

観測ロケットを利用した極超音速飛行試験4～ラム燃烧器の検討

○ 喜多翔ノ介、George lanus、岩田和也、榊和樹(東大・工・院)、吉山智之(東大・工・学)、西田俊介、田口秀之(ARD/JAXA)、荒木幹也(群大・工)、高橋周平(岐大・工)、今村宰(日大・生産工)、中谷辰爾、津江光洋(東大・工)、

平成 25 年 1 月 17 日

1. 緒言

極超音速旅客機用エンジン或いは 2 段式スペースプレーンの第 1 段機体用エンジンとして有力視されているものの一つに、予冷ターボジェットエンジン(PCTJ)がある。極超音速域に於いては、流入空気全温が 1000K 程度となるため、既存の材料を用いた通常のジェットエンジンサイクルは成立し得ない。予冷ターボジェットエンジンは、コアエンジンの前方に予冷器を置き、極低温の冷媒を用いて流入空気を冷却することで、現状材料でも極超音速域で十分な推力を得られるよう設計されている。JAXA では、2025 年までに極超音速実証機を完成させることを目標とし、液体水素を燃料及び冷媒として使用する予冷ターボジェットエンジンの開発のため、各要素の性能取得試験が行われてきた。

予冷ターボジェットエンジンはその予冷効果を最大とするため、アフターバーナでは水素過濃燃焼をするようサイクル設計されているが、高速気流中における水素過濃燃焼に関する研究は稀である。そのため著者らはアフターバーナにおいて高い燃焼効率を実現することを目標に、水素の噴射方法を変化させて燃焼温度を計測する実験を行ってきた。

2. 実験装置及び計測系

2.1 実験装置

サブスケールエンジンのアフターバーナは、75[mm]×120[mm]の矩形断面を持ち、6 本の水素噴射器を備えている。本研究では、風洞から供給可能な空気流量や水素使用に関する安全性を鑑みて、水素噴射器 1 本分を切り出した要素実験用燃焼器を製作し、燃焼試験を行った。実験時は、風洞よりコアエンジン排気を模擬した高温空気を供給し、燃焼器内にガス水素を噴射することによって燃焼させた。主流空気が十分に高温であり噴射した水素は自発点火するため、点火器は備えていない。表 1 に概念設計における PCTJ の巡航時の条件と、燃焼試験での設計点を示す。

表 1. PCTJ の巡航条件と試験条件

	巡航条件	試験条件
飛行速度	マッハ 5	-
飛行高度	24.0km	-
タービン出口温度(流入空気温度)	1165K	1000K
アフターバーナ燃焼温度	2000K	2000K
アフターバーナ燃焼圧力	0.278MPa	0.3MPa

実験用燃焼器は 32[mm]×48[mm]の矩形断面の流路を持ち、長さは 340[mm]、外壁がステンレス製で内側に耐熱コンクリートを塗布している。また静圧孔並びに熱電対を取り付ける孔が水素噴射器と同じ壁に空いている。熱電対は燃焼器入口から 130[mm]後方と 300[mm]後方の二か所に挿入できるようになっている(図 1)。

ノズルは燃焼器内圧力を設計点である 0.3MPa まで上げるため、こちらも外壁がステンレス製で内側に耐熱コンクリートを塗布したものを燃焼器下流に装着した。

水素噴射器(インジェクタ)は、サブスケールエンジンに用いられるものと同形状のものを製作し使用した。インジェクタから噴射される水素の圧力分布を出来るだけ均一にするために、インジェクタ内の水素の通り道を三つに分け、上部で繋がった形状にしている。水素は上流側、下流側の二列で噴射するようになっている。図 2 はインジェクタを上から見た断面図である。

2.2 計測系

水素流量は流調弁によって制御し、流調弁前後圧から導出した。燃焼器には圧力計及び B 種熱電対が取り付けられており、燃焼圧、燃焼温度を計測した。風洞には空気流量計が取り付けられているが、構造上急激な流量変化には追従できないため、燃焼中の空気流量はノズル断面積と燃焼温度、燃焼室圧力から導出した。

計測系センサーからの信号はアンプ等を経由し、A/D 変換器を通じて風洞傍の計測用 PC に収録される。この PC と制御室の遠隔操作用 PC を Ethernet によって結び、計測・収録を遠隔操作で行えるようにした。

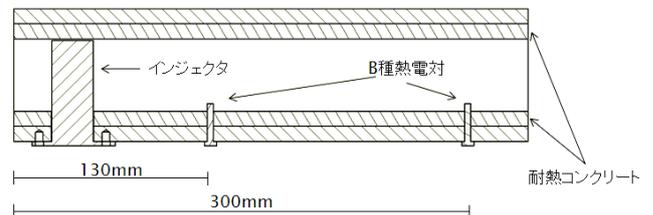


図 1. 熱電対挿入位置

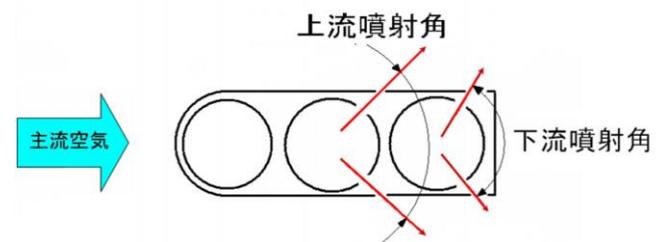


図 2. インジェクタ断面図

3. 実験結果及び考察

3.1 燃焼効率

過濃燃焼時の、噴射角と燃焼効率の関係を図 3 に示す。横軸に上流噴射角、縦軸に燃焼効率をとり、各プロットは下流噴射角(90deg or 120deg) および千鳥配置を示している。下流噴射角 120deg の場合でみると、上流噴射角が 60 deg の場合は燃焼効率が低く、90~240deg では上流噴射角の違いによる燃焼効率の違いは小さいが、わずかながら 90deg で燃焼効率最大となっている。下流噴射角 90deg の場合には、各ケースとも下流噴射角 120deg の場合に比べて 15 % 程度燃焼効率が低下している。

過去に行われた燃焼器内の可視化の結果によると、過濃燃焼においては、上流噴射孔から噴射された水素がインジェクタ両側で保炎しており、下流噴射孔から噴射された水素はほとんど燃焼していない。しかし、下流噴射孔からの水素噴流のすぐ下流で火炎は大きく横に広がっており、この位置より下流での燃料と空気の混合には影響しているとみられる。主流に対し垂直な流れが渦を誘起するため、下流噴射が 180deg に近いほど空気と上流噴射孔から噴射された燃料の混合が促進されると考えられる。

また、燃料噴流速度が大きいため、保炎位置はインジェクタ両側面からわずかに離れた浮き上がり火炎となっていることが可視化の結果からわかっている。上流噴射角 60deg、下流噴射角 120deg の場合には、上流噴射と下流噴射の位置が極めて近

く、上流噴射孔からの燃料が着火する前に下流噴射と合流し、燃料が非常に過大な状況となってしまうために保炎特性が悪化しているものと考えられる。しかし、同じ噴射角でも千鳥配置の場合には燃焼効率が大きく向上している。千鳥配置では、上流噴射孔と下流噴射孔が互い違いに配されているため、上流噴射と下流噴射が干渉せず、上述のような問題が起きないと思われる。また、下流の各噴射孔の間に剪断層が発達した上流からの燃料噴流がくることで、Z 軸方向（インジェクタの高さ方向）に速度分布ができ、縦渦が誘起されて混合が促進し、燃焼効率が向上している可能性もある。

3.2 燃焼振動

本研究の燃焼実験で、燃焼振動という現象が問題になっている。ここでいう燃焼振動とは、燃焼温度が安定せず継続して非定常状態が続く、通常の燃焼時に聞こえるジェット騒音とは明らかに違う大きな騒音が観測される、などの現象を伴う燃焼状態のことである。

燃焼実験中に、通常の燃焼状態から燃焼振動を伴う状態へと遷移したケースでの温度変化の履歴を、図 4 に示す。図 4 の RICH1 ケースでは、0.0~5.5[sec]付近までは通常の燃焼状態であったが、5.5[sec]付近で燃焼振動が発生し燃焼温度が急落するとともに、以後燃焼温度が安定しない状態が続いている。この燃焼振動は過濃燃焼時のみ頻繁に観測され、希薄燃焼時は一切見られなかった。

燃焼振動時に観測される大きな騒音の周波数は、約 500[Hz] に鋭いピークを持つことが荒木らによる研究で判明しており、これは燃焼器長さ 340[mm] の気柱振動の周波数とほぼ一致する。燃焼や流れ場、配管系が持つ固有振動数と気柱振動の固有振動数が偶然一致した可能性を考え燃焼器延長部を装着したものの、騒音が低音側にシフトしただけで振動が弱まる傾向はみられなかった。また、振動を特徴付けるストローハル数 St は本実験では $St = 0.59$ 程度であり、カルマン渦列に特有の $St = 0.21$ からは大きく離れているため、インジェクタが誘起するカルマン渦による空力振動ではない。

過去に行われた排気中の NO_x 濃度の計測により、燃焼振動が発生した場合は、燃焼温度が低下するにも関わらず NO_x 濃度が高くなることが分かっている。このことから、燃焼振動中は消炎と再着火が繰り返し起こっており、局所的に高温領域が生じるような燃焼をしていることが予測される。過濃燃焼時はインジェクタ両側の壁面で保炎しているため、希薄燃焼時に比べて消炎しやすい火炎構造になっていることが燃焼振動発生の原因と考えられるが、原因の特定には更なる実験を要する。

3.3 燃焼器内温度分布

図 4 の温度履歴の内、RICH1 は燃焼器の上流側と下流側の二か所に熱電対を挿入した実験、RICH2 は同様の当量比で上流側の熱電対を除いたものである。

図 4 から、上流側と下流側に 200K 程度の温度勾配ができていたことが確認できる。これより、下流側の熱電対の位置ではすでに反応が完了しており、壁面に熱が逃げてしまっていることが予測される。最適な燃焼器長さを見積もるためには、より詳細に燃焼器内の温度分布を計測する必要がある。

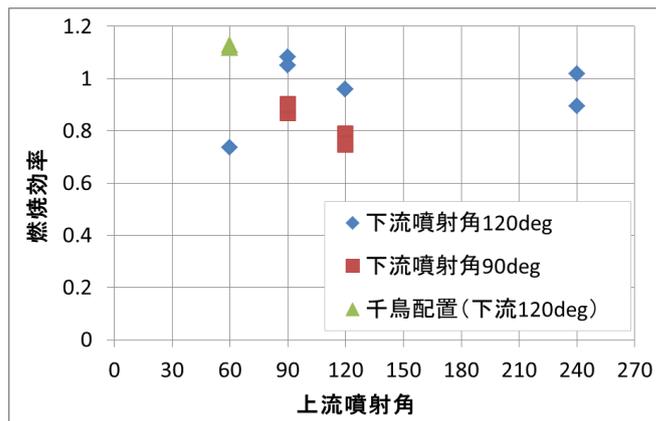


図 3. 噴射角と燃焼効率の関係

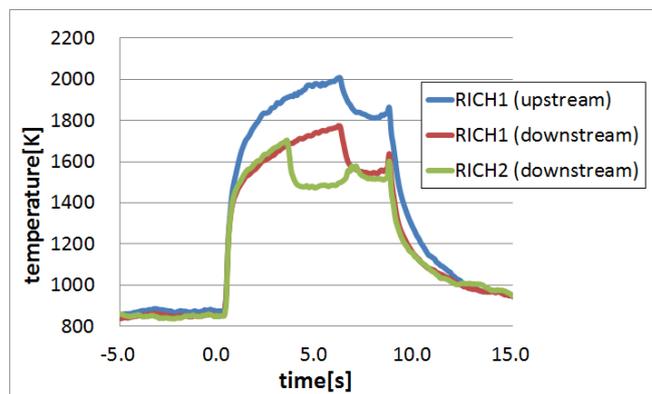


図 4. 燃焼振動による温度履歴の変化

4. 結論

予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナを模擬した燃焼実験を行い、燃焼温度及び燃焼効率の測定を通して、以下の知見を得た。

- (1) 燃焼効率は、実験を行った範囲では上流噴射角 90deg, 下流噴射角 120deg のとき最大となった。上流噴射角は 90deg 以上では影響は小さく、下流噴射角の影響が大きい。また、噴射孔を千鳥配置とすることにより、燃焼効率が向上する。
- (2) 過濃燃焼時にしばしば燃焼振動が起きた。燃焼振動が発生すると燃焼温度が低下し、 NO_x 濃度が高くなった。
- (3) 現状の設計では燃焼器長さが過剰であり、ノズル到達までの熱損失が大きいことが確認された。

5. 参考文献

- [1] 田口 秀之, 二村 尚夫, 柳 良二, 舞田 正孝『宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析』宇宙航空研究開発機構研究開発報告 (2005)
- [2] 荒木 幹也, 佐野 貴透, 福田 将之, 小島 孝之, 田口 秀之, 西田 俊介, 今村 宰, 志賀 聖一, 津江 光洋『予冷ターボジェットエンジンからのジェット騒音に及ぼすノズルスケール, 全温およびアフターバーナの影響』日本航空宇宙学会論文集, 57 巻 663 号, pp.148-154 (2009)
- [3] 和田 泰宣, 高橋 周平, 若井 和憲, 西田 俊介, 今村 宰, 津江 光洋, 荒木 幹也, 志賀 聖一, 田口 秀之『高エンタルピ流れ場のふく射二色法温度測定』第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会, B29 (2009)