

模擬ガスタービン予蒸発管における低温酸化反応の発熱速度計測

日大生産工(院) ○三阪 遥 日大生産工 野村 浩司 日大生産工 菅沼 祐介
日大生産工(院) 齋藤 郁

1. 緒言

近年、航空機の需要が増加傾向にある一方で、航空機の環境適応性が求められている。航空機の完全電動化など、化石燃料を使用しない推進システムの研究が進められているが、化石燃料を使用した推進システムに頼っているのが現状である。環境適応性を高めるため、ガスタービンエンジンには予蒸発・予混合燃焼方式が採用されている。この方式は従来の拡散燃焼に比べ、有害物質である窒素氧化物 (NOx) の排出量が少ないとされている⁽¹⁾。そこで我々は、予蒸発・予混合燃焼の基礎研究として、燃料予蒸発管を模擬した実験装置の製作を行い、管内に発生する可能性のある低温酸化反応について調査を行った。予蒸発管内において低温酸化反応による発熱が起こった場合、予蒸発管の加熱量を制御する必要がある。これは、予蒸発管内での熱炎点火や逆火が発生し、予蒸発管が損傷する可能性があるためである。本報では、ヘキサデカンを模擬燃料として用い、低温酸化反応の予蒸発管加熱速度の計測を行った結果を報告する。

2. 実験装置および方法

図1に実験装置本体の概略を示す。実験装置は空気加熱室、燃料蒸発器、燃焼室などから構成されている。材料には融点や耐酸化性、切削性を考慮し、SUS303を用いた。空気加熱室の内壁には螺旋状の溝が彫っており、装置下方から供給された空気がそれによって旋回流を発生させる。これは空気の加熱を効率化することと、装置上方より投入された燃料との混合を促進させるために行っている。燃料管は燃焼室壁外側に巻き付けている。これは、液体で投入された燃料を効率よく蒸発させるためである。燃料蒸発器、燃焼室内、燃焼室出口にはK種熱電対を設置し、温度履歴を取得した。装置の加熱は、装置を覆う形で設置されたセラミックヒータで行う。以下に実験方法について記述する。セラミックヒータの電源である直流安定化電源の出力値

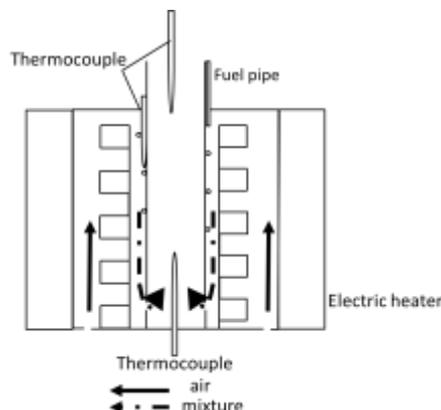


Fig.1 Schematic of experimental device

を決め、装置を加熱する。燃焼室出口温度が実験を行う温度に達した時点から室温、電圧、電流、出口温度などのデータを記録した。燃料を投入する場合は、既定の温度まで達した時点で燃料を投入し、実験開始時と同様のデータを記録する。データの記録は、データ取得中の10分間において燃焼室出口温度変化が1°C以下になった時点で終了した。本報では、ヒータ出力設定を119から176Wの範囲で変化させ、実験を繰り返し行った。実験装置の破損を防ぐため、燃料蒸発器温度が550°C以上になった場合、実験を中止した。燃料にはヘキサデカン、酸化剤にはコンプレサからの圧縮空気を用いた。空気流量は5L/minに固定し、燃料流量は0.16mL/minに固定した。

低温酸化反応の発熱速度は、次のようにして見積もった。まず、燃焼室出口温度 T の変化は、次式に従うことを仮定した。

$$C \frac{dT}{dt} = \dot{W}_e + \dot{W}_c - Ah(T - T_a) \quad (1)$$

ここで、 t は時間、 \dot{W}_e はヒータ出力、 \dot{W}_c は化学反応の発熱速度、 C は熱容量、 A は仮想実験装置表面積、 h は熱伝達率、 T_a は室温を示している。また、 \dot{W}_e および T_a は既知の定数、 C および A は未知の定数、 h は温度 T の未知の関数とした。未知の定数および未知の関数は、実験装置に空気のみを流して実験を行い、決定した。

Measurement of heat generation rate of low temperature oxidation reaction in simulated gas turbine pre-evaporation tube

Haruka MISAKA, Hiroshi NOMURA, Yusuke SUGANUMA and Iku SAITO

3. 実験結果および考察

実験時のヒータ出力は熱抵抗の変化を除いて基本的には一定であるため、温度は収束し、最終的には定常状態となる。しかし、定常状態になるまで実験を行った場合、非常に長い時間がかかってしまうため、現実的ではない。そこで、実験で得られた温度履歴をもとに、収束温度を計算により予測し、その値を実験値とする。使用した式は、式(1)を積分して求めた以下の式である。

$$(T - T_0)/(T_t - T_0) = 1 - \exp(-t/\tau) \quad (2)$$

ここで、 T_0 は初期温度、 T_t は収束温度、 τ は時定数である。また、左辺の $(T - T_0)/(T_t - T_0)$ を無次元温度と定義した。未知定数 T_t , T_0 および τ は、実験で得られた温度履歴を式(2)で最小 2 乗法により近似し、決定した。取得した全期間のデータを用いて収束温度を予測した場合、温度変化の大きい部分に強く影響され、予測した収束温度と実験終了温度の間に大きな差が生じてしまった。そこで温度変化の小さい実験終了温度付近、具体的には、全期間から算出した無次元収束温度の 80%の温度を無次元解析開始温度とし、再度収束温度の計算を行った。再計算によって算出した収束温度を用いた無次元実験終了温度が 0.95 ~ 0.99 の範囲内に収まった場合、その時の収束温度を実験値として採用した。予測された収束温度から実験時の室温を引いたものをその出力における温度上昇幅とした。空気のみを体積流量 5.0 NL/min で流した場合について、ヒータ出力と温度上昇幅の関係を図 2 に示す。両者がほぼ比例関係であることがわかる。

図 3 に、途中から燃料を供給した場合とそうでない場合の燃焼室出口温度の時間変化を比較して示す。加熱用電気ヒータの出力は同じである。燃料投入後、室温との温度差（以下、温度上昇幅）が 300 °C 付近において、燃料を供給した場合の温度上昇幅が急激に上昇していることがわかる。これは、低温酸化反応が開始し、その反応熱により温度が上昇したと考えられる。よって 319 °C 付近が低温酸化反応の点火温度であると考えられる。また、燃料を供給した場合と空気のみの場合との温度差を ΔT とすると、点火から十分に時間が経過すると ΔT が約 55 °C でほぼ一定であることがわかる。模擬予蒸発管全体が加熱されたと仮定して、図 2 の直線の傾きに ΔT をかけることによって求めた、低温酸化反応の発熱によって補われた電気ヒータの出力は 22.5 W であることがわかった。また、空気のみが加熱されたと仮定して計算した酸化反応の発熱速度は 5.62 W であった。これらの推定より、燃料の蒸発潜熱

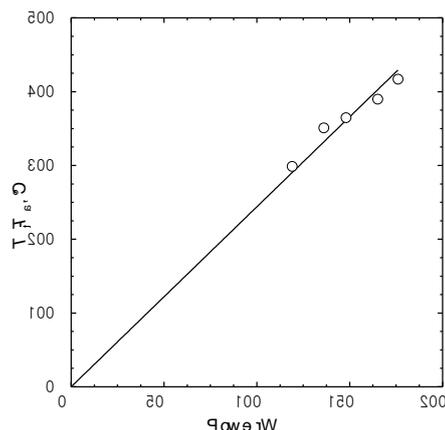


Fig.2 Relationship between temperature difference and electric heater power.

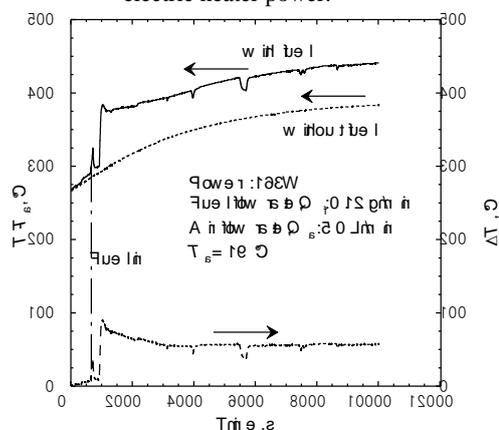


Fig.3 Temperature histories of heated gas.

と顕熱を差し引いた低温酸化反応の単位質量当たり発熱量は、2.74 kJ/g と 10.9 kJ/g の間だと見積もられる。今後、模擬予蒸発管の温度測定箇所を増やし、確定的な結論を得られるようにしたい。

4. 結言

ガスタービンの予蒸発管を模擬した実験装置の製作を行い、低温酸化反応による予蒸発管の加熱速度の計測を行った結果、以下の知見が得られた。

- ・空気のみを模擬予蒸発管に供給した場合、温度上昇幅はヒータ出力に比例した。
- ・320 °C 付近において、ヘキサデカンの低温酸化反応が始まる。
- ・今回の実験条件において、ヘキサデカンの蒸発潜熱と顕熱を差し引いた低温酸化反応の単位質量当たり発熱量は、2.74 kJ/g と 10.9 kJ/g の間だと見積もられた。

参考文献

- (1) 田丸 卓, 乙幡 安雄, 鈴木 邦男, 航空宇宙技術研究所資料 189号, 1970年 12月。