

航技研角田・ラムジェットエンジン試験設備の動的特性の解析

田頭成能*・西脇敏夫**・久保田英之**・若松義男***

*技術開発本部・機械研究所 **エンジニアリング事業部・エネルギー機器センター ***航空宇宙技術研究所・角田宇宙推進技術研究センター

Transient Analysis of NAL-Kakuda Ramjet Engine Test Facility

Shigeyoshi Tagashira・Toshio Nishiwaki・Hideyuki Kubota・Yoshio Wakamatsu

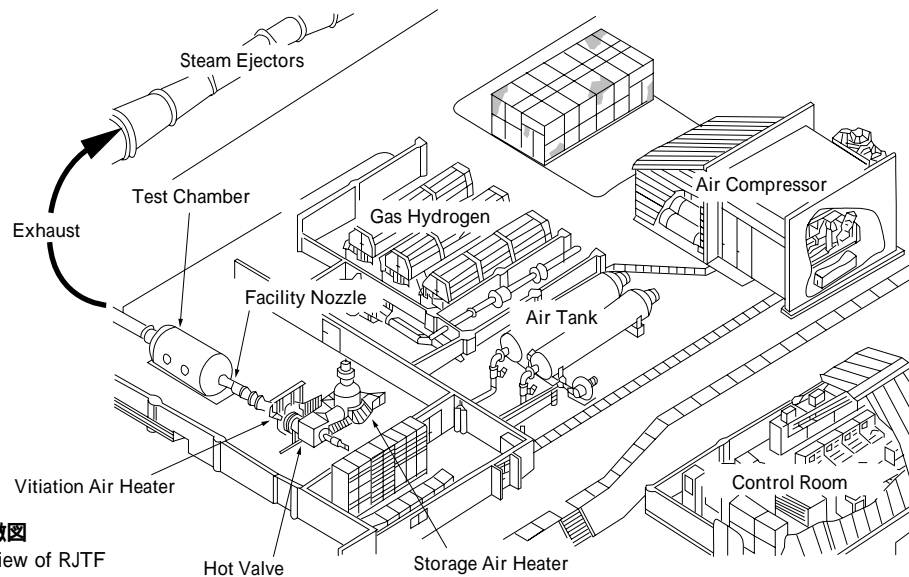
In this paper a method to predict the transient characteristics of the Ramjet Engine Test Facility (RJTF) located in the NAL-Kakuda Research Center (NAL-KRC) is discussed. Numerical models of both high temperature air supply systems and feedback control systems are presented. These models are solved together to calculate transient variations in pressure and temperature for each RJTF section. Numerical results corresponded well with measured RJTF data, thereby proving that the proposed RJTF numerical model is accurate.

まえがき = 航空宇宙技術研究所・角田宇宙推進技術研究センターに設置されているラムジェットエンジン試験設備(以下RJTF)は、スペースプレーンなど極超音速機の飛行マッハ数4.6および8におけるラムジェットエンジン運転条件を模擬する極超音速風洞である^{1)~3)}。RJTFの鳥瞰図を第1図に示す。また、各模擬条件での超音速気流の諸元を第1表に示す。

一般に極超音速風洞では流れ場の模擬が主目的であるため、試験時間中における気流のよどみ点圧力を一定にするような制御系がもちいられる。しかし、RJTFでは

エンジン内の流れと燃焼の双方を問題とするため、気流のよどみ点圧力とよどみ点温度との双方を一定に制御する必要があり、このための二つのフィードバック制御系が組み込まれている。この制御系の構築にあたっては、計画段階から数値シミュレーションを活用してその特性を確認しつつ設計を進める手法をとった。

以下本稿では、はじめにRJTFの機器構成について述べ、次にRJTFの各部分における圧力・温度の経時変化を数値的にシミュレーションするための数値モデル化について説明する。最後に、模擬マッハ数4の場合につい



第1図 RJTFの鳥瞰図
Fig. 1 Bird's-eye view of RJTF

第1表 RJTFの基本性能
Table 1 Specifications of RJTF

Simulated Flight Mach Number		8	6	4	
Simulated Altitude	km	35	25	20	
Air Heater (*)		S + V	V	S	
Total Temperature	K	2 600	1 660	1 580	872
Total Pressure	MPa	10.0	4.78	5.25	0.86
Air Mass Flow Rate	kg/s	6.12	23.7	29.8	45.9
O ₂ Mass Flow Rate	kg/s	2.16	5.44	—	—
H ₂ Mass Flow Rate	kg/s	0.181	0.446	—	—
Nozzle Mach Number		6.73	5.30	3.41	

(*) S = Storage Air Heater, V = Vitiating Air Heater

て、数値シミュレーション結果と実機データとの比較をおこない、シミュレーション方法が妥当であることを示す。

1 RJTF の概要

RJTF の設備機器構成は模擬する飛行マッハ数によって異なるが、一例として模擬飛行マッハ数 4 の場合について、よどみ点圧力とよどみ点温度の制御に関する部分を第 2 図に示す。

気蓄器は蓄熱式熱交換器（サーマルマトリクス）を内蔵しており、運転時に内部温度が急激に低下するのを防いでいる。気蓄器からの高压空気は 2 系統に分けられ、一方は蓄熱体加熱器により 1600 ~ 1700K まで加熱され高温空気として、他方は常温空気のまま、それぞれミキサ部に送られ混合される。双方の流量を調節することで、ミキサ出口での温度と流量が決定される。その後、気流はインコネル製ライナを持つ高温配管、および気流を減速して流れを整えるための整流筒部を通り、超音速ノズルで所定のマッハ数に加速され、超音速気流となる。

同設備は二つの主要なフィードバック制御系をもち、試験時間中の超音速気流のよどみ点圧力とよどみ点温度、すなわちノズル入口での圧力と温度とを一定にするように制御をおこなっている。フィードバック制御系の操作量としては、圧力制御は調圧弁 PCV-004 の開度を、温度制御は流量調節弁 FCV-072 の開度をそれぞれ調節している。

なお、フィードバック制御のプロセス値としてはノズル入口での圧力・温度を直接使用せず、これにかわってより操作端に近い点での測定値（圧力は蓄熱体加熱器の頂部、温度はミキサ下流）を使用し、短時間で制御を安定化できる構成となっている。

試験運転時間は 60 秒間であるが、この時間内に高温配管のライナの表面温度が上昇していき、これにしたがって高温気流からライナへの入熱（熱ロス）が減少する。上記したように、よどみ点での測定データをフィードバック制御にもちいていないため、この熱ロスの時間変化の影響をキャンセルするように圧力および温度の目標値を時間変化させる必要がある。

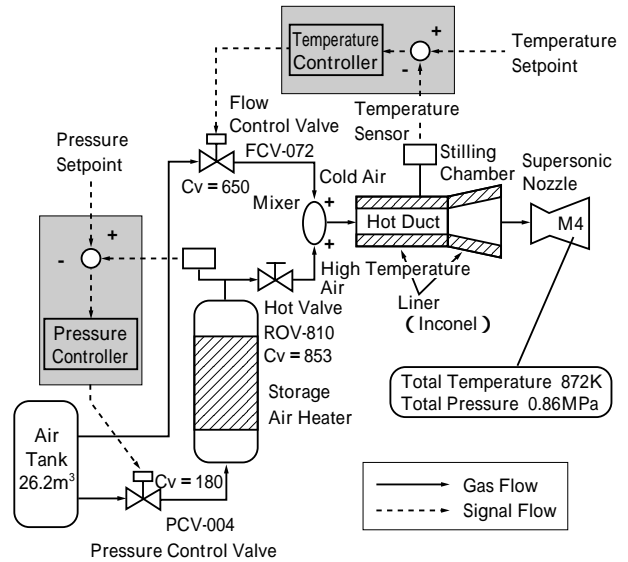
このほか、設備の起動/停止時に高温弁 ROV-810 をそれぞれ開閉するが、その際に弁の熱負荷を軽減させるため高温弁前後の圧力を均衡させる必要がある。このため、FCV-072 を経由して試験運転時の約 2 倍の空気をミキサに吹き込むモードをもっている。

2 高温空気系のモデル化

高温空気供給系の数値モデル化にあたっては、各機器を気蓄器、加熱器、整流筒など一定の内容積を持つ「容量要素」と、調節弁、絞りなどの「抵抗要素」とに分類して、モデル化した。

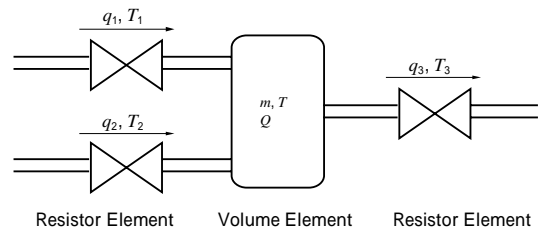
各部における圧力・温度の動的な変化を求めるための支配方程式は、次の四つである。

- (a) 気体の状態方程式
- (b) 容量要素内での気体の質量保存則
- (c) 容量要素内での気体のエネルギー保存則



第 2 図 RJTF の設備構成 (模擬マッハ数 4)

Fig. 2 Schematic diagram of RJTF configuration (Simulated Mach Number = 4)



第 3 図 容量要素のモデル化

Fig. 3 Model of volume element

(d) 抵抗要素前後の圧力・温度と流量との関係式

ただし以下に示すように、(d) 式には時間微分を含まない形で定式化した。これは、抵抗要素を通過する流量の変化は十分に速く、容量要素の圧力や温度の時間変化に瞬時に追従しうると見なしていることに相当し、文献⁴⁾⁵⁾に示された準定常 (Quasi-Steady) の考え方にしたがったものである。なお、以上のモデル化の過程においては、個々の要素ごとに物理的に意味のある常数もちいており、シミュレーション結果を現象に合わせるための補正係数の類は含まれていない。

2.1 容量要素のモデル化

容量要素内部の気体質量を m [kg]、温度を T [K]、圧力を P [Pa]、容積を V [m³] とすると、気体の状態方程式より

$$PV = mRT \quad \dots \quad (1)$$

の関係をえる。ただし、 R [J/kgK] は気体定数である。

また、要素内での熱発生項を Q [W] とし、また、考えている容量要素に接続された i 番目の抵抗要素から流れ込む気体の質量流量を q_i [kg/s]、温度を T_i [K] とする (第 3 図参照)。時間を t [s]、気体の定圧および定積比熱を C_p, C_v [J/kgK] とすると、質量およびエネルギーの保存則は次式となる。

$$\frac{d}{dt} m = \sum_i q_i \quad \dots \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt} m(C_v m T) = \sum_i (C_p q_i T_i) + Q \quad \dots \quad (3)$$

ここで、熱発生項 Q の例としては、蓄熱体加熱器や高温配管ライナ部での熱交換があげられる。ライナの熱交換のモデル化については後述する。

2.2 抵抗要素のモデル化

抵抗要素の流量係数（バルブの C_v 値相当）を C 通過する質量流量を q [kg/s] とし、また、上流側容量要素の圧力、温度を P_u [Pa], T_u [K], 下流側容量要素の圧力を P_d [Pa]【ただし、 $P_u > P_d$ 】とする（第4図）。このとき、圧力と流量との関係から、

$$q = \begin{cases} 1.69 \times 10^{-5} C \left(\frac{P_u^2 - P_d^2}{RT_u} \right)^{1/2} & (\text{非臨界: } P_u < 2P_d) \\ 1.46 \times 10^{-5} C \frac{P_u}{RT_u} & (\text{臨界: } P_u \geq 2P_d) \end{cases} \dots\dots (4)$$

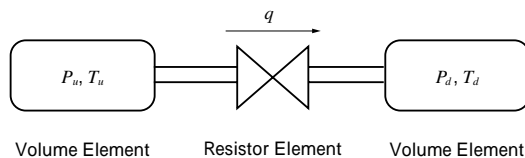
が成り立つ。

2.3 ライナでの熱ロスのモデル化

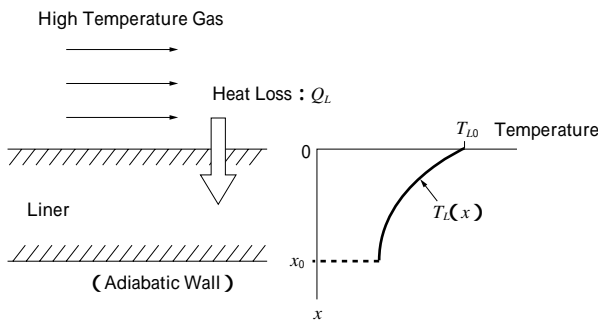
高温配管では熱伝達により高温気流からライナへの入熱が起こるが、この熱ロスを Q_L [W] とし、ライナの内面積を S [m²], 熱伝達係数を h [W/m²K], ライナ表面温度を T_{Lo} [K] とすると、

$$Q_L = hS(T_G - T_{Lo}) \dots\dots (5)$$

と表すことができる（第5図）。ここで T_G [K] は気流の



第4図 抵抗要素のモデル化
Fig. 4 Model of resistor element



第5図 高温配管における熱ロス
Fig. 5 Heat loss at hot duct

温度である。

また、ライナ厚さ方向の位置を x [m], 温度を T_L [K] とすると、ライナ内部の熱伝導および境界条件は

$$\frac{\partial}{\partial t} T_L = \frac{\partial^2 T_L}{\partial x^2} \text{ (内部)} \dots\dots (6)$$

$$Q_L = -S \frac{\partial T_L}{\partial x} \text{ (表面)}, \frac{\partial T_L}{\partial x} = 0 \text{ (裏面)} \dots\dots (7)$$

でそれぞれ表される。ただし、ライナの半径は厚さに比べて十分大きいので平板の熱伝導の式を適用した。式中の h および S はそれぞれライナの熱伝導率 [W/mK], 温度伝導率 [m²/s] である。このようにして求めた $-Q_L$ をエネルギー保存式の入熱項とすることで、ライナの熱解析と高温空気系の解析とはリンクされる。

2.4 計測制御系のモデル化

圧力センサ、温度センサは、入力物理量から出力信号までの伝達関数を1次遅れ系であるとしてモデル化した。

調節弁については、文献⁶⁾を参考に入力信号から弁のストロークへの伝達関数をむだ時間、1次遅れと飽和関数とをもちいてモデル化した（第6図参照）。

コントローラについてはPID制御をおこなうものとした。

2.5 方程式系の構成

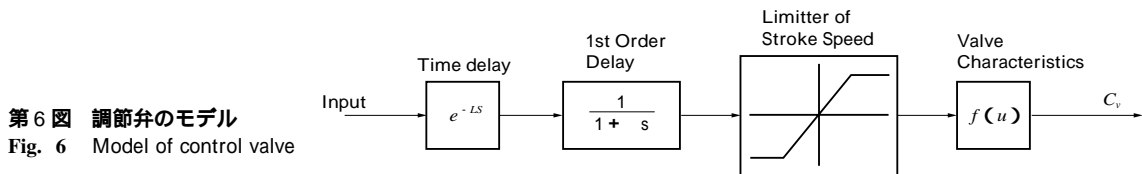
高温空気系の各要素についての上述の式をたて、連立させると、時間発展型の微分方程式となる。これらを適当な初期条件を与えて時間積分によって解くと、各時刻におけるRJTFの各部分での圧力・温度などを求めることができる。

3 シミュレーション結果

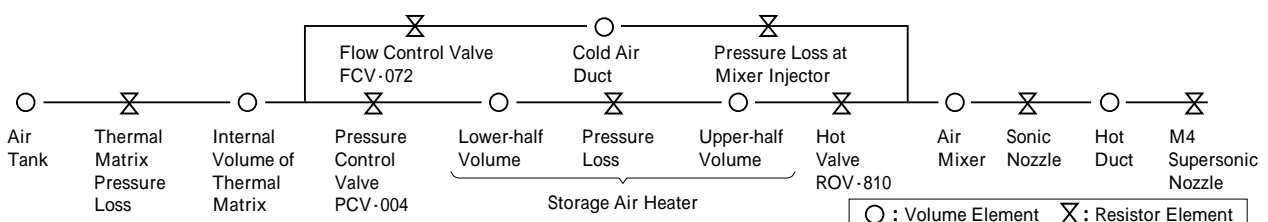
模擬飛行マッハ数4の場合について、上記の手法で求めた数値シミュレーション結果と、対応する運転条件の実機データの比較をおこなう。

計算に使用したシミュレーションモデルを第7図に示す。容量要素の容積や抵抗要素の C_v 値などは、機器の設計値などをもとに算出した。また、調節弁のむだ時間や時定数、ライナの熱伝達係数などは実機データに基づき同定した。

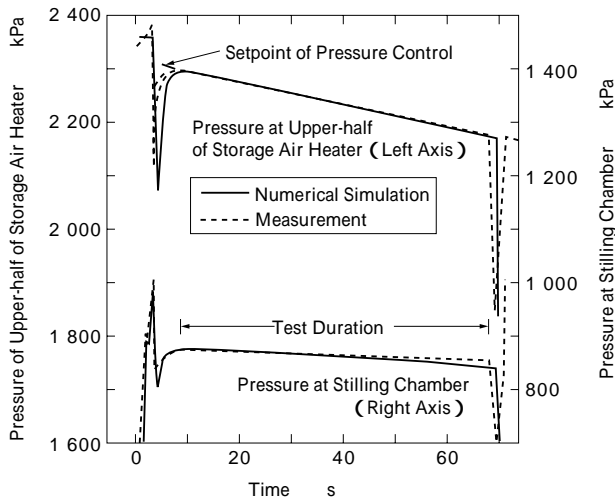
まず、蓄熱体加熱器頂部と整流筒部での圧力の時間変化を第8図に、ミキサでの混合後および整流筒部での



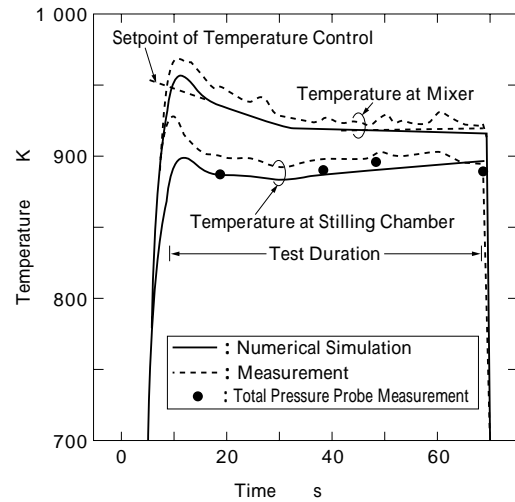
第6図 調節弁のモデル
Fig. 6 Model of control valve



第7図 数値シミュレーションにもちいたRJTFのモデル
Fig. 7 Numerical model of RJTF for simulation



第8図 圧力の時間変化
Fig. 8 Transient data of pressure



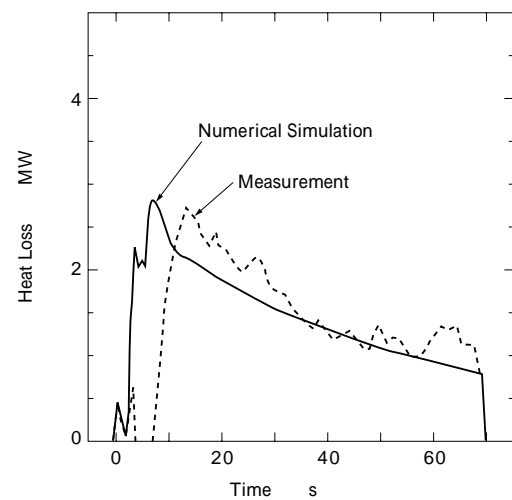
第9図 温度の時間変化
Fig. 9 Transient data of temperature

気流温度の時間変化を第9図に、それぞれ示す。圧力、温度ともに目標値が時間変化させてあるが、この変化のパターンは、高温配管部での熱ロスによる圧力・温度の変化をキャンセルできるよう、予備実験のデータをもとにして決められた。また第8図において、時刻3~5秒付近で圧力が大きく変動しているが、これは第1章で述べた高温弁前後の圧力を均衡させるモードによるものである。

これらの図において圧力・温度双方のシミュレーション結果と実験データとがよく一致していることから、シミュレーションの手法が適切であったことがわかる。また、整流筒部での圧力と温度とをほぼ一定に保つことができたことは、制御系の設計が適切であったことを示している。第9図には超音速気流中においた全温プローブでの測定結果もあわせて示してあり、その測定結果とよどみ点温度との差が小さいことがわかる。

なお、高温配管での熱ロスの時間変化を実機データと比較すると第10図となり、両者の大きさはよく一致している。

むすび=RJTF 試験時の動的特性について、数値シミュレーションをおこなうためのモデル化手法を示した。このモデル化は高温空気配管系と制御系を含んでおり、飛行模擬気流のよどみ点圧力とよどみ点温度とが制御されるようすをシミュレートできる。実機データとシミュレーション結果の比較をおこなったところ両者は良い一致を見ており、シミュレーションの手法は妥当であるといえる。また、圧力と温度とを一定に保つという制御系の設計目的を達成することができた。したがって、本シミュレーション手法を同種の装置の制御系設計に利用することは有用な手段であるといえる。



第10図 熱ロスの時間変化
Fig. 10 Transient data of heat loss

参考文献

- 1) 若松義男ほか：第4回ラム・スクラムジェットシンポジウム講演論文集，1994年3月，p.189。
- 2) RJTF 建設グループ：航空宇宙技術研究所技術報告，NAL TR-1347，1998年4月。
- 3) N. Yatsuyanagi et al.：“Ramjet Engine Test Facility(RJTF)in NAL-KRC, Japan”，AIAA Paper 98-1511，1998。
- 4) Y. Wakamatsu et al.：Proceedings of 15th International Symposium on Space Technology and Science，1986 p.315。
- 5) A. Kanmuri et al.：Proceedings of 17th International Symposium on Space Technology and Science，1990 p.133。
- 6) 外立政隆ほか：航空宇宙技術研究所技術資料 NAL TM-124，1967年12月。