- Stream Injector Elements, JPL Memorandum, No. 30-5 (1959).
- 5) 田村 洋ほか: 液体酸素ケロシンロケットの燃焼性能の研究, NAL, TR-648 (1981).
 - 6) Pavli, A. J.: Design and Evaluation of High Performance Rocket Injectors for Use with Hydrocarbon Fuels, NASA, TM-79319 (1979).
 - 7) Visek, W. A.: LOX/Hydrocarbon Booster Engine Concepts, AIAA Paper, No. 86-1687 (1986).
 - 8) 宮島 博ほか: 炭化水素燃料の燃焼特性試験, 推進系技術の研究(その2) 化学推進系, NAL-NASDA 共同研究成果報告書 (1988).
 - 9) Huebner, A. W.: High-Pressure LOX/Hydrocarbon Preburner Injector Investigation, AIAA Paper, No. 82-1152 (1982).
 - 10) Tamura, H. et al.: Experimental Study on LO₂/LH₂ Staged Combustion Cycle Rocket Engines, 15th ISTS, 1986.
 - 11) Hernandez, R. et al.: Carbon Deposition Characteristics of LO₂/HC Propellants, AIAA Paper, No. 87-1855 (1987).
 - 12) Yatsuyanagi, N. et al.: An Experimental Study on the LO₂/Hydrogen Staged Combustion Rocket Engine, 14th ISTS, 1984.
 - 13) Kumakawa, A. et al.: Hot Gas Side Heat Transfer Characterization of LOX/H₂ and LOX/HC Type Propellants, 16th ISTS, 1988.

—特 集—

金属添加炭化水素ロケットの燃焼特性*1

八 柳 信 之*2

Key Words: Rocket Combustor, Rocket Combustion, Metalized Fuel

1. は じ め に

新しいタイプの炭化水素ロケットエンジンをシャトルやロケットのブーストステージに用いる案が米欧をはじめ, わが国でも検討されている。炭化水素を燃料とするロケットは液体水素を用いるものに比べて密度比推力(推進薬単位体積流量当りの推力)が大きく, 機体のコンパクト化が可能となる。また, ロケットエンジンの燃焼圧力を高圧化することによって比推力, および推力・エンジン重量比が向上するため, 今後開発対象となる炭化水素ロケットエンジンは高圧高性能エンジンで, 用途によっては再使用型が必要とされる。

さらに進んで, 単一機体の完全再使用型で地上と宇

宙軌道を往復する単段シャトル(SSTO)を実現するためには, 機体材料の大幅な軽量化(現米国スペースシャトルで約30~40%の減量)のほかに, デュアルフューエル・デュアルスロートエンジン¹⁾のような単一エンジンで2モードの推進薬切替可能な先進エンジンの開発が必要といわれている。SSTOに限らず多段式ロケットのブーストステージでは推進薬の高比推力化および高密度化は, ペイロード打上げ能力および機体のコンパクト化に多大な影響を与える。このため従来の推進薬に金属を添加して, 発熱量の増大および高密度化を図り, 二推進薬ロケットの推進性能を上回ることが可能な三推進薬の有効性が再認識されつつある²⁾。金属を第三の推進薬として用いる概念は固体ロケット推進薬の分野では新しいことではなく, たとえば過塩素酸アンモニウムの酸化剤とポリブタジエンの燃料に, アルミニウム等の金属粉末を15~20 wt%配合して, 発熱量を増し, 性能向上を図ることが行われている。

一方, 液体推進薬の分野では, 1950年代に米国で金属を添加する三推進薬の検討が主に比推力の向上という観点からなされた³⁾。そしてBe(ベリリウム)/H₂/O₂の推進薬組合せがH₂/O₂の比推力を上回るため, 実用化が試みられるが, Beの燃焼不完全性により能書き通りの性能を引き出せなかったことや, Beの毒性によって実現には至らなかった。さらにLi(リチウム)/H₂/F₂も有望とされたが, エンジンとして装備

著 者 紹 介

八柳 信之 (正会員)
昭和16年生。昭和39年東北大学工学部精密工学科卒業。昭和41年同大学院修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所に入所。現在に至る。液体ロケットの燃焼器に関する研究に従事。日本機械学会員。工学博士。

*1 昭和63年10月26日, 第32回宇宙科学技術連合講演会にて講演。平成元年3月1日原稿受理 Combustion Characteristics of Metalized Hydrocarbon Fuels

*2 航空宇宙技術研究所角田支所 Nobuyuki YATSUYANAGI

した場合 Li の密度の低さから相対的に推進薬以外の重量増加を招き、せっかくの比推力増分がペイロード増加への寄与とはならなかった。ただ一つの実用化された例としては、アトラス・アジーナロケットの第2段に用いられた IRFNA (赤煙硝酸)/UDMH (非対称ジメチルヒドラジン) エンジン⁴⁾がある。燃料に Si を数パーセント添加し、燃焼によって生成される SiO_2 が燃焼室壁に付着し、壁を通して流入する熱量を減らすことを主に狙ったもので、約 33% の熱流束低減と若干の比推力向上に成功している。国内では、これまで毛呂ら⁵⁾の $\text{Li}/\text{H}_2/\text{O}_2$ 燃焼基礎実験が唯一と思われる。溶融リチウムの微粒化の困難さが原因で燃焼効率は 80~85% (Li : 40~10 wt%) にとどまっており、 Li 添加による H_2/O_2 に対する優位性は現れていない。Zurawski は最近の論文²⁾で「過去になされた三推進薬化の焦点は比推力の最大化にあったため、添加金属としては高エネルギー、低分子量の Be, Li 等が第一義的な対象とされたが、打上げ機体重量に占める推進薬量割合を向上させるという観点からすれば、高密度金属の可能性を再評価すべきである。」と述べている。

このような背景の下に、本稿では炭化水素に Al, B (ボロン), Be, Mg 等の金属を添加した場合の理論比推力、密度比推力等について述べた後、著者がとくに関心をもっている金属添加による炭化水素の燃焼特性への影響について、著者の実験結果を中心に述べるものとする。

2. 金属添加炭化水素の理論推進性能

比推力は燃焼生成物の平均分子量と燃焼ガス温度に依存し、添加する金属の酸化熱が高いほど向上する。また、密度が大きいほど、推進薬平均密度 (ρ_{av}) は大きくなるという観点から、添加金属としては単位体積

第1図 金属の酸化熱

当りの酸化熱が高い金属が有望である。第1図によると Be の単位体積当りの酸化熱は最も高く、B, Al がこれに次ぐ。これらを基に LO_2 (液体酸素)/HC (炭化水素) 推進薬に添加する金属として Be, Al および Al より分子量が小さくて比較的酸化熱の高い B と Mg を選びロケット推進薬の理論推進性能を計算する。HC は密度が 851 kg/m^3 の RJ-1J を用いた。

理論計算は以下の仮定を行った⁶⁾。(1) 燃焼過程は断熱的で燃焼生成物は熱化学的に平衡状態にある。

第2図 燃焼ガス温度

第3図 燃焼ガス温度

第4図 真空比推力

第5図 密度比推力

(2) 燃焼生成ガスは理想気体であり、凝縮物の体積は無視する。(3) ノズル内の膨張過程は熱損失のない一次元流れとする。計算結果を以下に示す。

1) 燃焼ガス温度：燃焼ガスの代表的性質として第2, 3図に燃焼圧力 $P_c=10\text{MPa}$ での $\text{LO}_2/\text{RJ-IJ}$ /金属の燃焼ガス温度 T_c を示す。金属添加量の増加に伴い T_c は上昇するが、 T_c のピークを示す混合比 O/F は小さくなる。これは金属添加量に比例して量論比が減少するためであり、Al および Mg 60 wt% 添加による酸素必要量は無添加の場合に比べ約 48% に減少す

る。 T_c は Be が最も高く約 4,900 K であり、Al, B, Mg の順に低下する。

2) 真空比推力：第4図に $P_c=10\text{MPa}$ 、ノズル開口比 $A_e/A_t=50$ での真空比推力 $I_{sp,vac}$ を示す。Be 添加の場合には $I_{sp,vac}$ の絶対値が増加し、約 30 wt% 添加で最大となる。Al 添加では添加量 50 wt% まではピーク $I_{sp,vac}$ が無添加の値とほぼ同一であり、B では添加量 30 wt% までピーク値は変わらない。Mg は添加量の増加に伴い $I_{sp,vac}$ は低下する。

3) 密度比推力：第5図に金属添加量 50 wt% での $\bar{\rho} \times I_{sp,vac}$ を混合比に対して示す。ここで $\bar{\rho} \equiv \rho_{av}/\rho_{ref}$, $\rho_{ref}=10^3\text{kg/m}^3$ とする。Al および Be 添加による $\bar{\rho} \times I_{sp,vac}$ は最も高く、無添加の場合に比べ約 14% 向上する。B および Mg でもそれぞれ 10%, 5% の向上があり、飛翔体の小型化に寄与する密度効果は大きいといえる。

3. 金属添加炭化水素の燃焼

固体推進薬へ金属を添加し、発熱量を増して性能向上が図られていることは前に述べたが、Be は毒性を有することから実用上は主に Al が用いられている。このほか、第1図に示したように B は Be に次いで単位体積当りの酸化熱が高く添加金属としては有望である。

米国においては、1940~50年代にかけて、ボロン-石油系燃料スラリーが、ラムジェットエンジンやアフターバーナー用燃料として盛んに研究されたが³⁾、燃焼効率の低さから実用化されなかった。一方、国内では主にミサイル用ラムジェットエンジンの固体燃料への添加金属等として研究されているが、B の難燃性のために、添加率を増すと、ある一定量の B しか燃焼せず、期待される性能が発揮されないことが報告されている⁷⁾。B は融点が Al, Mg 等と比較して 2,450 K と高く、さらに実用エンジンでは沸点(約 3,930 K)近くの温度へは到達困難な場合が多いため、B の有効性が発揮されないことによるものである。ボロン粉末-石油系燃料スラリーの燃焼機構の詳細は Faeth⁸⁾ の解説を参照されたい。

本稿ではこれまで述べた理由により、固体推進薬で一般的な Al について、ケロシン系燃料に添加した場合の燃焼特性について述べる。金属粉末添加によるケロシン系燃料の流動性および容器(タンク)内における金属粉の沈降分離に関しては微量の界面活性剤の添加によって、粘度の低下および沈降分離の抑制がある程度可能となるが、紙面の都合上割愛する。

3.1 アルミ/石油系燃料スラリー-液滴の着火、燃焼機構 石油系燃料として JP-10 を用いた Al スラリ

一液滴の燃焼機構について Wong らの実験, 解析⁹⁾に沿って概説する. JP-10 はジェット燃料の一種で, 第1表にその物性値を示す. Wong らは JP-10, 55~58wt%, Al 含有率 35~43wt% スラリーの単滴 (500~1,100 μm) の着火遅れ時間および着火限界について, 大気圧下の高温ガス流れ場で実験を行い, 着火機構のモデル化, 解析を行った.

第6図に実験観察に基づく Al スラリーの着火, 燃焼機構モデルを示す. Al スラリー液滴の燃焼は3段階のプロセスで行われる. 第1段階は JP-10 が燃焼してスラリー液滴を加熱する. この期間は液滴径はほぼ一定である. 続く第2段階 (②~③) は JP-10 が燃

第6図 Al スラリー液滴の着火, 燃焼機構モデル (文献8) による)

焼し終えた後, Al のポーラス状集塊②が加熱され, Al の融点に達した時点で1個の液滴に合体し③, 着火する. 第3段階 (④) で急激な Al 蒸気相の拡散燃焼が行われる. Al は表面に酸化膜 (Al_2O_3) を形成するため, 酸素の Al 表面への移動が遅くなるが, Al_2O_3 の融点 (約 2,300 K) 近くに達すると酸化膜の溶融, または機械的な破裂を生じる. したがって着火の基準を Al_2O_3 の融点とすれば妥当な着火遅れ時間の計算が可能になる.

第7図に Al/JP-10 スラリー液滴の着火遅れ時間の測定値と計算値を示した. スラリーから JP-10 が燃え尽きる時間 (全着火時間の 50~70%) と, Al 粒子集塊が加熱される時間の和が Al/JP-10 スラリーの着火遅れ時間と考えられる. この着火遅れ時間は純粋な JP-10 液滴が燃焼完了に要する時間にほぼ等しいものであることがわかる.

3.2 ロケット燃焼器による燃焼実験 金属燃焼によって燃焼ガス温度を高温化し, 炭化水素の燃焼促進に正の効果が期待できるか否か, また金属添加が燃焼

第1表 炭化水素物性値

	JP-10	RJ-1 J
密度, 15°C (kg/m ³)	939	852
粘度, 20°C (cSt)	3.5	9.7
析出点 (°C)	-70 以下	-50
水素量 (wt%)	11.8	13.8
真発熱量 (kcal/l)	9,450	8,780

第7図 Al/JP-10 スラリー液滴着火遅れ時間の実験値, 理論値 (文献8) による)

過程に影響を与え、炭化水素燃焼の安定化効果が生じるか否かはとくに興味あることである。これらの燃焼特性改善は炭化水素を燃料とするロケット燃焼器においてとくに重要な問題である。

一般に炭化水素の燃焼は水素/酸素の燃焼に比べて不安定燃焼に陥りやすく、かつ高い燃焼効率を得ることが難しいとされている。とくに高周波振動燃焼は一瞬のうちに燃焼器に損傷を与えるもので、過去に米国で開発された大推力ブースタエンジンは安定燃焼確保のための推進薬噴射形式の選定、振動燃焼抑止バブル板のフィルム冷却用燃料による燃焼効率損失など相互間の両立性を得る上で多大な労力が費やされている。

以下、著者の実験を中心に Al 添加による炭化水素の燃焼特性について述べる。用いた Al 粉末はアトマイズ法で製造されたもので、平均粒径 $3.1\mu\text{m}$ (50%累積重量に対応する粒径)、粒度分布を第 8 図に示す。炭化水素は RJ-1J を選定し、その物性値を第 1 表に示した。RJ-1J/Al 燃料において Al 添加率は約 1~15 wt% の範囲で、酸化剤である LO_2 (液体酸素) との燃焼条件を第 2 表に示す。Al 添加燃料の噴射器への供給方法は試行錯誤の末、Al 濃度の高いタンクからスラリー状混合液を供給し、これと純粋な RJ-1J の 2 次的混合によって濃度をコントロールする方法とした。噴射器、バルブにおける目詰り等のトラブルは発生していない。

燃焼実験は単一噴射要素の噴射器を有する燃焼器を用いた。噴射要素の詳細を第 9 図に示す。FOF 3 噴流衝突型 (F: 燃料, O: 酸素) であり、Al 粉末は RJ-1J と混合状態で F 側噴口から噴射される。燃焼器は

第 8 図 アルミ粉末粒径分布

第 2 表 燃 焼 実 験 範 囲

燃焼圧力 (MPa)	3.2~4.1
混合比	1.5~5.2
Al 添加率 (wt%)	約 1~15

燃焼室長手方向における燃焼進行状態を知るため、14 か所の静圧測定口を設けた。本実験の基準は金属を添加しない場合の $\text{LO}_2/\text{RJ-1J}$ 燃焼とし、これと比較した。

第 10 図に燃焼室長手方向静圧分布の測定値を示す。横軸は噴射面からの距離、縦軸は噴射面の静圧を基準とした各測定位置での差圧を、燃焼が完全に行われたと仮定した理論的ガス組成に基づく燃焼ガス動圧で無次元化した値である。これらの静圧分布から反応量の算出が可能であるが、第一次近似として静圧降下割合の急激な領域は燃焼反応が急速に行われる領域に対応するといえる¹⁰⁾。図に示した $\text{LO}_2/\text{RJ-1J}$ の燃焼の場合には噴射面近傍で静圧降下割合が多く、下流へ行くに従ってその勾配は徐々に減少する。一方、Al を添加し、その添加率が比較的大きい場合 ($\text{Al}=11.3\text{ wt\%}$)、静圧降下開始点は前者と比べて下流へ移動し、その後ほぼ一様な勾配で静圧が降下する。したがって、Al 添加がない場合には、燃焼が盛んに行われる領域が噴射器近傍に存在し、それ以降は比較的ゆる

第 9 図 噴射要素詳細図

第 10 図 燃焼室長手方向静圧分布測定例

第 11 図 燃焼ガス発生速度模式図

やかな反応状態になっていると考えられるが、Alを添加し、その添加率が多い場合には燃焼器の長手方向全般にわたって、ほぼ一定割合で燃焼反応が進行するものと見なせる。これらを燃焼ガス発生速度と呼ぶことにし、模式的に第11図に示す。このようにAl添加率によって燃焼反応の進行状態に変化が見られ、後で述べる燃焼安定化と重要な係りをもつ。

次に、ロケット燃焼における燃焼効率に相当する特性速度効率(C^* 効率)についてAl添加率および混合比をパラメータとした実験値を第12図に示す。本実験範囲ではAl添加率の違いによらず C^* 効率は混合比に対してほぼ同じ傾向を示した。このことはAl添加による燃焼生成ガス温度の高温化による炭化水素の燃焼性の促進を図るという効果は表れておらず、期待通りの結果とはなっていない。良好な燃料噴霧を形成し、Alの着火、燃焼に必要な時間を相対的に短くできる噴射方式の工夫が必要である。しかも、純粋な燃料によって得られる噴霧よりも金属が添加したことによって、一段と優れた噴霧となるような工夫が燃焼効率向上に関し重要であることを意味するものである。

第12図 Al添加有無による特性速度効率

第13図 安定燃焼-不安定燃焼領域

もう一方の重要な燃焼特性の改善である燃焼安定化に関しては顕著な効果が見られた。第13図に本実験で得られた安定燃焼-不安定燃焼領域の図を示す。横軸はO/F、縦軸はAl添加率を示す。したがって横軸上はAl添加のない $LO_2/RJ-1J$ の燃焼である。 $LO_2/RJ-1J$ の燃焼条件ではO/Fがおおよそ2.4以下で安定な燃焼、3以上で不安定な燃焼となり、2.4~3の範囲は遷移領域と見られる。O/Fが2.4以上の不安定燃焼領域においてAl添加率を数パーセントから十数パーセントまで増加させることによって、安定燃焼へ移ることがわかった。噴射要素の形態等が変われば、安定化される領域も当然変化するものと考えなければならないが、重要なことはAl添加によって燃焼安定性が増すと考えられることである。先に示した燃焼ガス発生速度の模式図からわかるように、Al添加率の高い場合には燃焼反応が盛んに行われる領域は一か所に集中することなく、燃焼室全域に渡って反応が進行するものと見ることができた。

第14図 $LO_2/RJ-1J$ 振動燃焼周波数解析例 (O/F=3.19, Al=0 wt%)

第15図 $LO_2/RJ-1J+Al$ 安定燃焼周波数解析例 (O/F=3.10, Al=9.8 wt%)

このように、燃焼領域が分布を持つことによって燃焼安定化が得られることは、Croccoの燃焼遅れ時間を原因とする振動燃焼理論¹¹⁾を基にしたPhilippartらの理論解析¹²⁾によっても示されている。彼らは $\text{LO}_2/\text{Methane}$ エンジン(燃焼室直径 14.4 cm, 平行部長さ 24 cm, 燃焼圧力 15 MPa)を想定し、燃焼反応領域に分布を与えた条件(燃焼室の 1/2 長さに渡って燃焼分布を仮定)では、そうでない場合と比較して 1 T+1 L (1 T: 接線方向一次モード, 1 L: 長手方向一次モード)の振動燃焼に対して著しく安定化するという理論解析結果を示している。本実験で観察された燃焼振動は約 2 kHz の高周波であり、燃焼室長手方向一次の音響的振動モードに一致する周波数である。第 14 図に $\text{LO}_2/\text{RJ-1J}$ の振動周波数解析結果の例を示す。基本周波数は 1,950 Hz で、その 2 次、3 次および 4 次の高周波が含まれている。これに対して Al 9.8 wt% 添加し、燃焼安定化した場合の周波数解析結果を第 15 図に示す。明らかに燃焼室形状に共振する周波数成分は減衰されている。

4. ま と め

炭化水素燃料に金属を加えて推進薬の密度比推力の増大を図ることや、これによって炭化水素の燃焼特性が改善されるか否かは、炭化水素ロケットの高性能化の観点から興味あることといえる。本小論の範囲では十分な議論が行えるものではないが、以下の見通しを得た。

1) 炭化水素に金属を添加して比推力の絶対値の増大を図る観点からは、Be, Li が挙げられるが Be は毒性を有すること、また Li は密度が小さく推進薬平均密度を下げてしまうためいずれも実用的とはいえない。一方、推進薬の密度比推力の増大を図る観点からは Al, Mg, B 等が有望である。B については難燃性のため期待される性能が発揮されていない。視点を変えた燃焼促進の研究が必要である。

2) Al 添加は炭化水素の燃焼安定化に顕著な効果

を示す。

3) 炭化水素に金属を添加することによって燃焼反応領域を制御し、炭化水素の高効率燃焼と安定燃焼の両立を図ることが可能であると考えられる。

4) 一般に金属添加燃焼によって熱負荷は増大すると見られるため、それに対処できる燃焼器冷却方法や燃焼室壁への遮熱層のコーティング等が必要となる。冷却法の可能性の一つとして、酸化剤である液体酸素による冷却があげられる。このため、航技研では液酸冷却式燃焼器の実験を予定している。

参考文献

- 1) Beichel, R.: The Dual-Expander Rocket Engine—Key to Economical Space Transportation, *Astronaut. Aeronaut.* 15, 11 (1977), p. 44.
- 2) Zurawski, R. L.: Current Evaluation of the Tripropellant Concept, NASA Tech. Paper 2602 (1986).
- 3) Pinns, M. L. et al.: NACA Research on Slurry Fuels, NACA Report 1388 (1958).
- 4) Loftus, H. J.: Application of High Density Nitric and Oxidizer and UDMH with Silicone Fluid Additive Fuel to the AGENA Rocket Engine, AIAA Paper, No. 71-736 (1971).
- 5) 毛呂明夫、鈴木和雄: 高性能推進薬の研究—酸素・リチウム・水素プロペラント, 航空宇宙技術研究所報告, TR635 (1980).
- 6) 毛呂明夫、鈴木和雄: ロケットプロペラントの理論性能—多項近似式による表示, 航空宇宙技術研究所報告, TM293 (1976).
- 7) 松本弘道、安達勝美: ロケットラムエンジンの燃焼性能について, 防衛庁技術研究本部報告, 技報-946 (1986).
- 8) Faeth, G. M.: Status of Boron Combustion Research, 21th JANNAF Comb. Meeting, Vol. 1, 1984, pp. 15-29.
- 9) Wong, S. C. and Turns, S. R.: Ignition of Aluminum Slurry Droplets, *Combust. Sci. Tech.*, 52 (1987) pp. 221-242.
- 10) 八柳信之ほか: 液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼状態の計算, 航空宇宙技術研究所報告, TR472 (1976).
- 11) Crocco, L. and Cheng, S.: Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors, Butterworths Scientific Publ., 1956.
- 12) Philippart, K. D. and Moser, M. D.: Stability Analyses of Liquid Oxygen/Methane Injectors Using Currently Available Analytical Tools, AIAA Paper 88-2851 (1988).