

## 新任教員紹介

# 航空宇宙学科 航空宇宙学専攻・教授 那賀川一郎

### 略歴

- 1957.9 徳島県生まれ
- 1981.3 東京大学工学部航空学科卒業
- 1983.3 東京大学大学院工学系研究科博士前期課程修了
- 1983.4 ㈱小松製作所入社
- 1988.12 ㈱小松製作所退職
- 1989.1 日産自動車㈱宇宙航空事業部入社
- 1996.2 東京大学工学博士学位取得
- 2000.7 営業譲渡により㈱アイ・エイチ・アイ・エアロスペースに転籍
- 2008.2 ㈱アイ・エイチ・アイ・エアロスペース退職
- 2008.4 現職



### 担当科目

航空宇宙応用実験（共担）、応用数学及び演習、航空宇宙学通論（共担）  
燃焼工学特論

### 研究活動内容

#### 概要

1980年代、スペースシャトルが運航を始め、レーガン大統領が年頭教書でオリエントエクスプレス構想を発表し、21世紀には飛行機と同じように水平離陸するスペースプレーンが運航し、一般人が訓練なしで宇宙に行ける時代になっていることが期待されていた。そのような中で卒業研究として、スペースプレーンの主エンジンであるスクラムジェットエンジンの基幹技術である超音速燃焼の研究に取り組み、これがラムジェット研究の出発点であった。

1989年、日産自動車㈱宇宙航空事業部は当時としては東洋一の規模を誇るラムジェットエンジン試験設備の導入を始め、本格的にラムジェットエンジンの研究開発を開始した。この年、同社に入社し、宇宙航空事業部研究開発センター研究課に配属され、ラムジェットエンジンの研究開発に参加した。

ラムジェットエンジンの中に固体燃料を一次燃焼させてガス化し燃料成分過剰なガスを発生させ、これを燃料とするダクテッドロケットエンジンがある。ダクテッドロケットエンジンの中に一次燃焼室出口をチョーク状態にせず、二次燃焼室圧力に応じて一次燃焼室圧力が変化するアンチョーク型固体燃料ラムジェットエンジンがあるが、これはラムジェットエンジンへの流入空気量に応じて空燃比が変化しない方向に自動的に燃料流量が変化する特性がある。学位論文では質量あたりの発熱量の大きいボロンを多量に含有した燃料をアンチョーク型固体燃料ラムジェットエンジンに適用した場合に関する燃焼特性について研究を行った。一方、一次燃焼室出口に設けたバルブを電子制御することにより燃料流量をコントロールする流量制御型ダクテッドロケットエンジンについては長年の研究開発の結果、実験機が飛翔試験に成功する段階に至っている。

#### 最近の研究活動

ラムジェットエンジンには大きく分けて前述の固体燃料を使用するものの他に液体燃料を使用する液体燃料ラムジェットエンジンがある。液体燃料ラムジェットエンジンは、図1に示すような構造をしており、タンクの液体燃料をガスジェネレータ等で加圧し、エンジンに流入する空气中に微粒化して噴射し、燃焼させる。液体燃料は常温であるため、普通のパルブにより容易に流量をコントロールすることが可能であり、流量制御範囲もほとんど任意に採ることが可能である。

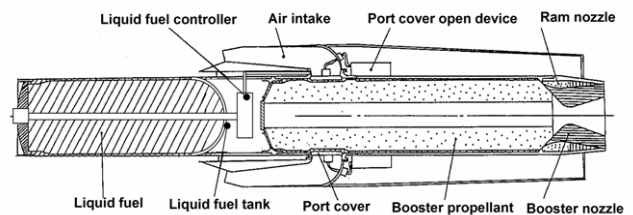


図1 液体燃料ラムジェットエンジンの構造

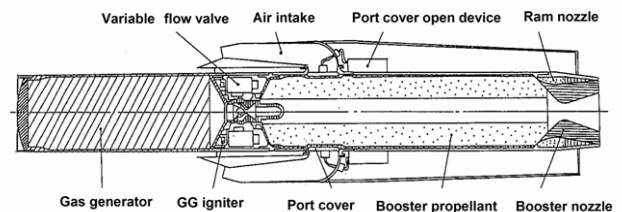


図2 ダクテッドロケットエンジンの構造

ダクテッドロケットは図2に示すような構造をしており、固体燃料は一次燃焼室（Gas generator）で自立燃焼してガス化し、ガス化した高温の燃料ガスを流量制御バルブ

(Variable flow valve) を通して二次燃焼室に供給する。このため、固体燃料は自立燃焼する必要性から酸化剤成分を含有している。これゆえダクテッドロケットエンジンは液体燃料ラムジェットエンジンに比較し、 $I_{sp}$  性能が低い欠点がある。しかし、1000K を越える高温の一次燃焼ガスを空気と混合して燃焼させるため、常温の燃料を空気と混合して燃焼させる液体燃料ラムジェットエンジンに比較し、燃焼安定性が高いと言われている。一方、燃料流量の制御は一次燃焼圧力を高温ガスに耐えるバルブの開閉により変化させることにより固体燃料の燃焼速度を変化させる原理を利用しており、その制御範囲は、固体燃料の燃焼速度特性により制限される。

ここで提案したハイブリッドラムジェットエンジンは液体燃料ラムジェットエンジンとダクテッドロケットエンジンを組み合わせたシステムで図3に示すような構成となる。このエンジンは両者の長所を生かす、すなわち、 $I_{sp}$  性能が高く、燃料流量制御範囲が広く、燃焼安定性が良いことを狙ったものである。

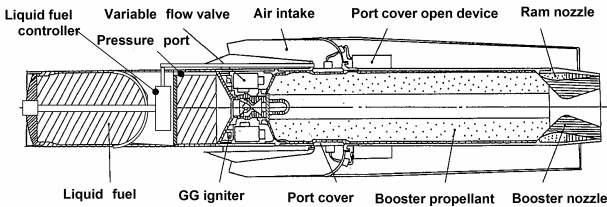


図3 ハイブリッドラムジェットエンジンの構造

燃料流量制御範囲の研究

ダクテッドロケットエンジンの流量制御範囲は、最小流量に対する最大流量の比率は3.5程度であるが、ハイブリッドラムジェットエンジンについて理論計算を行った結果、この倍の7程度が達成可能であることが明らかになった。しかも、ダクテッドロケットエンジンでは圧力指数が0.7程度と高い特殊な固体燃料が要求されるが、ハイブリッドラムジェットエンジンの固体燃料の圧力指数は、通常の固体ロケット推進薬と同等の0.3程度でよく、特殊な燃料を必要としないことが得られた。

理論性能の研究

ハイブリッドラムジェットエンジンの理論  $I_{sp}$  性能をNASAが開発した化学平衡計算プログラムCEA400を使用して計算し、理論性能検討を行った。

理論性能計算を実施するにあたり、固体燃料は、ダクテッドロケットエンジン用として製造実績のあるものの中で、最高クラスの  $I_{sp}$  性能を有するボロン (B) 30wt%、CTPB30wt%、過塩素酸アンモニウム (AP) 40wt%の燃料を検討対象とした。液体燃料は航空機エンジン用燃料として使用されているJP-4を検討対象とした。

検討した燃料の組成表を表1に示す。ハイブリッドラムジェットエンジン用としては、固体燃料と液体燃料の質量比が1:1のものと1:2のものについて検討した。

計算結果の一例として図4に全体燃料に対する液体燃料の比率に対する  $I_{sp}$  の変化を示す。液体燃料割合が増えるに伴い  $I_{sp}$  は増加し、液体燃料の比率が67%すなわち、固体燃料と液体燃料の比が1:2のハイブリッドラムジェットエンジンの  $I_{sp}$  はダクテッドロケットエンジンに対し70%近く増加することが得られた。

表1 燃料組成

ENGINE TYPE	B	CTPB	AP	JP-4
VFDR	30	30	40	0
HRAM1	15	15	20	50
HRAM2	10	10	13.33	66.67
LRAM	0	0	0	100

(wt%)

VFDR; Variable Flow Ducted Rocket  
HRAM; Hybrid-Ramjet  
LRAM; Liquid Fuel ramjet

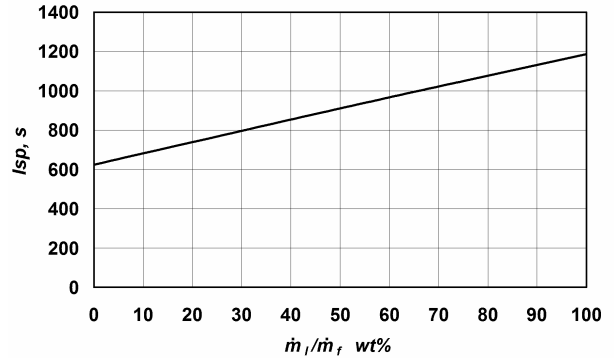


図4  $I_{sp}$  の液体燃料割合に対する関係

ハイブリッドラムジェットエンジン用固体燃料の研究

ハイブリッドラムジェットエンジン用燃料としては、二次燃焼の着火性、燃焼安定性を考慮すると金属粒子を含有させたほうが有利であると考えられ、金属の候補としては、燃焼熱が大きく希少金属でないものとして、B、Mg、Al、Si、P、Ca、Ti、Zrが考えられる。この中でもB、Ti、Zrは気化せず粒子の状態を保ち粒子表面で燃焼するため、燃焼場に高温の粒子をばら撒くことになり着火源を密に存在させることができ、二次燃焼の着火性、燃焼安定性を向上させるために有利であると考えられ候補金属とした。また、 $I_{sp}$  性能的にはどれを採用しても大きな差がないことが得られた。

二次燃焼着火性の実験的研究

直径約80mmの小型エンジンを使用し、海面上マッハ2の飛行条件相当で直結燃焼試験を実施し、二次燃焼着火性に関する研究を行った。燃料はボロンを30%含有する物を使用した。

その結果、図5に示すようにいずれの条件でも約0.3s以内に着火しており、このハイブリッドラムジェットエンジンの着火性が良好であることが示された。

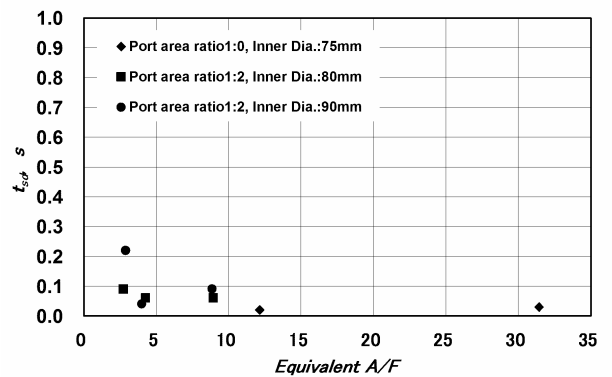


図5 各条件における着火遅れ