) を採用する基本設計が決定され、その後の開発において本推進薬によるアボジエンジン開発目標のエンジン性能がほぼ達成され試験が順調に進むように思われたが、開発試験¹⁾の課程で高燃焼圧側において不規則に発生する高振幅の振動燃焼 (ポップ) の問題が生じた。ポップが発生する条件については多数の研究が行われてはいたが^{2), 3)}、その殆どが単一エレメント噴射器による特定の噴射器パラメータに対して適用された結果であり、また、ポップについての一般性のある機構が解明されていなかったため、ポップの起らない高性能な噴射器を設計する一般的な基準が示されていなかった。推力 2000N 級のアボジエンジンの開発試験においても、これらの条件とは必ずしも一致しない事実が認められた。

そのため、二液式エンジンエンジンの開発で用いたマルチエレメント噴射器についてポップ試験を行い、燃焼圧と燃

料噴流の基準レイノルズ数との類推を行ってポップ発生の原因について噴流分離の条件から検討した。

2. 開発研究の経緯

1984 年度から、宇宙開発事業団と航技研角田支所 (現在、航技研角田宇宙推進技術研究センターに名称変更) の共同で二液式アボジエンジンの性能に関する研究及び開発試験が角田支所の高空性能試験設備 (HATS)⁴⁾ を用いて行われた。アボジエンジンの開発内容の概略を表 1 に示す。基礎開発では、サブスケールエンジンを用いた地上燃焼試験を行い基礎データを蓄積した。このデータを基にして、推力 2000N 級のエンジンで初期真空推力 325 秒の高性能を達成するため、推進薬として四酸化二窒素 (NTO)/ヒトラジン (N_2H_4) を用いたエンジン作動範囲 1MPa \sim 0.5MPa の完全ブローダウン方式を採用した概略目標を定めた。1985 年度からは、エンジンの性能、作動範囲及び熱特性に関する設計仕様、86 年度には上記の設計仕様に基づいた原形エンジンの製作、87 年度 \sim 88 年度には実機型エンジンの開発試験によりエンジンの高性能化と実用化の見通しが得られたが、それまでの開発試験において実用化のために解決すべき幾つかの問題が生じた。その一つに、設計確認試験 (DVT-1) の高空性能試験において爆発を伴う不規則な高振幅の振動燃焼が発生した。燃焼試験中にポップが発生すると、ポップが引金となって高振幅の振動燃焼が生じ、フィルム冷却式エンジンの場合には燃焼器壁面温度の急激な上昇が生じて燃焼器が破損する危険性が指摘された。そのためその後の開発試験ではポップが生じない対策が必要となった。

表 2 は Houseman, Zung (文献 2, 3) らが単一エレメント噴射器を用いて行ったポップ試験の結果と、アボジエンジンの開発試験で得られたマルチエレメント噴射器の試験結果 (表 2 には、AKE で示す) を比較したものである。文献 2, 3 との比較のために表 2 には、7.4 章で説明する単一エレメント噴射器の結果 (表 2 の Single で示す) も付け加えた。表 2 に示されるように、開発試験で生じたポップ発生の条

表1 アボジェンジンの開発内容および結果

年 度	フェーズ	開 発 内 容
1984	基礎開発	推進薬の選定 (NTO/N ₂ H ₄) 概要仕様の決定 1) 推力 2000 [N] 2) 真空非推力 325 [S] (目標値) 3) 燃焼圧力 1.0～0.5 [MPa]
1985	設計確認(1) (DVT-1)	2000 [N] 級アボジェンジンの試作試験 (目的) 1) 高空試験性能データ取得 (結果) 2) ポッピングの発生 3) 熱の問題 4) エンジン軽量化の問題
1986	設計確認(2) (DVT-2)	原形エンジンの開発試験 (目的) 1) エンジンの作動範囲確認 2) 熱問題の解決 3) エンジンの軽量化 4) 噴射器の選定 5) エンジン剛性強度確認 (結果) 1) 要求比推力の確保 (平均 317s) 2) サーマルバリア, ヒートシールドの熱特性確認 3) 振動試験でエンジンの剛性強度確認
1987～ 1988	設計確認(3) (DVT-3)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) 実機型エンジンの設計, 製作, 試験 (結果) 1) ハードスタート発生 2) 新型ヒートシールドの熱特性 3) 燃焼室長の変更
1989	設計確認(4) (DVT-4)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) ハードスタートの防止 2) 熱制御対策 (結果) 1) 推進弁設計変更 2) 噴射器設定の見直し 3) システム対応の必要性
1990	設計確認(5) (DVT-5)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) エンジン仕様変更に伴う燃焼試験データの取得 (結果) 1) 最終コンフィギュレーションの決定 2) 性能低下 3) 低圧室圧力測定値の検討
1990	設計確認(5) (DVT-5)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) 噴射器製作工程の確立による供試体の性能評価 (結果) 1) 性能低下究明 2) 認定, 領収試験のための供試体の製作
1992	認定 (QT) 領収 (AT) 試験	

件は, 文献 2, 3 等の単一エレメント噴射器の結果とは, 燃焼圧, 燃料噴射速度, 燃料温度等に関して逆の傾向が示された。そのため, マルチエレメント噴射器の試験結果で観察された傾向と合致するパラメータとして, 燃焼圧 \bar{P}_c と燃料噴流の基準レイノルズ数 R_{ef} の相関を行った。

図 1 に, 設計確認試験 DVT-2 までに得られたデータを示す。図 1 からは, 燃焼圧 \bar{P}_c と噴射オリフィス基準レイノルズ数 R_{ef} の相関図で示す限られた範囲内にポップが発生していることが確認され, ここで問題とした $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ の狭い範囲ではポップの起きる領域は R_{ef} について関係付けられ

表 2 ポップの起こる条件

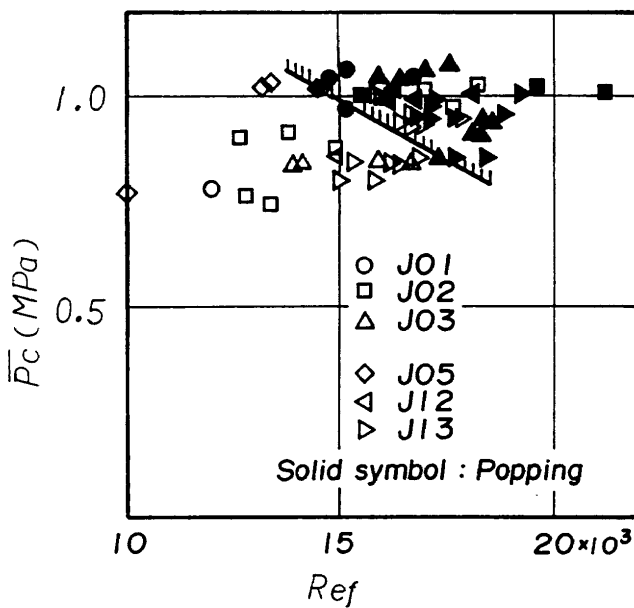
Parameter	AKE (NAL)	AKE (NAL)	Houseman, J. ²⁾ Zung, L. B. ³⁾
	Multi.	Single.	Single.
Chamber Pressure	High	High/Low*	Low
Fuel Injection Velocity	High	High	Low
Fuel Temperature	High	High	Low
Orifice Diameter	Large		Large

* Upper branch in P_c vs R_{ef} plane

Multi : Multi element injector

Single : Single element injector

AKE : Apogee Kick Engine

図 1 アポジェンジン開発試験における $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ の相関

るように思われた。そのため、原型エンジンの開発試験では、 \bar{P}_c と R_{ef} の相関図で示されたポップ領域を回避した作動範囲で燃焼試験を行った。しかし、熱問題対策のため噴射器を再選定して行った長秒時の高空燃焼試験では、試験の条件によってDVT-2までに得られた \bar{P}_c と R_{ef} の相関図の領域外でもポップの発生が確認された。そのため、 R_{ef} 数の範囲を拡げて $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ の相関を検討することにした。

3. 二液式アポジェンジン

表 3 にアポジェンジンの最終仕様を示す。軌道上重量 2 トン級の静止技術試験衛星 VI 型の運搬可能な質量に対するアポジェンジンの比推力の感度は 3.7 kg/s である。そのため、推進薬には酸化剤に NTO、燃料には高性能化のために N_2H_4 を採用した。推進薬の供給には、構造が簡単で信頼性の高い完全ブローダウン方式を採用した。ブローダウン方式による燃焼圧の範囲は、 $0.90 \text{ MPa} \sim 0.51 \text{ MPa}$ で初

表 3 アポジェンジンの最終仕様

Propellants	$\text{N}_2\text{O}_4/\text{N}_2\text{H}_4$
Propellants feed	Pressure-fed blowdown
Thrust	$1840 \sim 1280 \text{ N}$
Chamber pressure	$0.90 \sim 0.51 \text{ MPa}$
Specific impulse	$321.5 \sim 316.0 \text{ s}$
Mixture ratio	1.0 ± 0.1
Interface pressure	$1.53 \sim 0.765 \text{ MPa}$
Interface temperature	$5 \sim 30 \text{ }^\circ\text{C}$
Max. continuous burn duration	4600 s
Max. accumulated burn duration	9600 s
Max. number of burn	14 times
Nominal weight	18.0 kg

期推力は燃焼圧 0.90 MPa において 1840 N で初期の目標比推力は 325 s に設定されたが、開発の最終段階では 321.5 s になった。連続作動での燃焼時間は 4600 s で燃焼時間の合計は最大で 9600 s である。燃焼器は内径 70 mm 、噴射器面からノズルスロート部までの長さが 75 mm と 100 mm の 2 種類を選定し開発試験を行った。燃焼器とノズルは一体型で材料は、コロンビウム合金 C-103 にケイ化物の耐酸化コーティングを施したものでノズル開口面積比は $240:1$ である。比推力は当初の目標には達しなかったが、世界でもトップクラスの性能を有する二液式アポジェンジンである。

4. 試験装置

4.1 推進薬供給装置

試験は大気圧環境下で行ったが、試験装置の設置上の理由から、マルチエレメント噴射器による試験はロケット高空性能試験設備内の 10 L 低圧室に設けたアポジ試験用の推進薬供給設備を用いた。供給系の最大使用圧力は 7 MPa で、最大推進薬流量は $466 \text{ cm}^3/\text{s}$ である。流量測定に用いたタービン式流量計は、試験前に実液（推進薬、 $\text{NTO}/\text{N}_2\text{H}_4$ ）による“インプレース”“END-TO-END”校正⁵⁾を行い、

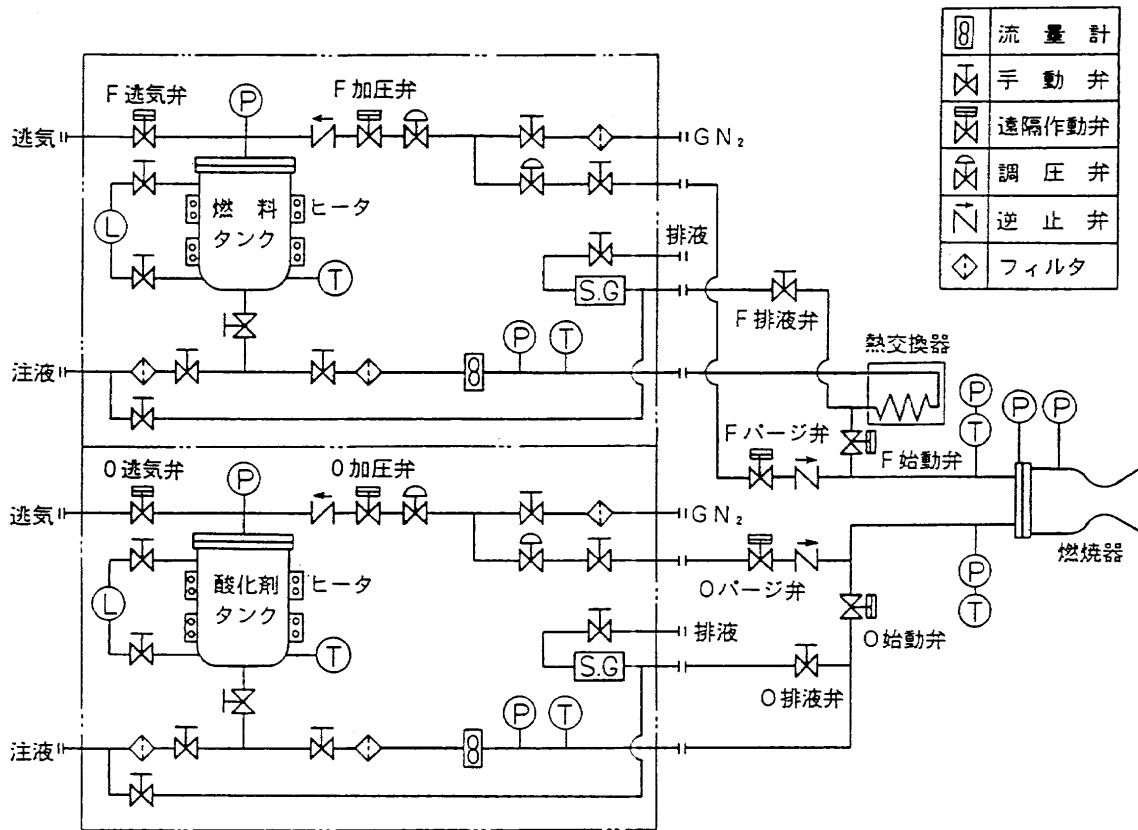


図2 推進薬供給装置

各流量計の校正係数を定めた。単一エレメント噴射器のポップ試験で用いた推進薬供給装置系統を図2に示す。係給系の最大使用圧力は4MPaで、最大推進薬流量は $170\text{cm}^3/\text{s}$ である。推進薬の供給はアボジェンジン開発試験の場合と同様に窒素ガスの加圧で行った。また、燃焼停止時には安全性を考慮して遮断弁の下流側配管内に残留した推進薬を投棄するため、窒素ガスのパージ配管を遮断弁下流側に配置する構成とした。単一エレメント噴射器のポップ試験で用いた流量計の流量レベルが小さいため、HATS既設の流量計の校正装置が使えなかったため、単一エレメント噴射器による試験では流量計単体の校正係数は流量計メーカーによる水校正データを用いた。流量計から計測系までの電気校正の結果を考慮すると、流量計測定系の校正精度⁶⁾は、マルチエレメント噴射器と単一エレメント噴射器の試験に対して、それぞれノミナル流量値（エンジンの作動範囲により定まる値）の $\pm 0.3\%$ と $\pm 1\%$ に定めた。各推進薬タンクと推進薬供給配管にはヒータを巻き、冬期には凍結防止のため燃焼試験後には推進薬温度を 5°C に設定した。また、ポップの推進薬温度の影響を調べるために、図2の始動弁入口側に熱交換器を取付ける構成とした。

4.2 燃焼器

マルチエレメント噴射器に用いた燃焼器を図3に示す。燃焼器の材質は、インコネル718である。燃焼圧と燃料噴

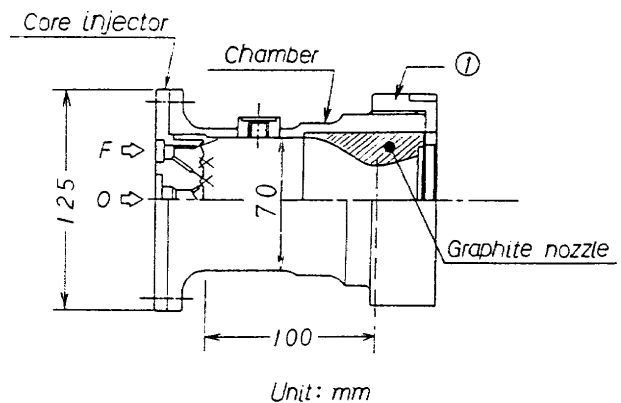


図3 燃焼器（マルチエレメント噴射器用）

流の基準レイノルズ数を独立に変えて試験できるようにスロート部はスロート径の異なるグラファイトノズル（東洋炭素(株)製、IG-15型）数種をノズル出口側から挿入し図3の①に示す取付け治具で固定する方式とした。表4にグラファイトIG-15型の仕様を示す⁷⁾。試験に用いたグラファイトノズルIG-15の形状を図4に、その外観写真の一例を図5(a)に示す。試験当初には、グラファイトノズルとして同メーカーのIG-11を用いたが、試験条件によっては図5(b)に示すようにポップ発生時にグラファイトに亀裂が入ったので、試験の途中からIG-11より強度（圧縮、引張り、曲げ強度）が20%程度優るIG-15型のグラファイトを用いた。グラファイトノズルと燃焼器との気密性を上げ

表 4 グラファイトノズル IG-15 の仕様

曲げ強さ	圧縮強さ	引張り強さ	弾性係数	熱膨張係数	熱伝達率
MPa	MPa	MPa	GPa	$10^{-6}/K$	W/(m·K)
49.0	103.0	29.4	11.8	4.8	139

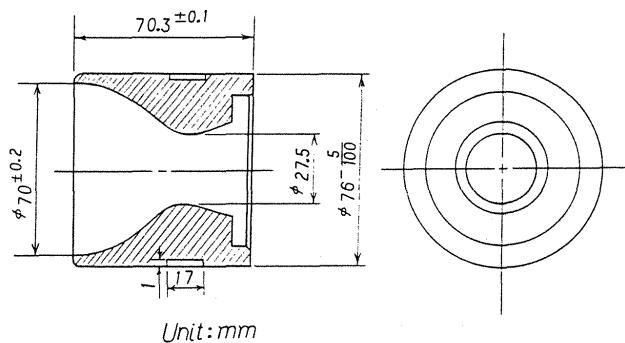
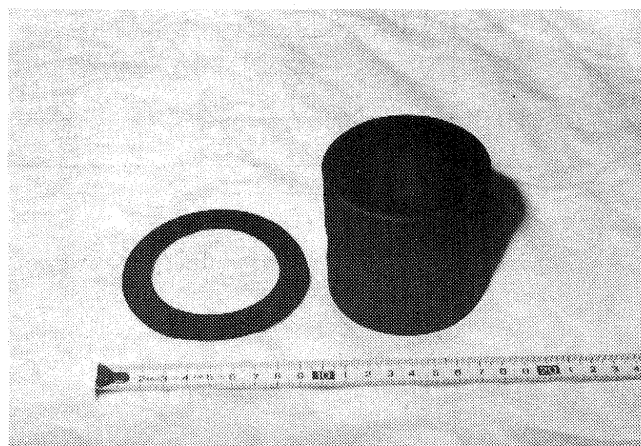


図 4 グラファイトノズル IG-15 の形状

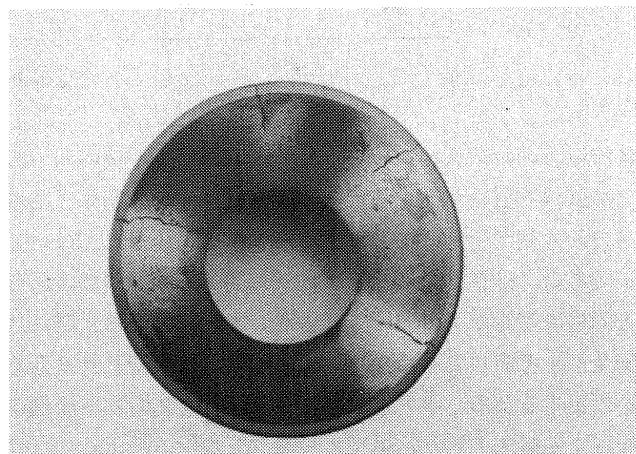
るため、接着剤(信越科学(株), 信越シリコン, KE-119 型)をノズル外周に塗り, 耐熱性のゴム製Oリング(小川ゴム(株), JSC4B-262型)を取付けて燃焼器に挿入した。燃焼器には, ポップ発生時の燃焼圧を高応答で測定するため応答の良い水冷却型の圧力計(セレスコ社製, フォトコン型 MODEL-5307)を1個取付けた。また, 加速度計を噴射器背面の位置(図6に示す)に2箇所, $\pm 2000\text{G}$ (キスラ製, 8604A-2000型)と $\pm 5000\text{G}$ (キスラ製, 8604A-5000型)各1個を燃焼器軸方向に取付けた。燃焼器をスタンドに取付けた状況写真を図7に示す。図8に, 単一エレメント噴射器に用いた燃焼器を示す。燃焼器の構成はマルチエレメント噴射器用の燃焼器と同じで, グラファイトノズルを挿入する方式とし, 長秒時試験でのポップ特性を調べるため燃焼器壁面の耐熱性を考慮して燃焼器の外周は水冷却方式とした。ポップ発生時の燃焼圧を高応答で測定するため, ここでは水冷却型の圧力計(共和電業(株), PE-100 KNS型)1個を図8に示す位置(図8の'P_c Port'で示す位置)に取付け, 加速度の測定には加速度計(キスラ製, 8606A-500型, $\pm 500\text{G}$)1個を噴射器背面の位置に取付けた。

4.3 噴射器

表5に試験に用いたマルチエレメント噴射器の設計パラメータを, 図9に噴射器 JO1の詳細図を示す。噴射器は, 二つの同心リング上に多数の異種二噴流衝突型エレメント(Unlike Doublet, UD)を配置したもので, 噴射器 JO1のエレメント数は内側8個で外側16個の計24個を有し, 燃焼室の燃料液膜冷却のために噴射器の最外周リングには32個のフィルム冷却用オリフィスを配した推力2000N級のものである。また, 音響による振動燃焼防止のため第一次接線



(a) グラファイトノズル(IG-15)と耐熱性ゴムオーリング



(b) グラファイトノズル(IG-11)の試験後の状況写真

図 5 グラファイトノズルの外観写真

モードの音響振動に対する1/4波長の共振器(ヘルムホルツ共振器と類似で, アコースティックキャビティと称す)を噴射器フェースの外周部(図9の①に示す)に設けている。表5に示す噴射器は, アボジエンジンの開発に供した噴射器の中から噴射オリフィスのエレメント数や燃料噴流の二次混合の効果[(スプレーファン角度(図11の β に相当)の効果)]及び燃料液膜冷却量の効果等を調べる為に選定したものである。表6に, 単一エレメント噴射器の設計パラメータを, 図10に噴射器 JO1-S(記号Sは, 単一エレメント噴射器を示す)の詳細図を示す。噴射エレメントの設計パラメータはマルチエレメント噴射器と同一であるが, 燃焼器を水冷式としたため噴射器には燃焼器を冷却するた

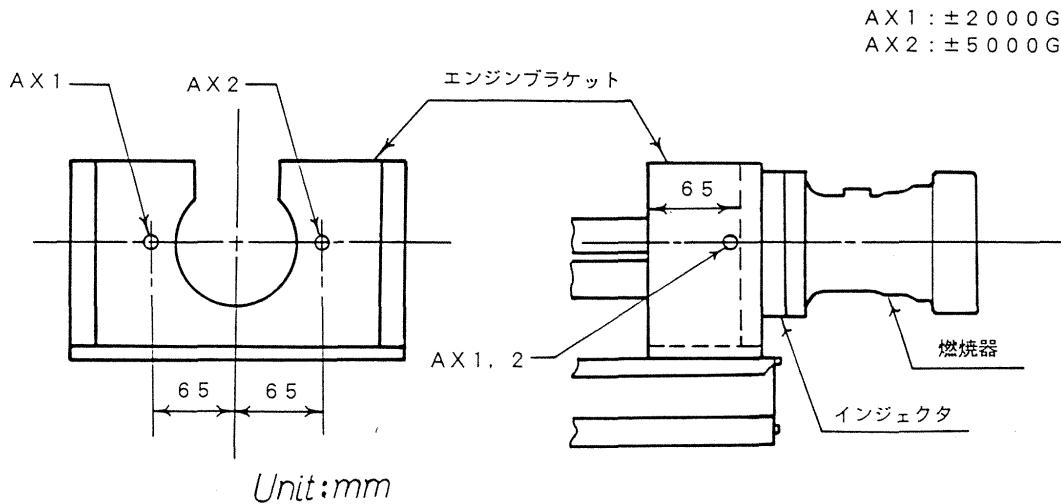


図6 エンジンブラケット(マルチエレメント噴射器用)

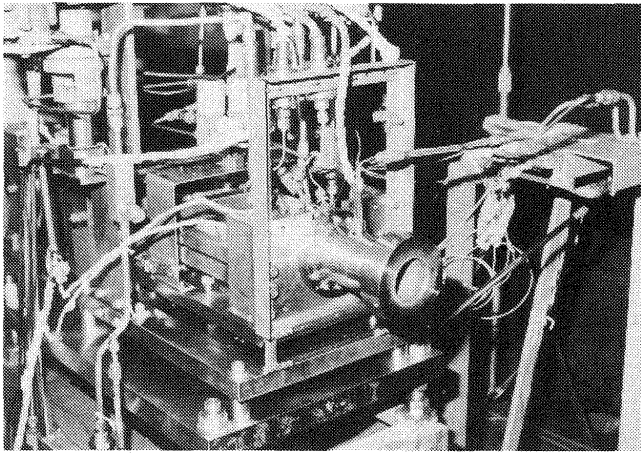


図7 供試体をテストスタンドへ取付けた外観写真

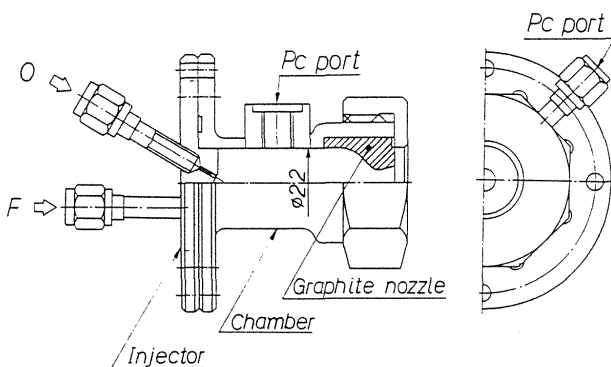


図8 供試体の構成図(単一エレメント噴射器用)

めの液膜冷却用のオリフィスを除く構成とした。各噴射器の場合と同様に、噴流分離を起こさない範囲でスプレー混合が最適となる設計パラメータを選定した。以下にその基本設計の概略を示す。噴流分離は、最近のLawverの基準を用い、エレメントスプレー混合の最適条件として、Rupeの基準⁸⁾を採用した。Rupeによれば、単一衝突エレメントの微粉化によって出来るスプレーの混合が最も良い条件は

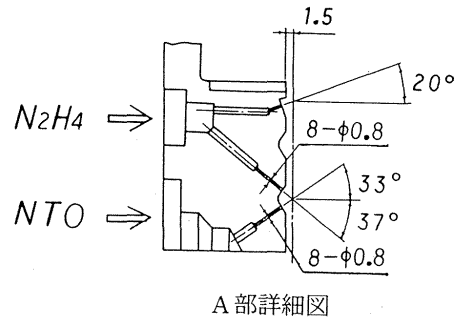
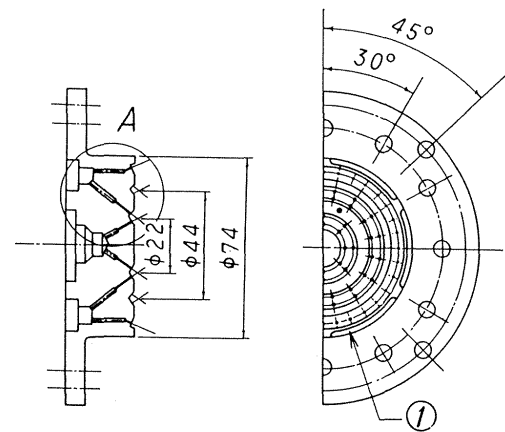


図9 噴射器のJ01の詳細図

ルーベ数 R_N が0.5の場合で次式で表わされる。

$$R_N = 1 / (1 + \rho_o u_o^2 d_o / \rho_F u_F^2 d_F) \quad (1)$$

$$(1/MR_c)^2 (\rho_o / \rho_F) (d_o / d_F)^3 = 1 \quad (2)$$

$$MR_E = MR_c (1 - \alpha) \quad (3)$$

ここで、 ρ , u , d はそれぞれ密度、速度、及び噴射器オリフィス径であり、添字F及びOは、燃料と酸化剤である。また、 MR_c はフィルム冷却量を除いた燃料と酸化剤の混合で、 MR_E はフィルム冷却量を含めたエンジン混合比である。 α は、フィルム冷却量 m_c と全燃料の質量流量 m_t の比(m_c / m_t)である。スプレーファン角度 β (表5では,Core Spray Angleで示す)は、次式より求めた。

表5 マルチエレメント噴射器の設計パラメータ

Code	Number of Elements Core (Inner/Outer) /Film	d_F/d_o (mm)	Film Cooling Fraction (%)	Spray Angle Core/Film ^{a)} (Deg.)
J01	24((8/16)/32)	0.80/0.82	19.0	0/20
J02	24(8/16)/32	0.80/0.82	19.6	7/20
J03	24(8/16)/32	0.80/0.82	15.6	0/20
J06	36(12/12)/24	0.51/0.61	21.0	0/20
J08	48(16/32)/32	0.51/0.53	18.8	0/20
J13	30(10/12)/40	0.63/0.63	17.0	0/20
J14	30(10/20)/40	0.69/0.69	16.1	0/20
J16	30(10/20)/40	0.72/0.74	21.4	0/20
J17	30(10/20)/40	0.69/0.69	18.5	(+7, -7) ^{b)} /20
J21	30(10/20)/40	0.67/0.67	21.0*	0/(40, 20) ^{c)}

* S/N : 30

a) Angle to chamber axis, positive for outer direction.

b) +7° for inner ring and -7° for outer ring.

c) Alternating wall impingement angles and distances.

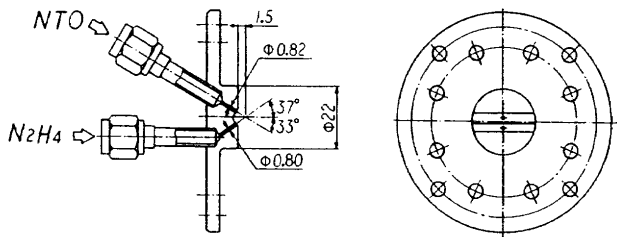


図10 噴射器のJ01-Sの詳細図

$$\theta = \alpha_F + \alpha_o \quad (4)$$

$$\tan \delta = \sin \theta / (\cos \theta + m_{Fc} u_F / m_o u_o) \quad (5)$$

$$\beta = \alpha_F - \delta \quad (6)$$

ここで、 α_F 、 α_o はそれぞれ燃料と酸化剤の衝突角度(図11に示す)で、 m_{Fc} と m_o とはそれぞれフィルム冷却量を除いた燃料($m_{Fc} = m_t - m_c$)の質量流量と酸化剤の質量流量、 u_F と u_o はそれぞれ燃料と酸化剤の粘度である。単一エレメント噴射器の試験では、コアエレメント径の影響を調べるためにコア噴流衝突後のスプレイファン角度 β を0度一定としたコアエレメント径の異なる3種類の噴射器を製作した。

5. 性能パラメータ

燃焼器の性能を表わすパラメータとして、ここでは特性排気速度 C^* と C^* 効率 η_c^* を用いた。特性排気速度と η_c^* は次の式で算出した。

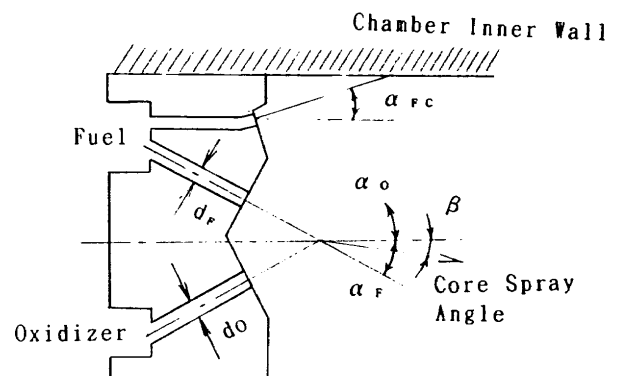
$$C^* = g_c \bar{P}_c f_p A_{th} f_{dis} / m_t \quad (7)$$

$$\eta_c^* = C^* / C_{ODE}^* \quad (8)$$

ここで g_c は重量と質量の換算係数、 f_p は噴射器部で測定

表6 単一エレメント噴射器の設計パラメータ

Injector	d_F/d_o (mm)	Spray Angle (Deg.)
J01-S	0.80/0.82	0
J08-S	0.51/0.53	0
J14-S	0.69/0.69	0

 d_F : 燃料側噴射器オリフィス径 d_o : 酸化剤側噴射器オリフィス径 α_o : Oxidizer Impingement Angle α_F : Fuel Impingement Angle α_{Fc} : Film Cooling Impingement Angle図11 二液噴流のスプレイファン角度 β

した燃焼室圧力 \bar{P}_c からノズル入口平行部端面のよどみ圧力を求めるための補正係数、 f_{dis} は流出係数⁹⁾である。また、 C_{ODE}^* は準一次元化学平衡流を仮定して求めた特性排気速度の理論計算値でODEプログラム¹⁰⁾を用いて算出した。こ

ここで、 C^* の算出には、壁面への熱損失および燃焼中におけるノズルスロート径の変化やフィルム冷却による燃焼ガスへの影響についての補正は検討が不十分のため行わなかった。

6. 試験方法

試験では、着火時におけるハードスタート¹¹⁾を緩和するために燃料側に対して酸化剤側リードのタイミングを100msに設定した。試験当初には、酸化剤リードのタイミングは噴射器入口直前に取付けた推薬弁を用いて行ったが、推薬弁と噴射器間に蓄積した燃料や燃焼ガス等が試験後に抜けきらなかった為、繰返し試験の後にハードスタートが生じることがあった。そのため、安全性を考慮してその後の試験には推薬弁を用いないこととし、酸化剤リードのタイミングは制御盤に設けた弁駆動用のシーケンスで調整した。マルチエレメント噴射器によるポップ試験のシーケンスの一例を図12に示す。試験中は、人体への安全を考慮して窒素ガスによる補助エゼクタを作動させて試験時に10L低圧室内に排出される燃焼ガスの換気を行った。試験に使用した噴射器の性能の混合比依存性が認められたので、試験では混合比を1.0一定とし、燃焼時間は燃焼器の耐熱性を考慮して7秒とした。試験中におけるポップ発生の確認は、燃焼圧と加速度のデータから行ったが、参考としてビデオ映像写真による目視観察及び燃焼音からの推定も行った。1つのノズル径に対して、 \bar{P}_c と R_{ef} に関する一連のデータを取得した後、グラファイトノズルを取替えて同様の試験を行い燃焼圧と R_{ef} の相関図を求めた。

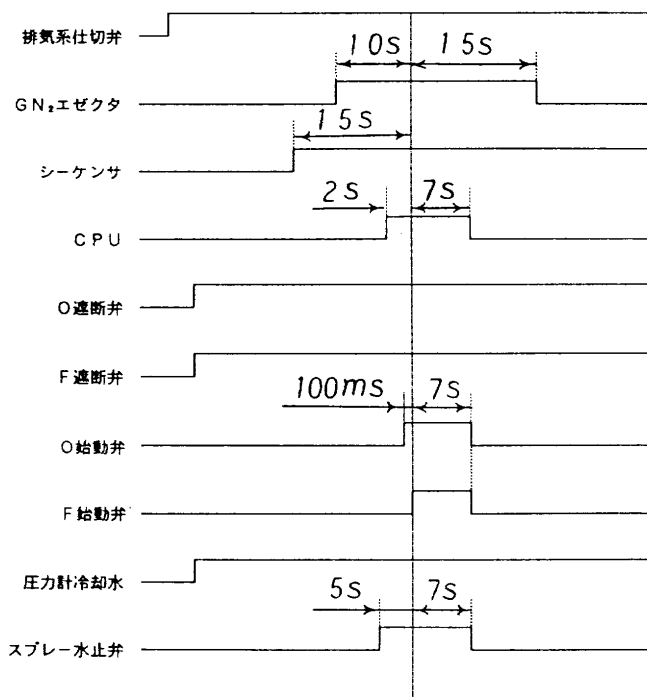


図12 試験シーケンスの一例

7. 試験結果

7.1 マルチエレメント噴射器のポップ特性

図13に、マルチエレメント噴射器J01のポップ燃焼圧と加速度出力の時間履歴の関係を示す。燃焼室スロート径は45mm、燃焼室の圧力は0.82MPaである。図13(a)は7秒間の燃焼で発生したポップ燃焼圧の履歴を示す。図13(a)に示すポップの圧力変動は不規則な周期で発生しており、その出力値は極めて高くその値は常に一定でないことが認められる。燃焼時間7秒間に24回のポップが発生しており、その時のポップ燃焼圧の最大値は燃焼室圧力の定常値 $P_c = 0.82$ MPaの12倍程度である。Housemanらが大気圧でポップの機構について調べた単一エレメント噴射器の実験結果では、噴流を一時的に止める強力なポップの他に噴流の

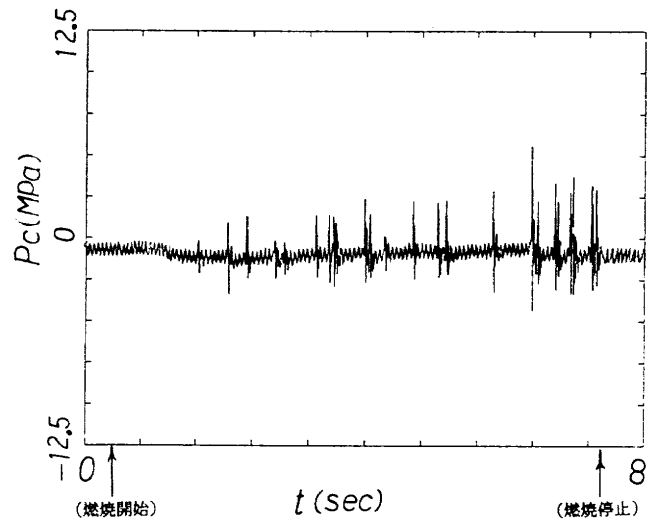


図13(a) ポップ発生時の燃焼圧力

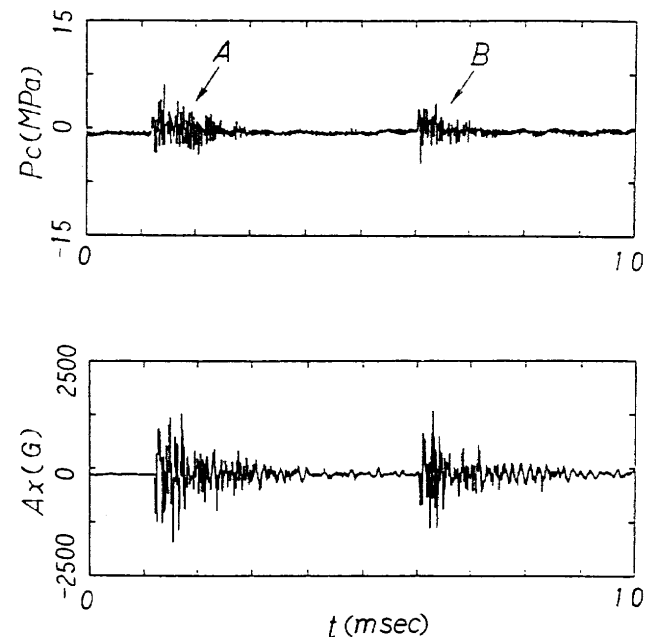


図13(b) ポップ発生時の燃焼圧力と加速度

衝突点以降の噴霧を部分的に消費する弱いポップ (Puff) が報告されているが、マルチエレメント噴射器の試験結果では、振動燃焼はそのほとんどの加速度出力が $1000g_{p-p}$ 以上の強力なポップとなっている。図13(b)は噴射器J01の結果で、燃焼開始から6秒目を基点とした、10ms間のポップ燃焼圧と加速度の出力値である。図13(b)の加速度からは、ポップ数はmsの短い間隔に数回発生しているように見えるが、この結果からはポップ数を正確に求めることは精度上難しいので、ここでは図13(b)の出力A,Bに示すポップ数を1回と定義した。図13(b)の加速度出力の最大値は $2500g_{p-p}$ にも達している。図14は、図13(b)の出力A,Bに対して求めた周波数のパワースペクトラムである。これから、ポップの周波数は $6KHz \sim 7KHz$ の範囲にあることが認められる。燃焼試験後に行った供試体の検査では、供試体外観には特に損傷などは観察されなかったが、試験回数が増えるにつれて噴射器と燃焼器のフランジ面接続部の緩みや、スロート部のグラファイトノズルの一部損傷が認められた。図15に、数種のマルチエレメント噴射器について7秒間に測定したポップ燃焼圧のピーク値 P_c と燃焼圧 \bar{P}_c の比(P_c/\bar{P}_c)と7秒間に発生したポップ数(Pop Number), 及び加速度のピーク値を示す。ポップ燃焼圧と加速度の最大値が低燃焼圧において大きいことは、文献(2,3)等の単一エレメント噴射器の試験結果に一致しているが、高燃焼圧につれてポップが多く発生する結果は逆の傾向にある。この傾向については、多数のエレメントを有する噴射器の試験結果でも同じ傾向が示され、文献(2,3)の試験結果と矛盾する結果となった。燃焼圧が高くなると燃料と酸化剤の噴流の衝突点近くで噴流の分離が生じやすくなる現象があることから、以下にポップが起こる原因を噴流分離から調べることにした。

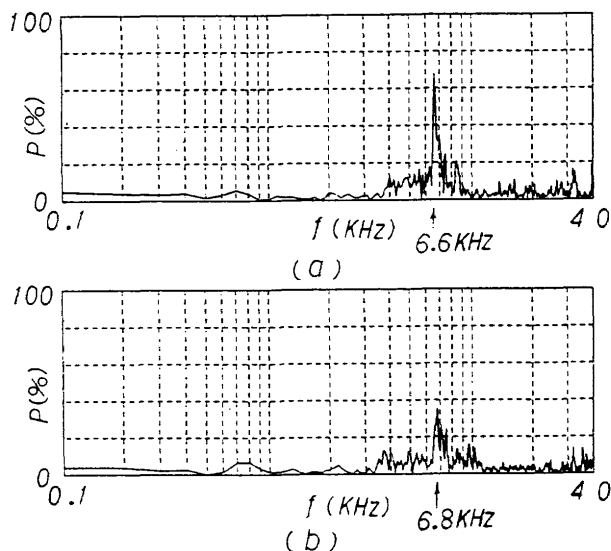


図14(a) 図13(b)に出す出力Aの周波数パワースペクトラム
(b) 図13(b)に出す出力Bの周波数パワースペクトラム

7.2 二液噴流の接触時間 d/v との関係

噴流の分離については、Houseman, Kushida¹²⁾らが酸化剤と燃料の噴流の衝突点近辺の境界面に安定なガス膜が形成される条件として噴流の分離と非分離の条件を大気圧で推進薬NTO/ N_2H_4 を用いて調べており、ここではその試験結果との相関を行ってポップ発生の原因について調べることにする。Housemanらは、ポップは噴流分離によって出来るガス膜が破れ二液の接触によって生成する中間体の爆発が引金となって二相デトネーションが起きることを説明している。図16はこの様子を示す二液噴流の衝突領域の模式図である。図16のReaction Interfaceにおいて、ガス膜が生成されている間はポップが起きないことになる。Housemanらは推進薬NTO/ N_2H_4 を用いた大気圧下の試験結果から、ポップは二液噴流が接触する時間に大きく依存することを高速度写真により捕え、ポップサイクル(単

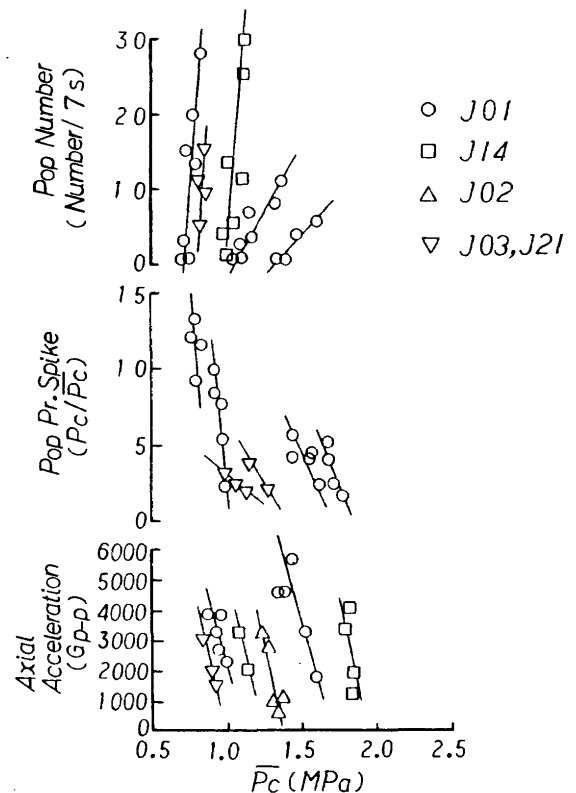


図15 ポップ数, P_c/\bar{P}_c , 加速度と燃焼圧

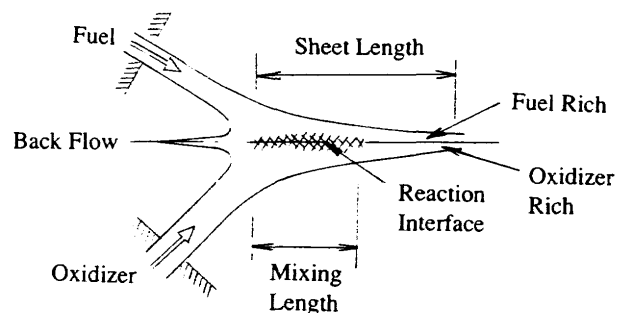


図16 二液噴流衝突領域の模式図

位時間当りのポップ数)と $(d/v)_F$ (μ sec)の関係を図17の実線で示した。ここで、 $(d/v)_F$ は酸化剤と燃料の衝突部における接触時間の尺度を表わす。この関係では、接触時間が大きくなればポップが発生しやすくなることになる。図17で破線は、アボジェンジンの開発試験に用いた7種類のマルチエレメント噴射器の試験結果であるが、Housemanらの試験結果とは逆の傾向が示されている。次に、試験で発生したポップが燃焼圧に大きく依存していたことに着目し、噴流分離の条件を接触時間と燃焼圧から関係付けた9式に示すKushidaモデルを用いて比較することにする。

$$(d/v)_F > 35(7.04/\bar{P}_c)^{1.5} \quad (9)$$

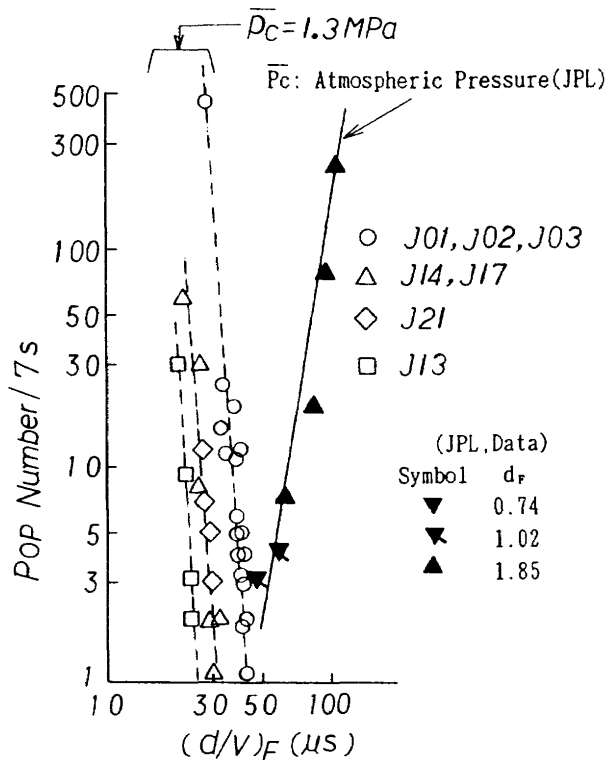


図17 ポップサイクルと $(d/v)_F$ の関係図

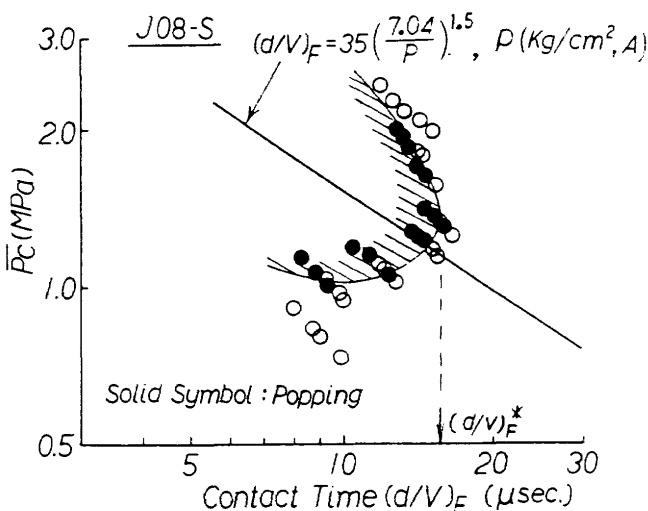


図18 \bar{P}_c と $(d/v)_F$ の関係図

ここで、 d は噴流の径、 v は噴射器燃料オリフィス部の噴流速度で $(d/v)_F$ (μ sec)は接触時間の尺度、 \bar{P}_c は燃焼圧力 (kg/cm^2 , A)である。(9)式は、単一エレメント噴射器の試験結果を基にしていることから、図18には単一エレメント噴射器J08-Sとの比較を示した。図18の結果では、 $(d/v)_F$ の値が図中の $(d/v)_F^*$ より小さく、 \bar{P}_c の限られた範囲については当てはまるように見えるが、 $(d/v)_F$ より大きい領域については9式で示す関係は当てはまらない傾向にある。これらのいずれの結果からも両モデル共に開発試験で用いた噴射器の試験結果とは一致しているとは言えず、噴流の接触時間では試験に用いた噴射器のポップは十分に説明出来ない機構で起きていることが確認された。

7.3 燃料噴流の基準レイノルズ数 R_{ef} と燃焼圧 \bar{P}_c の相関

Lowverの噴流分離の基準からポップ発生機構についての類推を行うために、燃料噴流の基準レイノルズ数 R_{ef} と燃焼圧 \bar{P}_c の相関を求めた。その試験結果の一例を図19に示す。図中で黒塗印は、ポップ発生時の結果である。図中の(A)式で示す境界は、Lowverが示した噴流分離の基準で、次の条件で噴流分離が起こる¹³⁾。

$$\bar{P}_c > 3.03 \times 10^6 / R_{ef}^{1.5} \quad (10)$$

(10)式の噴流分離の基準は、推進薬NTO/ N_2H_4 を用いて求めた噴流分離の相関式である。この基準から推察すると図19の結果ではポップは(10)式で示す噴流分離と混合領域にまたがって発生していることになり、ポップ発生限界は従来考えられていたよりずっと複雑であることが判る。噴射器J01の結果では、ポップの起る範囲は、 $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ 平面で半島状の囲まれた領域内にあり、図中に示す R_{ef}^* を境界とした傾向の異なる2つの領域がある。すなわち、 R_{ef}^*

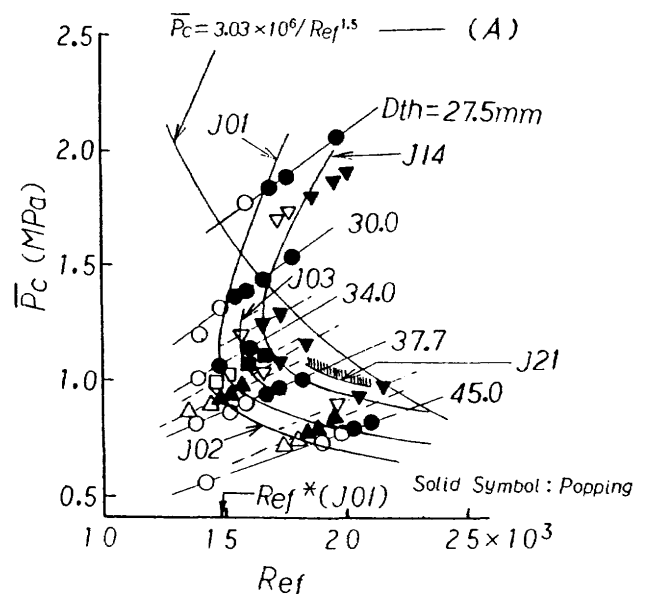
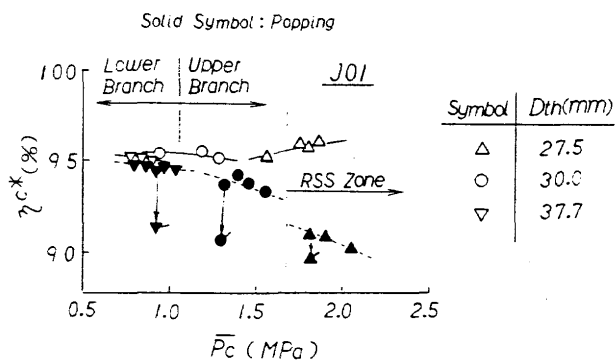


図19 $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ の相関 (マルチエレメント噴射器)

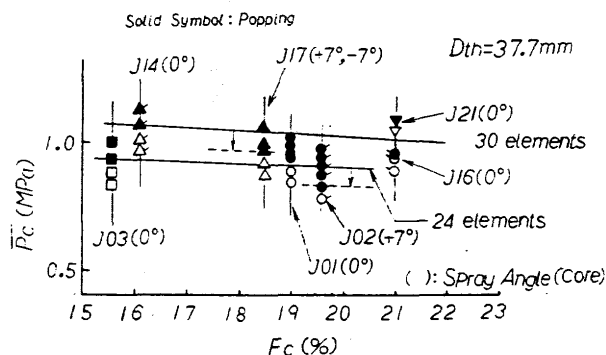
を境界とした \bar{P}_c の低い枝(図19に示す半島状の囲まれた領域の内, 下半分に相当する)では, 文献2,3の傾向とは逆に R_{ef} が大ならば \bar{P}_c でもポップが起り, \bar{P}_c の高い範囲では Lawver の噴流分離の基準とはほぼ一致した領域でポップが発生しているように見える。これらの結果から判断すると, Lawver の基準はポップ限界の包絡線を形成しているように推察される。アボジ開発試験で生じたポップの結果は図19の R_{ef}^* を境界とした \bar{P}_c の低い枝の領域にあることが判る。この結果から, ポップを避けるためには, R_{ef} が R_{ef}^* より大きい場合には燃焼圧 \bar{P}_c を図19で示す包絡線の値より低くするか, 逆に十分高い値で試験すればよいことになる。しかし燃焼圧を下げる選択は, エンジン性能の点から限界があり, そのため推進薬 NTO/ N_2H_4 を用いるエンジンでは, アボジエンジンで採用したガス圧による推進薬の供給方式よりもポンプを用いた高圧燃焼方式を選択することが有利である。

ポップが起ると燃焼効率が低下する傾向が開発試験で示されたので, 図19の包絡線を境界として, ポップ限界と噴流分離の相関の有無を特性排気速度 C^* 効率(η_c^*)から調べた。図20に噴射器 J01 の結果を示す。この図で白塗り印は, 図19の $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ 平面においてポップの発生しない領域の η_c^* を, 黒塗り印はポップ領域内においてポップが発生する直前の η_c^* を, 黒塗りのフラッグ印はポップ領域内におけるポップ発生時の結果を示す。ここでは η_c^* が燃焼時間によって異なるので, 燃焼試験後 6 秒目の結果で統一して比較した。図中の RSS Zone は, ノズルスロート径 $D_{th} = 27.5\text{ mm}$ に対する Lowver の噴流分離の領域である。 $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ 平面の下枝では, ポップ発生時に大きな C^* 効率の低下が認められる。この C^* 効率の低下は, 噴流分離の領域内の高 \bar{P}_c においてポップが発生した時の C^* 効率と同程度のレベルに達しており, $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ 平面の下枝で起きた C^* 効率の低下は噴流分離が起因している可能性が高い。また, 図20の●印に示す様に $\bar{P}_c \sim R_{ef}$ 平面の上枝では, ポップが発生しない場合でも既に C^* 効率の低下がわずかなではあるが認められている。この傾向は, ノズルスロート径 27.5 mm に対する RSS Zone 内の試験結果(▲)では顕著

図20 $\bar{P}_c \sim \eta_c^*$

に表れており包絡線内の高 \bar{P}_c 領域ではポップが起きやすい状態にあることが判る。

燃焼器の内面を冷却するフィルム冷却方式の場合には, フィルム冷却用の燃料が燃焼器壁面で反応しポップを促進することが考えられる。また, 開発試験の結果でも噴射オリフィス角度の影響が観察されており, これらの噴射器パラメータがどの程度ポップに影響を及ぼすものか調べることにした。噴流分離が生じているならばオリフィス角度によって燃料の一部が燃焼器壁面で反応しフィルム冷却と同じ効果が表れることが推察される。そこで, アボジエンジンの開発試験に用いた噴射器を用いてポップ発生と燃料液膜冷却率(フィルム冷却率)の影響及び噴射オリフィス角度の影響について調べた。図19の J01 と J03 はフィルム冷却率がそれぞれ 19.0% と 15.6%, J01 と J02 はフィルム冷却率が同程度の噴射器である。J01 の噴射オリフィス角度は燃焼器の軸方向に対して 0° (燃焼器の中心軸と同角度), J02 では外側(燃焼器壁面側)に 7° に向いている形状の噴射器である。この結果からはわずかなではあるがフィルム冷却率が大で, 噴射オリフィス角度が外側に向いている場合にポップが起きやすい傾向が示されている。図21は, 噴射エレメント数が24と30の噴射器についてフィルム冷却率をパラメータにしてポップの限界値を示した結果である。図21の横軸はフィルム冷却率 F_c である。30エレメントの噴射器のフィルム冷却率と \bar{P}_c の傾向は, 24エレメントの噴射器で示されたフィルム冷却率と \bar{P}_c の関係とはほぼ同じ平行線上にある。図中の30エレメント噴射器の結果については, 同噴射オリフィス径 0.69 mm で比較すべきだが, 同程度のフィルム冷却率を有する噴射オリフィス径 0.69 mm の噴射器が無かったため, 図中のポップ限界線の表示には J21 と J16 の中間の値を選定した。図21で噴射器 J17 は, J02 と同じ傾向を示しており噴射角が燃焼器壁面側に向いている場合に, フィルム冷却用の燃料との二次混合により, ポップが促進されている。噴射器 J14 ($d_F/d_o = 0.69/0.69$) に比べて噴射オリフィス径の小さい噴射器 J21 ($d_F/d_o = 0.67/0.67$) では, フィルム冷却率が 4.9% 多いにもかかわらず24エレメント噴射器と逆の傾向でポップが起き難くなっている。フ

図21 $\bar{P}_c \sim$ フィルム冷却率 F_c

フィルム冷却率がほぼ同じ噴射器 J16 と J21 の比較でも噴射オリフィス径の影響がわずかではあるが示された。

7.4 単一エレメント噴射器の試験

ポップ発生についてのこれまでの研究は、ほとんど単一エレメントの噴射器を用いて行われたため、ここではマルチエレメント噴射器と同じパラメータを有する単一エレメント噴射器の試験を行い前章で示したマルチエレメント噴射器の結果と比較した。表 6 に示す 3 種の単一エレメント噴射器の噴射オリフィス角度は 0 度、フィルム冷却率は 0 パーセントである。噴射オリフィス径は表 5 に示すマルチエレメント噴射器の中から 3 種類を選定したものである。試験結果を図 22 に示す。図 22 から、ポップの起こる範囲は、 P_c と Re_f の平面で半島状の囲まれた領域内にあり、この傾向は図中に示すマルチエレメント噴射器 J01 の結果とはほぼ同じであるが単一エレメント噴射器 J01-S の場合に注目すべき点は、J01 に比較してポップは起き難い傾向にあることである。3 種類の単一エレメント噴射器の結果を比較すると、オリフィス径が小さい場合には P_c 低い領域においても必ずしも Lawver の噴流分離の基準とポップ限界が一致してはいないが、Lawver の基準はポップ限界の包絡線になっているようで、マルチエレメント噴射器に比較して Lawver の噴流分離の基準とよく合っているように見える。図 23 に、推進薬 NTO/MMH による試験結果と NTO/ N_2H_4 の結果の比較を示す。図 23 で示す $\bar{P}_c \sim Re_f$ 平面の範囲内では、推進薬 NTO/MMH を用いた場合にはポップは起らず燃料 MMH を用いれば低燃焼圧領域において安定な燃焼が得られている。図 24 に、 C^* 効率と \bar{P}_c の関係を Lawver の基準（図中で矢印に示す位置に相当）と共に噴流分離の基準はほぼ一致しているが、ヒドラジンの場合には \bar{P}_c の低い領域で C^* 効率はポップの起こり始めて極大値を

示している場合もあり、通常の噴流分離では説明出来ない挙動を示している。これらの結果から、ヒドラジンのポップ限界と Lawver の噴流分離の基準は \bar{P}_c の低い領域に関しては、類似の式で表すことが出来ると言える。

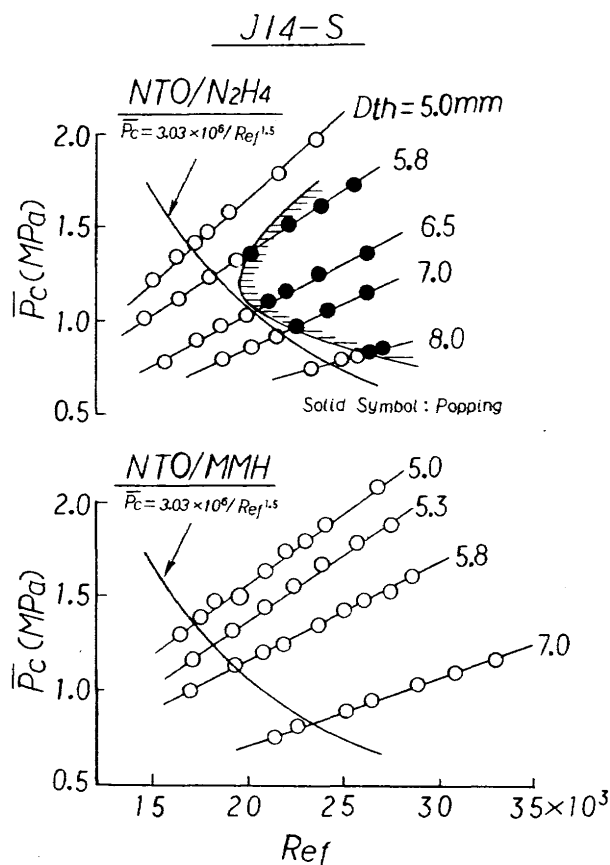


図23 推進薬NTO/MMHの試験結果との比較

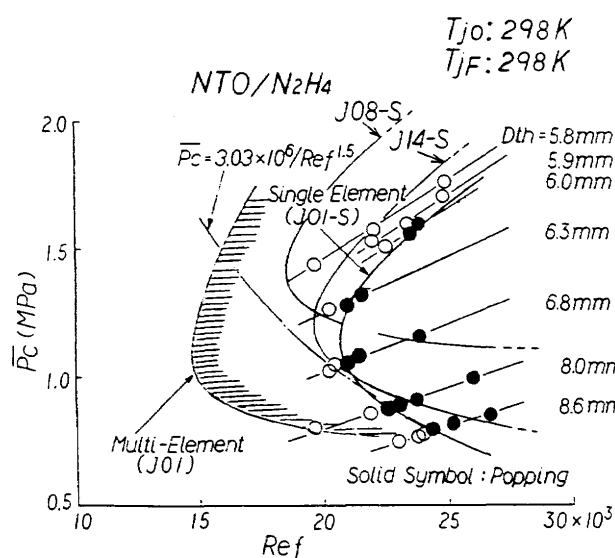


図22 $\bar{P}_c \sim Re_f$ の相関 (単一エレメント噴射器)

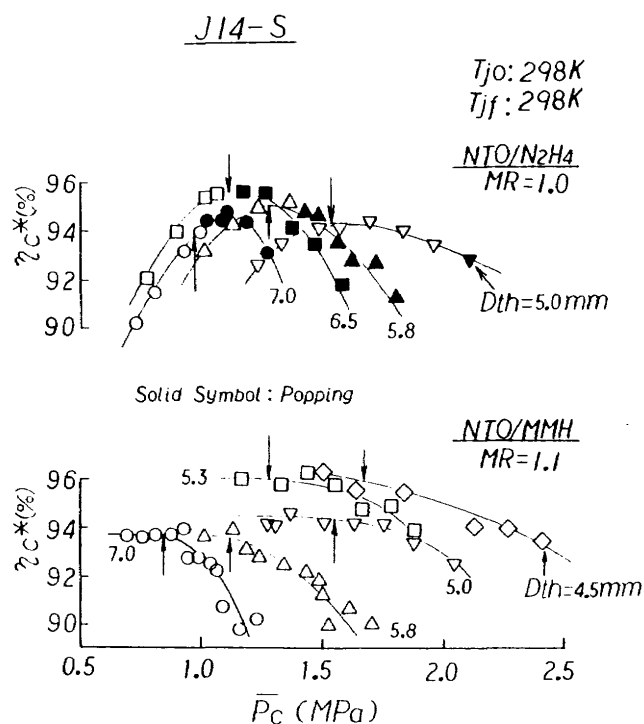


図24 $\bar{P}_c \sim \eta_c^*$ (推進薬NTO/ N_2H_4 , NTO/MMH)

7.5 混合燃料 N_2H_4 (80%) - MMH (20%) のポップ特性

混合燃料 (ヒドラジン 80% - MMH 20% の混合燃料, 以後は混合燃料 80% - 20% と称す) は, 再生冷却エンジンの燃料としてエンジンの高性能を維持し, かつ熱的に安全な (冷却性能が優れている) 燃料として期待されている。燃焼器の冷却法として比推力性能が MMH より高いヒドラジンをを用いて再生冷却を行う場合には, 燃焼停止後のガスパージ時に再生冷却溝において爆発が起る危険性がある。そこでこれを解決するために, エンジン性能は若干低下するが燃焼器の高温壁上でヒドラジンの液膜の自己分解反応が起り難く安全性に優れている MMH をヒドラジンと混合した混合燃料 80% - 20% を用いた研究が行われた¹⁴⁾。ここで問題となった混合燃料 80% - 20% の燃焼安定性について, 噴射器 J01 を用いてポップ試験を行い, 燃料ヒドラジンの結果と比較した。図 25 に噴射器 J01 の試験結果を示す。高 Re_f でしかも低燃焼側ではヒドラジンに比べてポップを起きやすくなっている。この原因は明らかではないが, 低 \bar{P}_c はヒドラジンの場合はポップが起こらない領域でも MMH を僅か 20% 付加することにより, もとのヒドラジンの場合よりポップが起こりやすいことは興味ある現象である。混合燃料を用いる場合には高燃焼圧の領域では有利となるので, 燃焼の安定性を得るためには燃焼器は高圧燃焼方式にすることが望ましい。

8. ま と め

二液アポジエンジンの試験で用いた 10 種類のマルチエレメント噴射器, 並びにそれと同形状のパラメータを有する 3 種類の単一エレメント噴射器を用いてポップ試験を行い, $\bar{P}_c \sim Re_f$ の相関を行って以下の結論を得た。

① ポップ燃焼圧と加速度の最大値が低燃焼圧において大きいことは, 文献 2, 3 等の単一エレメント噴射器の試験結果と一致しているが, 高燃焼圧になるにつれてポップが多く発生する結果は逆の傾向である。

② 二液噴流の接触時間 $(d/v)_p$ では, ポップは十分に説明出来ない機構で起きている。

③ ポップの起る範囲は, $\bar{P}_c \sim Re_f$ 平面で半島状の囲まれた領域内にあり, Re_f^* を境とした \bar{P}_c の低い枝では文献 2, 3 とは逆に Re_f が大ならば低 \bar{P}_c でもポップが起る。また, \bar{P}_c の高い範囲では Lawver の噴流分離の基準とはほぼ一致した領域でポップが発生していることが推察された。

④ ポップは, フィルム冷却率が大きく噴射オリフィス角度が燃焼室側に向いている場合に起きやすい。

⑤ ポップの起きやすさに関する燃焼圧と燃料噴射速度に関する効果は, 単一エレメントとマルチエレメント噴射器共に同一である。また, $\bar{P}_c \sim Re_f$ 平面における同一の燃焼圧で比較すると, マルチエレメント噴射器の場合は単一エレメント噴射器に比べ低 Re_f にポップ領域が見られ, 噴

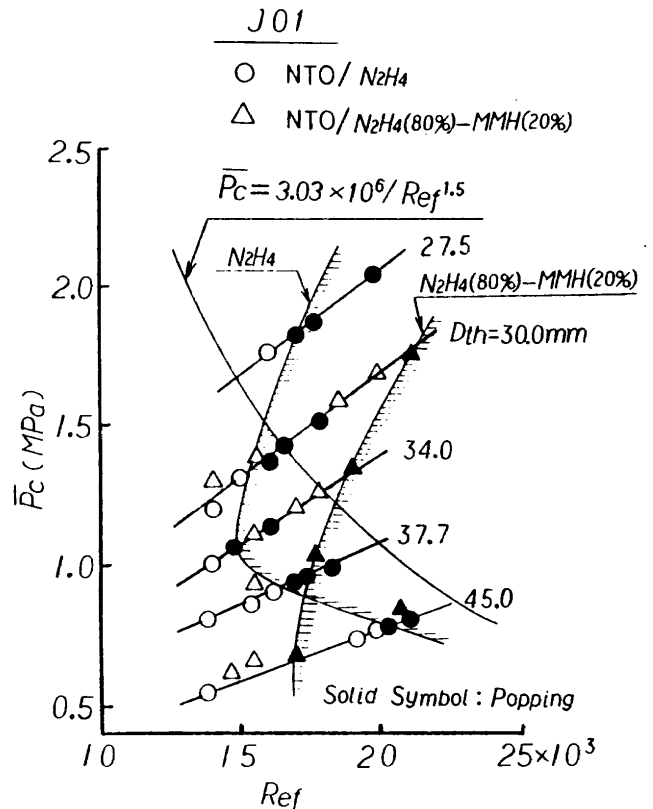


図 25 $\bar{P}_c \sim Re_f$ の相関
(混合燃料 (N_2H_4 (80%) - MMH (20%)))

射器のエレメント数が増えるとポップが起きやすい傾向が示された。

⑥ マルチエレメント噴射器の場合は, \bar{P}_c の高い範囲では Lawver の噴流分離の基準とはほぼ一致した傾向でポップが発生した。また, 単一エレメント噴射器では \bar{P}_c の低い領域ではポップ領域と噴流分離との相関が認められる。

⑦ 混合燃料 80% - 20% の場合は, 高 Re_f で低燃焼圧側ではヒドラジン燃料に比べてポップが起きやすくなる。

9. 謝 辞

本研究の実施においては, 宇宙開発事業団ならびに石川島播磨重工業 (株) の関係者に協力いただいた。又, 試験の計画及び様々な点でアドバイスを頂いた角田宇宙推進技術研究センター長の宮島博氏に心から感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Iihara, S., "Hydrazine/NTO Liquid Apogee Engine for the ETS-VI", AIAA/SAE/ASME/ASEE 23rd Joint Propulsion Conference, AIAA-87-1936, June 1987.
- 2) Houseman, J., "Popping Phenomena with the Hydrazine Nitrogen-Tetroxide Propellant System", J. Spacecraft, Vol. 9, No. 9, September 1972.
- 3) Zung, L.B., "Combustion Process of Impinging Hy-

- pergolic Propellants” NASA CR-1704, May 1971.
- 4) 大塚, 他, “航空宇宙技術研究所のロケットエンジン
高空性能試験設備” NAL TR-454, 1976年4月
 - 5) Kuroda, Y., “Calibration of Turbine Flow meters
for Storable Bipropellant Engine” Proceedings of
the 16th International Symposium on Space Techno-
logy and Science, Sapporo, 1988, pp 249-258.
 - 6) 黒田行郎, 他, “貯蔵性推進薬実液流量校正” NAL
TR-1091 1991年1月
 - 7) 東洋炭素株式会社, 品種別特性表
 - 8) Rupe, J.H., “An Experimental Correlation of the
Nonreactive Properties of Injection Schemes and
Combustion Effects in a Liquid Propellant Rocket
Engine”, JPL Tech. Rept. 32-255, July 1965.
 - 9) 宮島 博, 他, “液体酸素・液体水素小型高膨張燃焼
器の実験(1)” NAL TR-662, 1981年4月
 - 10) 中橋和博, 他, “ロケットノズルの性能予測計算法”
NAL TR-771, 1983年7月
 - 11) 佐藤政裕, 他, “ETS-VI アボジェンジンのハードスタ
ートについて” NAL TR-1036 1989年10月
 - 12) Kushida, R., “Criteria for Separation of Impinging
Streams of Hypergolic Propellants”, NASA TM
33-395, July 1968.
 - 13) Lawver, R.B., “High Performance N_2H_4 /Amine
Elements “Blow Apart”.” Final Report, NASA CR-
160273, March 1979.
 - 14) 植田修一, 他, “ N_2H_4 /MMH 混合燃料再生冷却エン
ジンの性能” NAL TR-1082 1990年9月

航空宇宙技術研究所報告1253号

平成6年10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丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

Printed in Japan