

研究題目:小型無人超音速実験機の高速回転機械に関する革新的基盤技術に関する研究

1. 研究目的

近い将来の宇宙大量輸送時代に向けて、超音速航空宇宙機の研究開発が活発に進められており、この推進エンジンとして、ガスジェネレーターサイクル・エアターボラムジェットエンジン(GG-ATR エンジン)の搭載が検討されている。このエンジンの高速回転を実現するためには、半径方向荷重と軸方向荷重を支持するアンギュラ玉軸受が正常に機能する必要がある。本軸受は定格 58,000 rpm で使用され、軸受の冷却は軸受ハウジングに窒素ガス(GN₂)を噴射する簡易な機構を採用しており、高速運転時の高い温度上昇が懸念される。本研究では、GN₂やヘリウム(GHe)をタービン駆動ガスとした冷走試験を実施し、得られた軸受温度から発熱・冷却特性を評価し軸受の作動限界に関する指針に資することを目的とする。

2. 試験方法および解析手法

試験は白老エンジン実験場にて実施した。常温の GN₂ や GHe にてタービンを駆動し、高速回転時の圧縮機やタービンの性能・特性、および軸振動や軸受温度など諸データを取得した。

軸受の冷却・発熱特性を試験結果と伝熱モデルを用いた解析にて推算する。熱伝導方程式の数値解と試験結果が等しくなるような熱流束を算出することにより、軸受部の発熱量を計算する。円筒座標系非定常熱伝導方程式および差分式は以下のとおりである。

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\alpha}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T}{\partial r} \right) \quad \alpha = \frac{\lambda}{\rho c}$$

T :温度[K], t :時間[s], r :半径[m], λ :熱伝導度[W/mk], ρ :密度[kg/m³], c :比熱[J/kgK]

$$T_n^{P+1} = \theta_r \left(1 + \frac{\Delta r}{2r_n} \right) T_{n+1}^P + \theta_r \left(1 - \frac{\Delta r}{2r_n} \right) T_{n-1}^P + (1 - 2\theta_r) T_n^P \quad \theta_r = \frac{\alpha \Delta t}{\Delta r^2}$$

Δt :時間幅[s], Δr :半径方向の刻み幅[m]

3. 結果と考察

3.1 冷却特性

軸受の冷却特性、即ち熱伝達係数を求めるため、回転停止時を起点とした温度の時間履歴データを使用した。差分表示式で計算される時刻 $i+1$ [[s]の軸受ハウジング表面温度 T_g^{P+1} [K]と、その時間に該当する実際の計測温度の差の二乗をとり、各時刻の差の二乗の総和を求めた。差の二乗和が最小値となるような熱伝達係数 h_{GN_2} は 104 W/m²K であると推定した。熱伝達係数と冷却ガス流量の関係は、熱伝達係数とレイノルズ数 Re の関係を利用して、 $h = \frac{\lambda_{GN_2}}{D} Nu = \frac{\lambda_{GN_2}}{D} (A \cdot Re^n + B)$ において $A = 30.8$, $n = 0.15$, $B = 10.3$ と特定した。

3.2 発熱特性

得られた熱伝達係数を用いて、試験データと差分表示の式より軸受の発熱量を求めた。試験で得られた軸受温度時間履歴とその解析値が一致するような熱流束を導出し、発熱量の時間履歴の推定値を求めた。発熱量は任意の一定回転速度における時間平均値で評価した。その結果、定格回転速度 58,000rpm 付近の発熱量は 70 ~ 100 W と推定した。ただし本値は、軸受からシャフト側への伝熱は考慮していないことに留意が必要である。