

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

1軸ターボジェットエンジンのオンライン性能推定試験

田頭 剛, 水野 拓哉, 高 將治, 杉山 七契

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

1軸ターボジェットエンジンのオンライン性能推定試験

On-line Performance Estimation Tests of Single Spool Turbojet Engines

田頭 剛^{*1}, 水野 拓哉^{*1}, 高 將治^{*1}, 杉山 七契^{*1}

Takeshi TAGASHIRA^{*1}, Takuya MIZUNO^{*1}, Masaharu KOH^{*1} and Nanahisa SUGIYAMA^{*1}

* 1 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター

Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology

2008年2月

February 2008

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
1. はじめに	1
2. 従来の研究	1
3. 供試エンジンおよび運転設備	2
3.1 供試エンジン	2
3.2 エンジン運転試験設備	2
4. オンライン性能推定	3
4.1 エンジン物理モデル	3
4.2 一定ゲイン拡張カルマンフィルタ	3
4.3 1軸ターボジェットエンジンのCGEKFの導出	4
5. 運転試験結果	5
5.1 CGEKFによる同定結果	5
5.2 4センサ入力による推定	12
5.3 CGEKFの動的推定に及ぼすモデルの影響	14
6. まとめ	15
7. あとがき	15
8. 参考文献	15

1軸ターボジェットエンジンのオンライン性能推定試験*

田頭 剛^{*1}, 水野 拓哉^{*1}, 高 將治^{*1}, 杉山 七契^{*1}

On-line Performance Estimation Tests of Single Spool Turbojet Engines*

Takeshi TAGASHIRA^{*1}, Takuya MIZUNO^{*1}, Masaharu KOH^{*1} and Nanahisa SUGIYAMA^{*1}

Abstract

On-line performance estimation is important for the future advanced control systems of jet engines. An identification technique for jet engine using Constant Gain Extended Kalman Filter (CGEKF) is described and confirmed its effectiveness by the actual engine tests. The filter is constructed for a single spool turbojet engine. The estimated unknown parameters by the CGEKF filter, such as thrust, are plotted on the same graph of measured value for comparison and good agreement is observed. Although the CGEKF filter requires rather big computational powers, it can be implemented in current micro-processors.

keywords: Kalman filter, Control, Altitude test facility, Performance Identification

概 要

将来の航空エンジンのエンジン制御において、リアルタイムでのエンジン性能推定は重要な要素となる。本論文では、一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF: Constant Gain Extended Kalman Filter) を用いた航空エンジンの性能推定技術について、実機の1軸ターボジェットエンジンを用いた実証を行なったので報告する。エンジン制御系にとって観測不能変数であるエンジン推力値などについて、CGEKFによる推定値が実測値と比較しよく一致することを実証した。CGEKFは計算機能力を必要とするが、現用の組込用マイクロプロセッサで十分に実現可能である。

1. はじめに

将来のエンジン制御装置 (FADEC: Full Authority Digital Engine Control) は、従来のエンジン制御 (ロバスト多変数制御, スケジュール制御) を高度化するとともに、性能追求制御, 冗長制御, モニタリング機能を付加し、効率, 安全性, 信頼性, 健全性, エンジン寿命の向上を目指したものとなる。さらに、飛行制御とエンジン制御が一体化した統合制御になると考えられる。

これを実現するために、将来型FADECは内部にエンジンモデルを持ち、このモデルを参照しながら、作動条件に応じて適切な制御を行なう適応制御系となろう。その際このエンジンモデルは、実機エンジンの経年やFOD (Foreign Object Damage) 等による性能変化、もともと持っている製造上の性能機差に応じて常に改訂される実機の精密な動的モデルである必要があり、計測

不能な重要な変数 (推力, タービン入口温度, サージマージンなど) を高精度で推定できるものでなければならない。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、このようなエンジンモデルに基づいた制御 (モデルベース制御) の実現に不可欠であり、最も基本的な要素であるオンラインでのエンジン性能同定技術の開発を進めている。本報告ではエンジン性能のオンラインでの高精度推定を実現する手段として、エンジン・ダイナミック・シミュレーション・プログラムと一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF: Constant Gain Extended Kalman Filter) を採用し、実機エンジンにおいてその有効性を確認したので結果を報告する。

2. 従来の研究

ジェットエンジンのシステム推定に関して多くの研

* 平成19年12月11日受付 (received 11 December 2007)

*1 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター

(Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

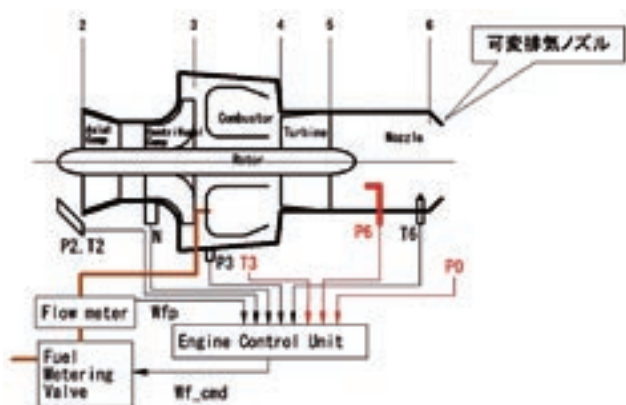


図3.1.1 エンジン概略

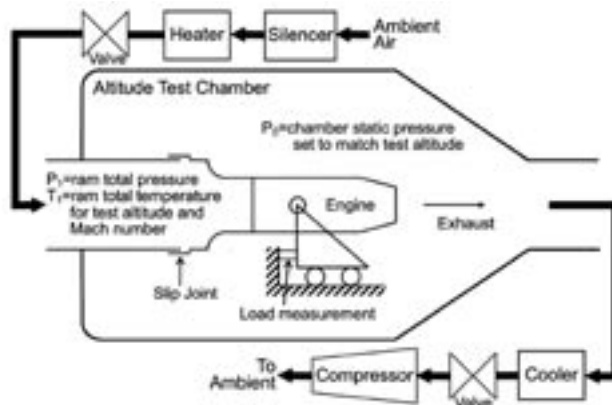


図3.2.1 超音速エンジン試験設備概略

究がなされてきた。これらの内、代表的な手法と目的は次の3つである。

- (1) ガスパス・アナリシス (GPA: Gas Path Analysis)^{1)~4)}: エンジンの線形化静的モデルに基づく最尤推定法を用いて、ガス通過要素 (すなわちコンプレッサ、タービン、燃焼器、ノズル) の性能変化を推定する。指定した作動点での定常性能変化のトレンドをオフラインで求め、エンジン整備に利用することができる。エンジンモニタリング装置として実用化している。
- (2) 性能追求制御 (PSC: Performance Seeking Control)^{5)~10)}: エンジンの計測不能変数 (例えば推力、タービン入口温度、コンプレッサ効率) をオンラインで推定し、エンジン性能向上をはかることを目的としている。線形化ダイナミックモデルに基づくカルマンフィルタ推定法を用いている。実験研究段階であり実用化はしていない。
- (3) センサ故障の検知・分離・代替 (ADIA: Advanced Detection, Isolation and Accommodation)^{11)~14)}: センサ信号および推定結果の比較により、センサの異常をいち早く検知・分離し、代替同定信号で制御を継続することにより、エンジンの信頼性向上をはかることを目的としている。性能追求制御と同様に線形化動的モデルに基づくカルマンフィルタ推定法を用いることが多い。実験研究段階であり実用化はしていない。

これらの手法は線形理論であり、航空エンジンのような非線形システムには適用できないため、通常、区分線形化法 (piecewise linearization) を採用する。つまり、いくつかの作動点で必要データ (例えばカルマン・ゲイン) をあらかじめ計算しておき、実行時にはこのデータを参照するという便法をとるが精度は期待できない。また、全飛行範囲、全出力範囲をカバーさせようとすると、データ格納のためのメモリ容量が極端に増大すると

ともに内挿の次元が増大するためこの手法は現実的ではなくなる。

本論文で採用した、一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF: Constant Gain Extended Kalman Filter) 法は、上記の欠点を克服し、非線形ダイナミックシステムに適應でき、現用のマイクロプロセサの計算能力/メモリ容量でオンライン推定が十分に可能であることを実証する。

3. 供試エンジンおよび運転設備

3.1 供試エンジン

図3.1.1に本試験に使用したエンジンの概略図を示す。1段の軸流圧縮機と1段の遠心圧縮機、1段のタービンを持つ1軸のターボジェットエンジンである。制御変数は燃料流量のみであり、燃料制御弁によって燃料流量を制御することが可能であるが、単純なオープンループの比例ソレノイドバルブであり、正確な燃料制御のために燃料流量計を追加している。また電子式制御器系統は本エンジン試験のために独自に製作したものであり、市販のDSPと組み込み用PCを用い、Matlab/SimulinkのReal-time workshopとxPC-targetによりプログラムを記述しており、安価で高度なエンジン試験に対応できるように構成している。

本試験ではこのエンジンに可変排気ノズルを装備したが、エンジン制御器とは完全に別系統で制御を行なった。

3.2 エンジン運転試験設備

図3.2.1に本試験を行なったJAXAの超音速エンジン運転試験設備の概略図を示す。テストチャンバ内の圧力は下流に設置されている排風機によって約25kPa程度まで減圧することが可能であり、その中にエンジンは設置される。エンジンの入口側は超音速インテークを模擬したセミ・フリージェット形態を選択することも可能である

表3.2.1 模擬飛行速度・高度

機速	高度 (kft)	P2 (kPa)	T2 (°C)	P0 (kPa)	Run NO.
SLS	0	大気圧	常温	P2-0.5	T4-S225
					T2-S160
					T4-S227
SLS	0	大気圧	39.4	P2-0.5	T4-S229
M1.3	36	62.0	常温	30.0	T4-S234
M1.5	36	80.8	41	30.0	T4-S242
M1.5	40	66.6	41	30.0	T4-S242
M1.6	40	76.5	55	22.5	T4-S233
					T1-S218
M1.6	45	60.1	55	22.5	T4-S239
M1.6	50	47.3	55	22.5	T4-S241

(SLS=Sea Level Static 地上静止)

が、本試験は図にあるようなダイレクト・コネクト形態で実施した。この形態ではエンジンは推力計測のためにスリップ・ジョイントを介して設備に直に接続されているが、設備に入ってくる空気は全てエンジンの中を通過してテストチャンバに排出される。エンジンの入口圧力は上流に設置されているバルブにより減圧することが可能で、入口温度は電気ヒータにより昇温することができる。これらの制御機能により、本エンジン運転試験設備では高空・超音速飛行時のエンジン入口圧力・温度とエンジン出口圧力を再現することができる。表3.2.1に本運転試験で実施した模擬飛行速度・高度について示す。なお、急なエンジン停止時等でも安全性を確保するため、SLSではP2とP0は差圧0.5kPaを保つよう設備のチャンバ圧制御を行なっている。

4. オンライン性能推定^{15,16)}

4.1 エンジン物理モデル

保守的な航空用電子制御機器への組込みを想定し、エンジンモデルは計算時間の制限やメモリ節約に十分対応できるものでなければならない。本エンジン物理モデルは、FJR710の開発時以来の実績を有する独自開発の汎用エンジン・シミュレーション・プログラムを用いて1軸ターボジェットエンジンを構成した。1軸ターボジェットエンジンの物理モデルの構成を図4.1.1に示す。本プログラムはインテーク、圧縮機、燃焼器、タービン、ノズルなどの各要素間に容積要素を持つ要素間容積法であり、各エンジン要素のマップを用意し、ガステーブル等の多変数関数を多用して計算時間を短縮し、条件分岐や計算ループを排除した直進的コーディングとしている¹⁷⁾。また、温度計測用の熱電対センサのダイナミクスを1次遅れで組み込んである。

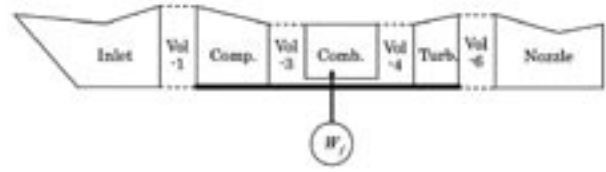


図4.1.1 1軸ターボジェットエンジンの物理モデル

4.2 一定ゲイン拡張カルマンフィルタ

非線形ジェットエンジンのダイナミクスは、

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{G}\mathbf{v} \\ \mathbf{y}_m &= \mathbf{g}_m(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{w} \\ \mathbf{y}_u &= \mathbf{g}_u(\mathbf{x}, \mathbf{u})\end{aligned}\quad (1)$$

で表せる。ここで、 \mathbf{x} :状態変数ベクトル、 \mathbf{u} :制御変数ベクトル、 \mathbf{y}_m :計測可能変数ベクトル、 \mathbf{y}_u :計測不能変数ベクトル、 \mathbf{v} :システムノイズベクトル、 \mathbf{w} :計測ノイズベクトル、 \mathbf{G} :システムノイズ伝達関数、 $\mathbf{f}(\cdot)$ 、 $\mathbf{g}_m(\cdot)$ 、 $\mathbf{g}_u(\cdot)$:関数ベクトルである。式(1)を任意作動点近傍で線形化すると、

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{G}\mathbf{v} \\ \mathbf{y}_m &= \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} + \mathbf{w} \\ \mathbf{y}_u &= \mathbf{C}_u\mathbf{x} + \mathbf{D}_u\mathbf{u}\end{aligned}\quad (2)$$

となる。ここで、 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{D} :システム行列、 \mathbf{C}_u 、 \mathbf{D}_u :計測不能変数観測行列である。システムノイズ、計測ノイズの平均値および共分散を、

$$\begin{aligned}\mathbf{E}(\mathbf{v}) &= \mathbf{0}, \quad \mathbf{E}(\mathbf{w}) = \mathbf{0}, \\ \mathbf{E}(\mathbf{v}\mathbf{v}^T) &= \mathbf{Q}, \quad \mathbf{E}(\mathbf{w}\mathbf{w}^T) = \mathbf{R}\end{aligned}\quad (3)$$

とする。状態変数、計測可能変数、計測不能変数の最尤推定値 $\hat{\mathbf{x}}$ 、 $\hat{\mathbf{y}}_m$ 、 $\hat{\mathbf{y}}_u$ は、

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}} &= \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{K}(\mathbf{y}_m - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{D}\mathbf{u}) \\ \hat{\mathbf{y}}_m &= \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{D}\mathbf{u} \\ \hat{\mathbf{y}}_u &= \mathbf{C}_u\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{D}_u\mathbf{u}\end{aligned}\quad (4)$$

と表せる。ここで、

$$\begin{aligned}\mathbf{K} &= \mathbf{P}\mathbf{C}^T\mathbf{R}^{-1} \\ \mathbf{A}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}^T + \mathbf{G}\mathbf{Q}\mathbf{G}^T - \mathbf{P}\mathbf{C}^T\mathbf{R}^{-1}\mathbf{C}\mathbf{P} &= \mathbf{0}\end{aligned}\quad (5)$$

であり、 \mathbf{K} は線形カルマンフィルタ・ゲインである。これを非線形システムに拡張すると、式(4)に対応して、最尤推定値 $\hat{\mathbf{x}}$ 、 $\hat{\mathbf{y}}_m$ 、 $\hat{\mathbf{y}}_u$ は、

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}} &= \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) + \mathbf{K}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})(\mathbf{y}_m - \mathbf{g}_m(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})) \\ \hat{\mathbf{y}}_m &= \mathbf{g}_m(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) \\ \hat{\mathbf{y}}_u &= \mathbf{g}_m(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})\end{aligned}\quad (6)$$

となり、カルマンフィルタ・ゲイン $\mathbf{K}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})$ は作動点の非線形関数である。作動点が移動する場合、式 (5) を繰り返し解かなければならず、制御計算機への負荷が過剰になるため、代表的作動点において求められたカルマンフィルタ・ゲイン $\mathbf{K}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})$ を全作動領域に適用することにする。これを一定ゲイン拡張カルマンフィルタと呼ぶ。

4.3 1軸ターボジェットエンジンのCGEKFの導出

1軸ターボジェットエンジンのエンジン状態変数 \mathbf{x}_e は、

$$\mathbf{x}_e = (\mathbf{N}, m3, u3, m4, u4, m5, u5)^T \quad (7)$$

ただし、N：回転数、m3：圧縮機出口ボリュームの蓄積質量、u3：圧縮機出口ボリュームの蓄積内部エネルギー、m4：燃焼器ボリュームの蓄積質量、u4：燃焼器ボリュームの蓄積内部エネルギー、m5：ノズルボリュームの蓄積質量、u5：ノズルボリュームの蓄積内部エネルギーである。

エンジン要素特性変化を同定するため、チューニング状態変数 \mathbf{x}_c は、

$$\mathbf{x}_c = (s_{wc}, s_{\eta c}, s_{wt}, s_{\eta t}, s_{An})^T \quad (8)$$

とする。ただし、 s_{wc} ：圧縮機流量パラメータ、 $s_{\eta c}$ ：圧縮機効率パラメータ、 s_{wt} ：タービン流量パラメータ、 $s_{\eta t}$ ：タービン効率パラメータ、 s_{An} ：ノズル面積パラメータである。カルマンフィルタは状態変数を推定するものであるため、

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}_c = \mathbf{0} \quad (9)$$

により、 \mathbf{x}_c を人為的な状態変数として組み込む。エンジン状態変数 \mathbf{x}_e とチューニング状態変数 \mathbf{x}_c を結合して、拡張状態変数 \mathbf{x} を、

$$\begin{aligned}\mathbf{x} &= (\mathbf{x}_e^T, \mathbf{x}_c^T)^T \\ &= (\mathbf{N}, m3, u3, m4, u4, m5, u5, \\ &\quad s_{wc}, s_{\eta c}, s_{wt}, s_{\eta t}, s_{An})^T\end{aligned}\quad (10)$$

と定義する。CGEKFは、計測値 \mathbf{y}_m と計測値の推定値 $\hat{\mathbf{y}}_m$ に差がある時、それを0にするように \mathbf{x}_e と \mathbf{x}_c とを変化させる。例えば、経年性能劣化や異物吸い込み等でエンジン要素特性が変化すると、実機エンジンとエンジンモデ

ルに差が生じ、計測値とエンジンモデルによる推定値に差がでることになるが、CGEKFはその差をなくす最も合理的な \mathbf{x}_e の変化を算出する。

制御変数 \mathbf{u} は、一変数のみで、

$$\mathbf{u} = \mathbf{W}f \quad (11)$$

ただし、 $\mathbf{W}f$ ：燃料流量である。計測可能変数 \mathbf{y}_m は計測項目の中から任意にとることができるが、ここでは、

$$\mathbf{y}_m = (\mathbf{N}, P3, T3, P6, T6)^T \quad (12)$$

とする。ただし、P3：圧縮機出口圧力、T3：圧縮機出口温度、P6：タービン出口圧力、T6：タービン出口温度である。計測不能変数 \mathbf{y}_u は、制御やモニタリングに有用な変数として、

$$\mathbf{y}_u = (\mathbf{F}, \text{TIT}, \text{SFC}, \eta c, \eta t, \dots)^T \quad (13)$$

とする。ただし、F：推力、TIT：タービン入口温度、SFC：燃料消費率、 ηc ：圧縮機効率、 ηt ：タービン効率である。

各変数の次元は、次のようにまとめられる。

- ①エンジン状態変数 $\mathbf{x}_e = 7$
- ②推定したいエンジン変数 $\mathbf{x}_c = 5$
- ③計測可能変数 $\mathbf{y}_m = 5$
- ④制御変数 $\mathbf{u} = 1$

カルマンフィルタが存在する必要条件は、モデルが可観測 (Observable) であることである。ここで考えている1軸ターボジェットエンジンの場合、España¹⁸⁾によると、

$$(\mathbf{X}_c \text{の次元}) \leq (\mathbf{y}_m \text{の次元}) \quad (14)$$

が必要条件となる。すなわち、同定したい変数の数は、計測点数に等しいか、少なくなければならない。上の例では両者とも5であるので、この必要条件は満足している。

エンジンの任意の作動点におけるカルマンフィルタ・ゲインは次の手順で計算される。

(1) 図4.3.1のCGEKFモデルを作成し、シミュレーションソフトウェアの線形化機能等を利用して、代表的作動点における拡張システム行列 \mathbf{A} , \mathbf{B} , \mathbf{C} , \mathbf{D} を導出する。本報告ではSLSで最大回転数のときを代表的作動点として選んだ。一般的にSLSで最大回転数の場合がエンジンの各計測変数が最大値を示すことが多く、正規化等の際に便利であることがこの作動点を代表的作動点として選んだ理由であるが、

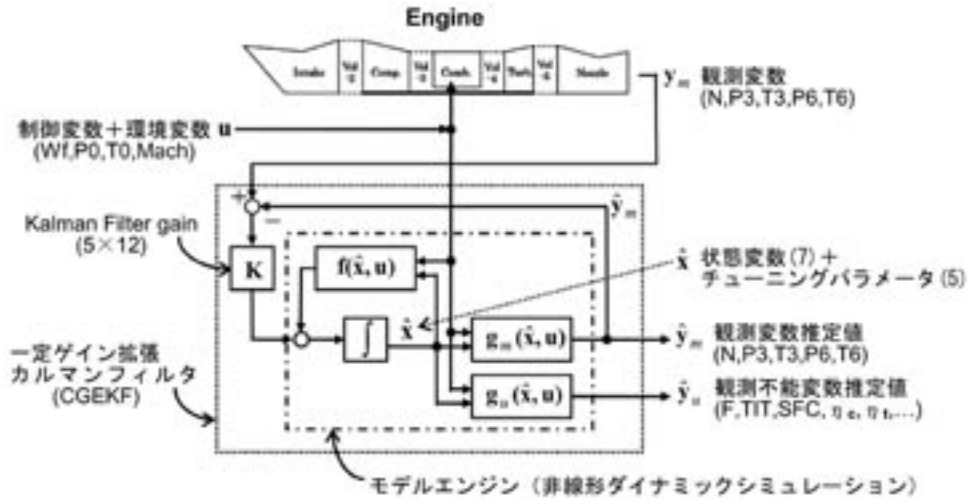


図4.3.1 一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF)

表 4.3.1 CGEKFの演算時間比較

	演算時間 [μs]		
	平均	最大	最小
PentiumM 1.8GHz	16	51	15
PentiumIII 1.0GHz	30	60	28
PentiumIII 400MHz	75	80	71

特に他の作動点を選んでも大きな不都合はない^{14)~15)}。CGEKFモデルの大部分はエンジンの非線形ダイナミックシミュレーションであり、このための汎用ソフトウェアは開発済みである¹⁷⁾。

- (2) 数値計算上の問題を避けるため、拡張状態変数、制御変数、計測可能変数、計測不能変数のスケール値を設定し、拡張システム行列 **A**, **B**, **C**, **D** を規準化する。
- (3) システムノイズ共分散行列 **Q**, 計測ノイズ共分散行

列 **R** およびシステムノイズ伝達行列 **G** を仮定する。**R** は計測信号の統計的性質であり設定することはできるが、**Q**, **G** を明確に設定することは困難であるため、カルマンフィルタ設計時のチューニングのための自由パラメータとする。ノイズ特性、応答速度等を勘案して設定する。

- (4) 行列 (**A**, **C**) でシステムの可観測性 (Observability) を確認し、カルマンフィルタ・ゲイン **K** を求める。

図4.3.1のCGEKFモデルは実時間以上の演算速度で実行されなければならない。いくつかのCPUを用いての演算時間は、表4.3.1の通りである。CGEKFモデルを含むエンジン制御系のフレーム時間(積分刻み時間)は0.01 [s] (10000 μs) 程度であるから十分に余裕がある。

5. 運転試験結果

5.1 CGEKFによる同定結果

図5.1.1にエンジン運転試験によるオンライン性能同

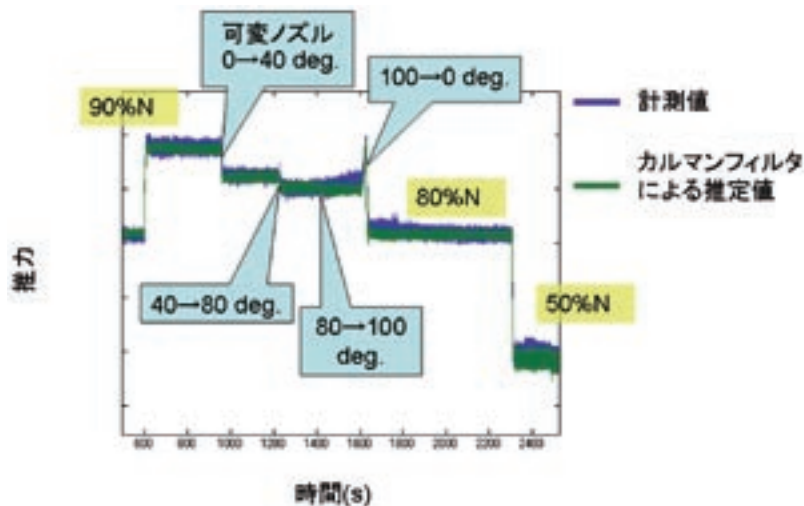


図5.1.1 エンジン性能オンライン同定結果の一例

定の結果の一例を示す。この図はSLSの状態において、エンジンの回転数および可変排気ノズル開度を変えたときのクロス推力の推定値と、そのときの推力の計測値を時系列で示している。一定ゲインカルマンフィルタにとって観測変数であるNが変化した場合でも、直接観測していない可変排気ノズル開度が変化した場合でも、観測不能推定値である推力が精度良く推定できていることが分かる。

SLS 試験

図5.1.2より5.1.14まで、エンジン運転試験結果およびCGEKFによる推定・計算結果を示す。各図の左列は観測変数およびCGEKF推定値を示し、上から順に回転数(N)、圧縮機出口圧力(P3)、圧縮機出口温度(T3)、タービン出口圧力(P6)およびタービン出口温度(T6)である。中列はチューニング状態変数を示し、上から順に圧縮機流量パラメータ(s_{wc})、圧縮機効率パラメータ($s_{\eta c}$)、タービン流量パラメータ(s_{wt})、タービン効率パラメータ($s_{\eta t}$)およびノズル面積パラメータ(s_{An})を表す。右列は観測不能変数を示し、上から順にタービン入口温度(T4)、圧縮機サージマージン(SM)、グロス推力(F_{gross})およびロードセル推力(F_{load})であり、ロードセル推力についてのみCGEKFによる推定値と実際のロードセル計測値を示す。

図5.1.2は1軸ターボジェットエンジン4号機による通算225回目の運転試験(T4-S225)結果で、模擬飛行条件はSLSである。これはCGEKFによる最初のオンライン同定試験となる。観測変数については計測値とCGEKFによる推定値がよく一致していることが分かる。チューニング状態変数については圧縮機・タービンの流量・効率についておおよそ0となっている。これは実機エンジンとCGEKFを構成する非線形ダイナミックシミュレーションプログラムとがよく一致していることを示している。ノズル面積係数(s_{An})が階段状にあがっているが、このとき実際に可変排気ノズルを段階的に開いており、事実と傾向が一致していることを確認している。観測不能変数の推定値についてはロードセル推力のみが計測値とCGEKF推定値の比較ができるが、両者におおよそ一定の差があり、あまり精度よく推定できているとは言えない。

図5.1.3は後日行なった2号機によるSLSでの試験(T2-S160)結果である。観測変数についてはCGEKF推定値とよく一致している。チューニング状態変数については、各パラメータともおおよそ0付近を推移しているものの、エンジン回転数の急変により一時的に変動があることが分かる。観測不能変数であるロードセル推力についても推定値と計測値が比較的良好に一致している。

図5.1.4は4号機によるSLSでの試験(T4-S227)結果で、

T4-S225の翌日に実施したものである。T4-S225と異なり、ロードセル推力計測値とCGEKF推力推定値がよく一致している。T2-S160とT4-S227ではロードセル推力の計測値と推定値がよく一致しているのに対して、T4-S225ではずれがある原因は、ロードセル・推力架台・スリップ等のガタなどによる計測不良や、設備の熱変形等に起因する推力計測のヒステリシスなどの影響が考えられるが、現時点では特定できない。T2-S160は直前の運転試験から2時間半程度あいており、T4-S227は直前の運転ではアイドル確認運転を行っていたのみであるのに対し、T2-S225は直前の運転との時間間隔もあまりなく、またその直前の運転もエンジン回転数の高い状態までのものだったため、エンジン運転試験設備は十分に温まっていたことを付言しておく。

SLS Hot Day 試験

図5.1.5は4号機による入口温度加熱状態でのSLS試験(T4-S229)の結果を示したものである。観測変数については推定値と計測値がほぼ一致しており、チューニング状態変数も目立った変化はなく、ロードセル推力計測値も推定値とよく一致していた。

M1.3 試験

図5.1.6はM1.3試験(T4-S234)結果を示す。SLSの場合と異なり、排気ノズル面積係数がややマイナス側に振れている。テストチャンバ圧(P0)を大きく減圧して排気ノズルがチョークしたところでの、可変排気ノズルの特性がCGEKFで使用した通常のコンバージェントノズルのモデルと差が大きくなったことに起因するものと思われる。

M1.5 試験

図5.1.7は飛行速度M1.5、飛行高度36kftでの試験(T4-S242)結果であるが、M1.3と同様の傾向が見られる。

図5.1.8は飛行速度M1.5、飛行高度40kftでの試験(T4-S242)結果を示す。80%Nのときのタービン出口圧力(P6)計測値がセンサの下限を下回ってしまった。ロードセル推力(F_{load})計測値とCGEKF推力推定値が比較的大きくずれた原因の一つと考えられる。

M1.6 試験

図5.1.9は4号機を用いた同じ飛行速度M1.6、飛行高度40kftでの試験(T4-S233)結果を示す。80%Nにおいてタービン出口圧(P6)センサが下限となっているが、全体的に計測値と推定値がよく一致しているよう見える。

図5.1.10は1号機を用いた飛行速度M1.6、飛行高度40kftでの試験(T1-S218)結果を示す。図5.1.9(T4-S233)と使用したエンジンが異なる同じ飛行速度・高度の試験である。この試験ではタービン出口圧力(P6)センサをよりレンジの広いものに変えたため、タービン出口

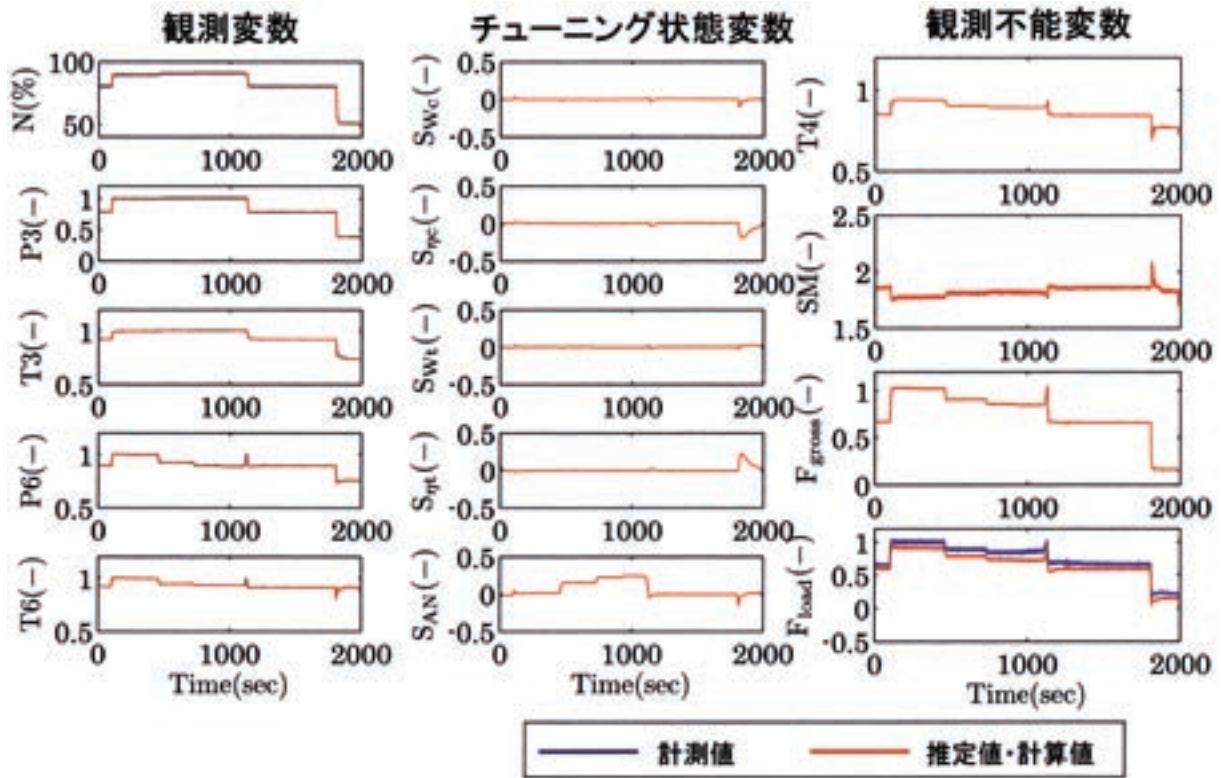


図5.1.2 エンジン性能推定結果：SLS (T4-S225)

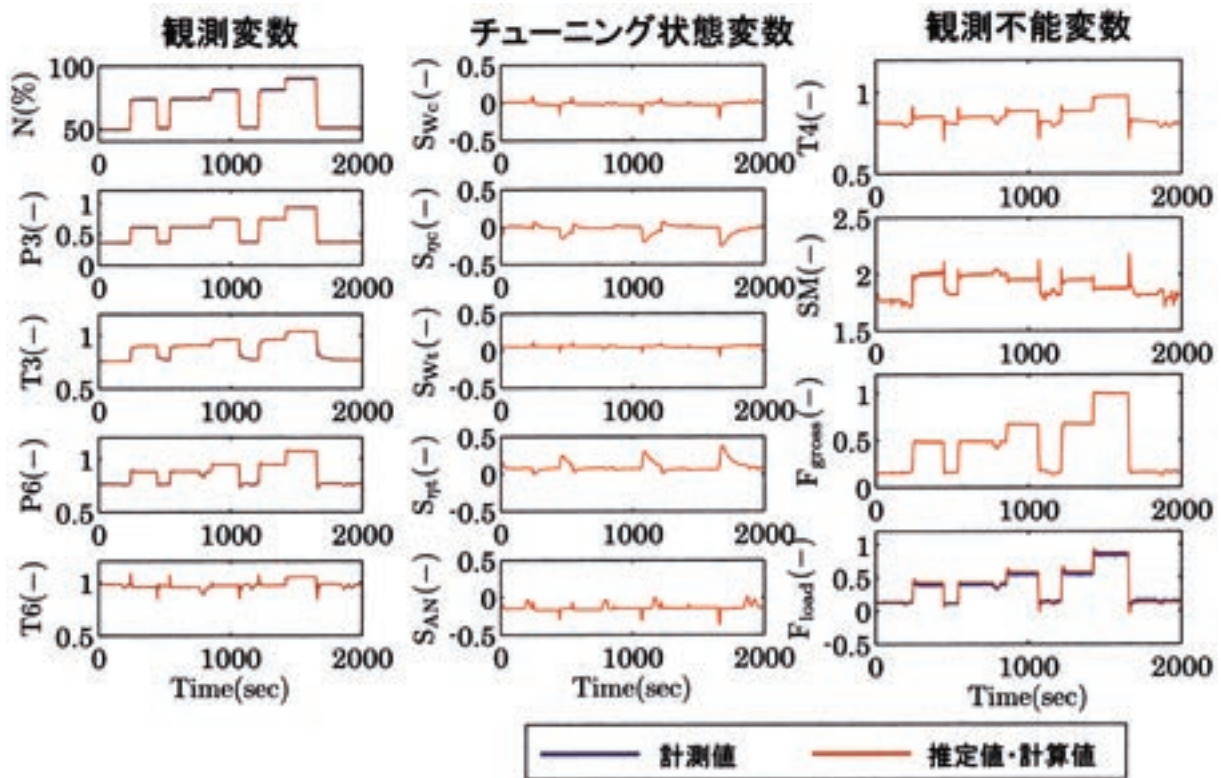


図5.1.3 エンジン性能推定結果：SLS (T2-S160)

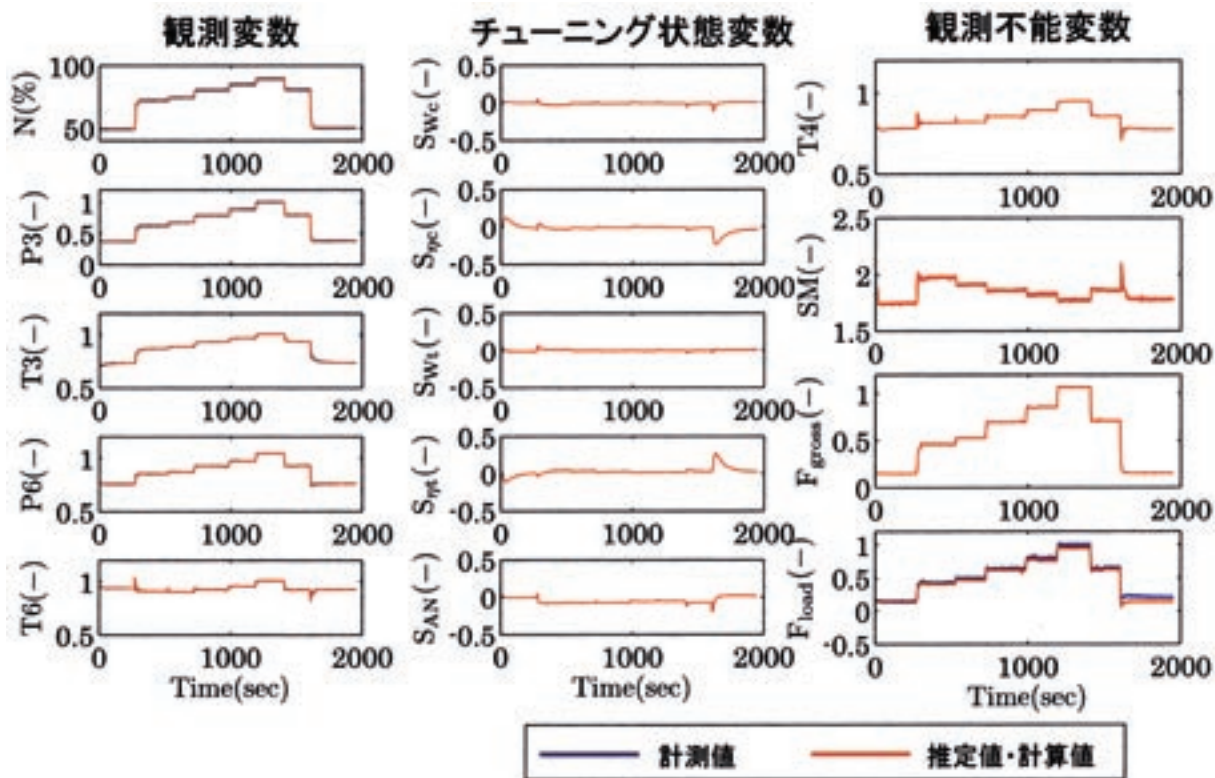


図5.1.4 エンジン性能推定結果：SLS (T4-S227)

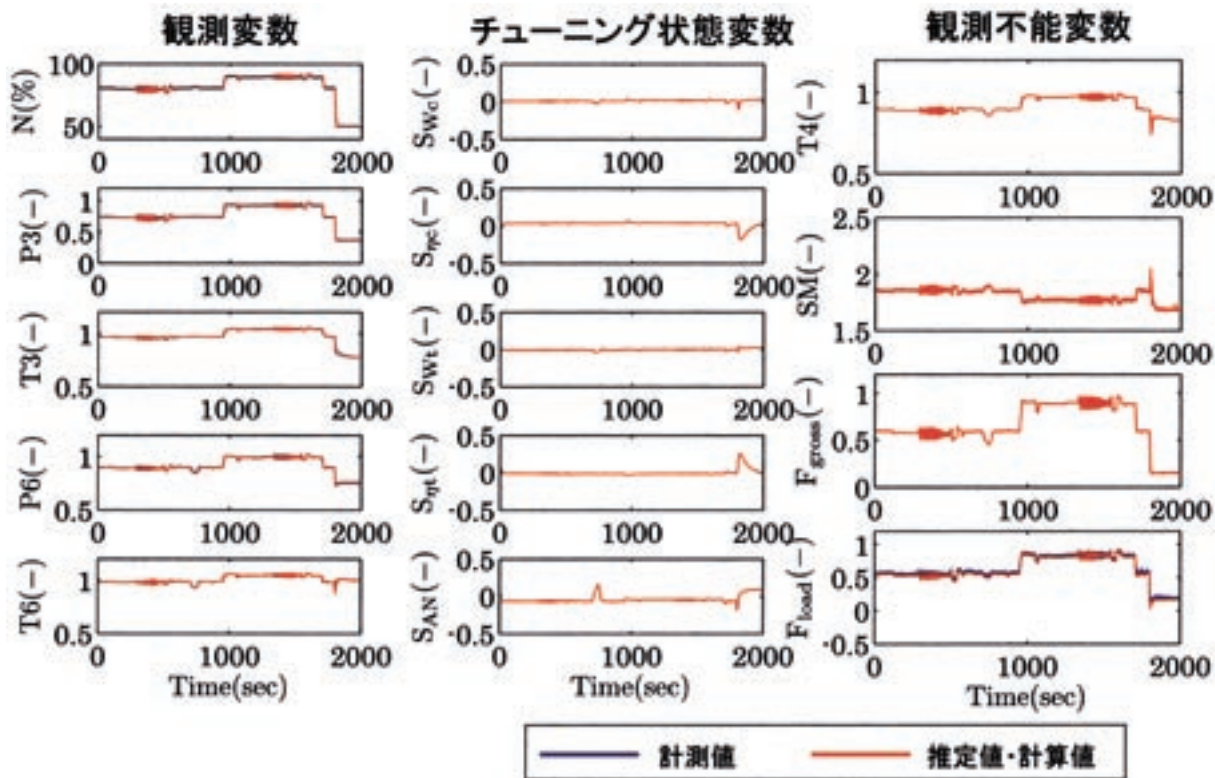


図5.1.5 エンジン性能推定結果：SLS Hot Day (T4-S229)

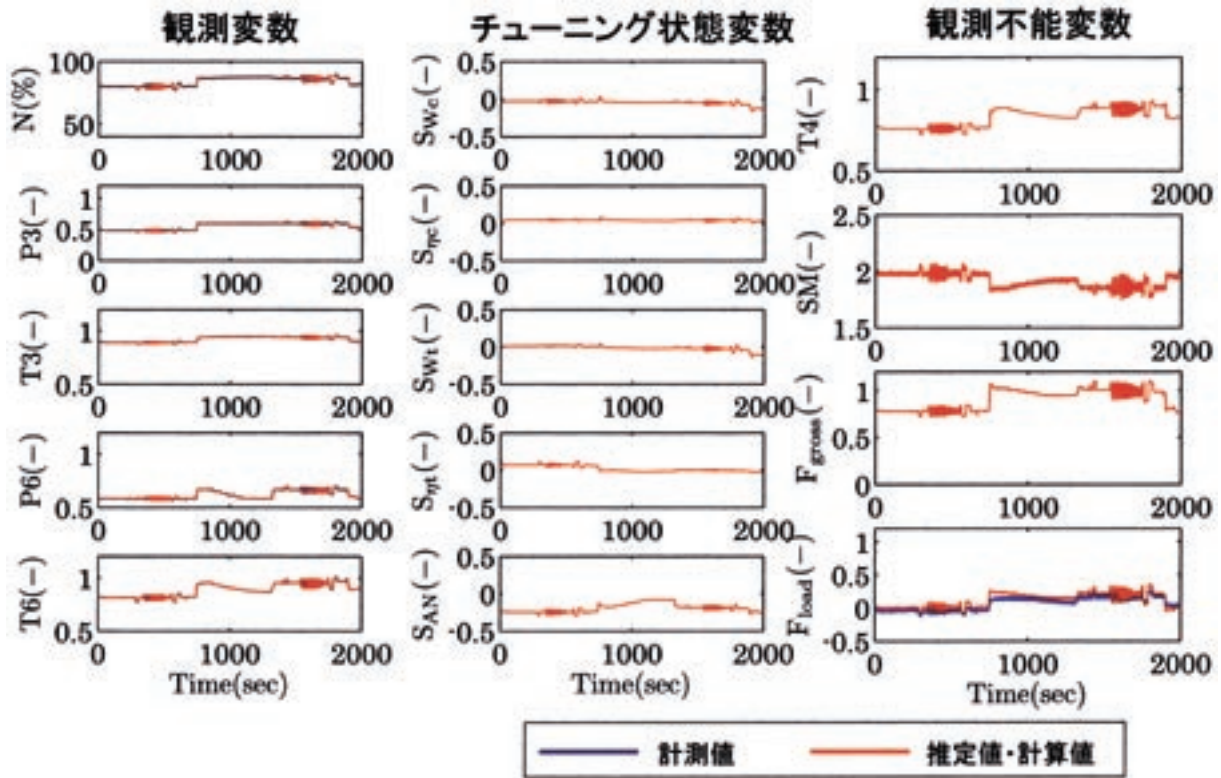


図5.1.6 エンジン性能推定結果：M1.3 (T4-S234)

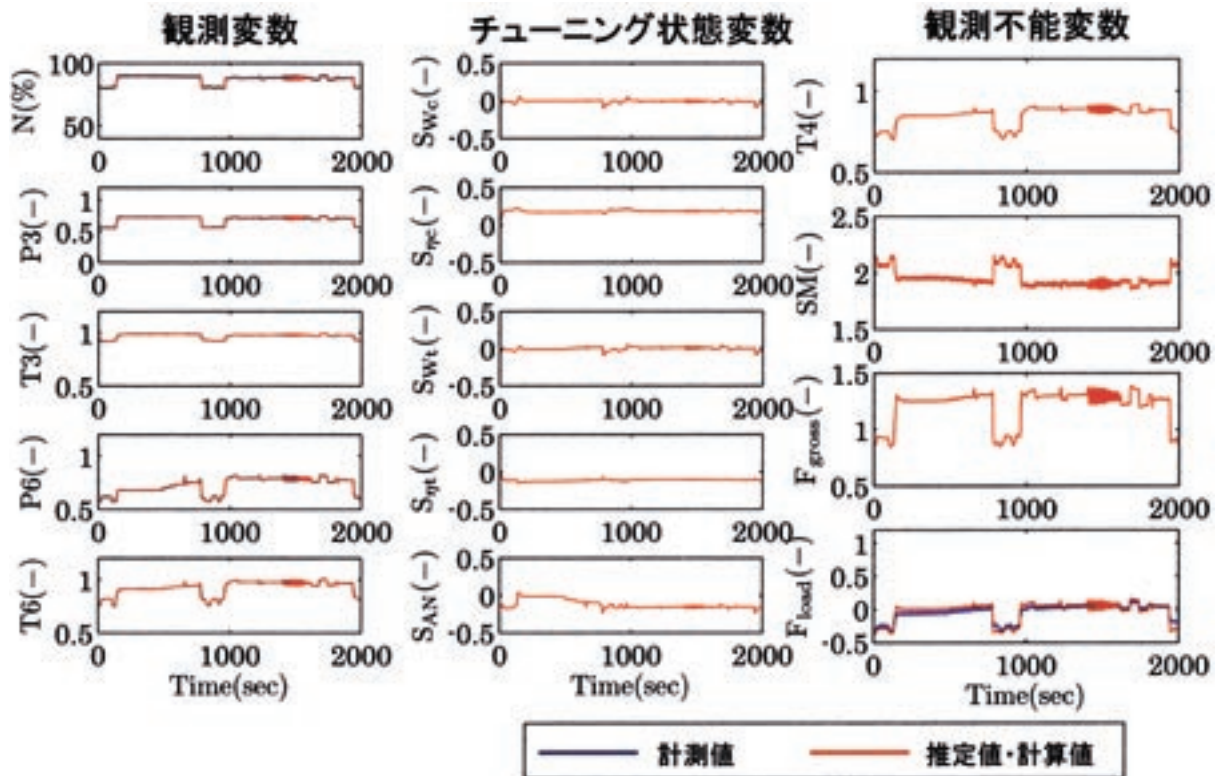


図5.1.7 エンジン性能推定結果：M1.5 36kft (T4-S242)

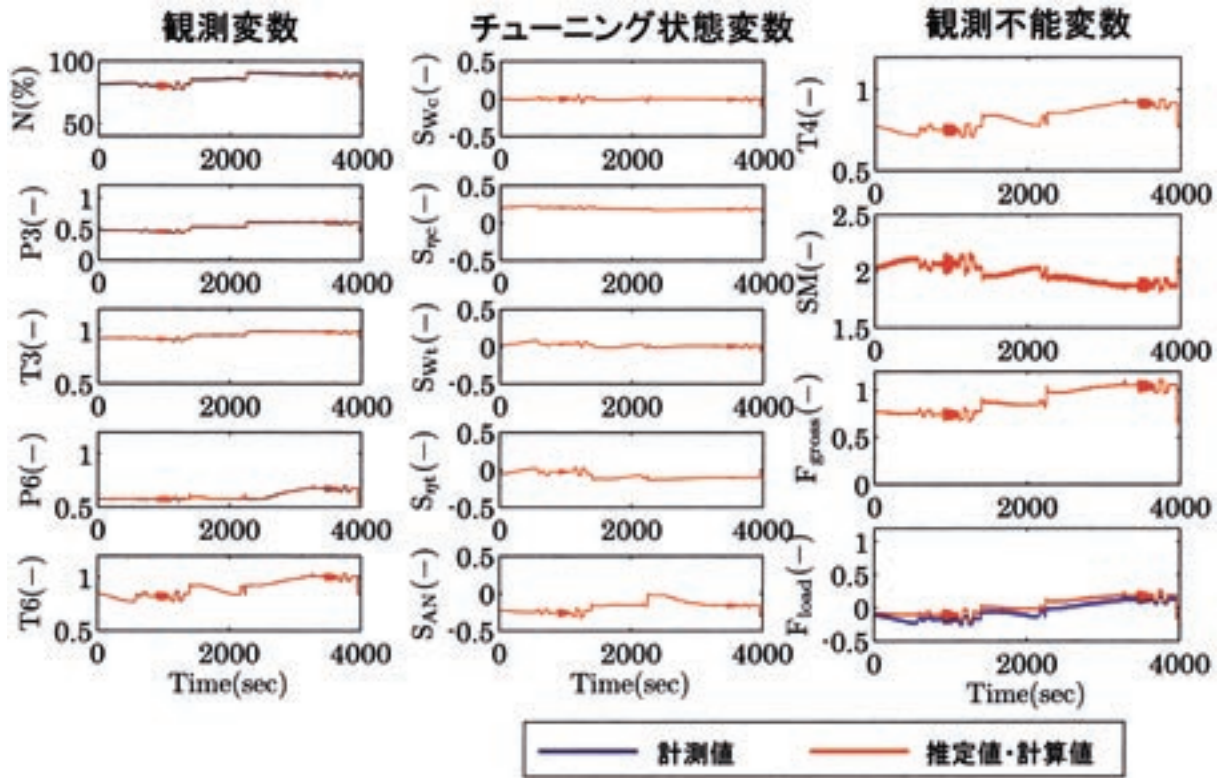


図5.1.8 エンジン性能推定結果：M1.5 40kt (T4-S242)

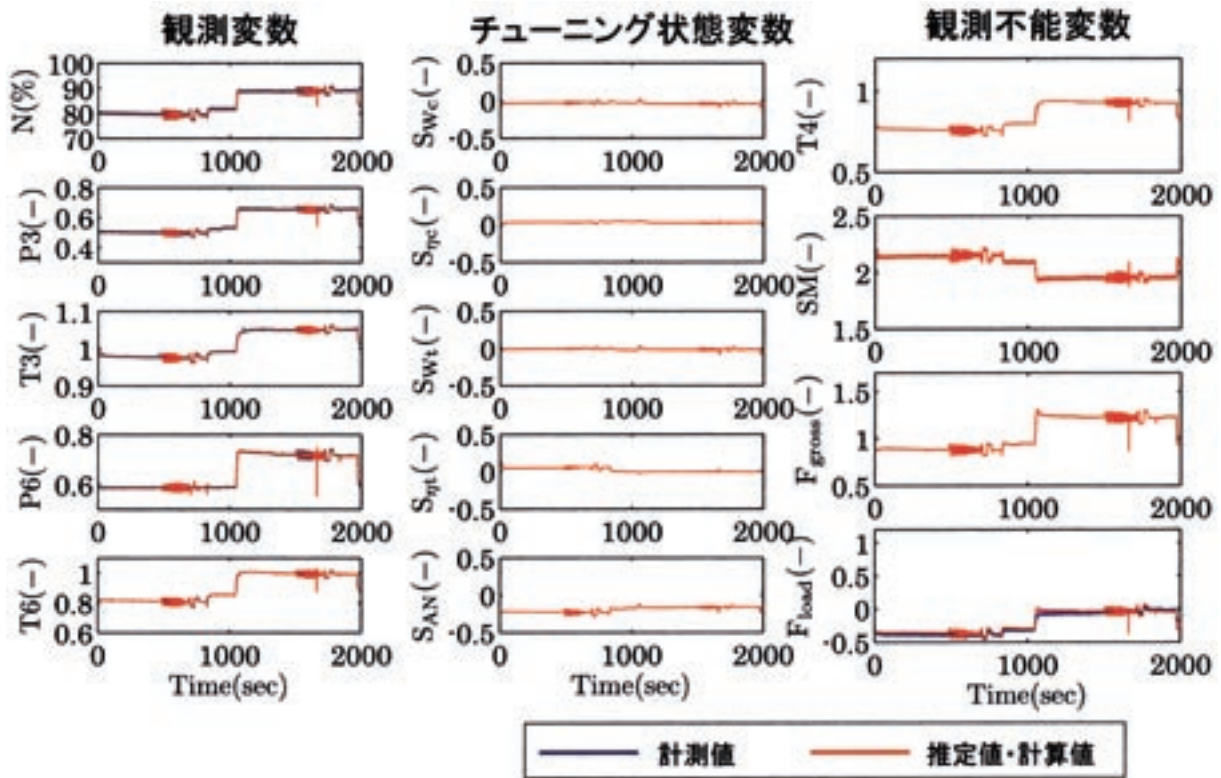


図5.1.9 エンジン性能推定結果：M1.6 40kt (T4-S233)

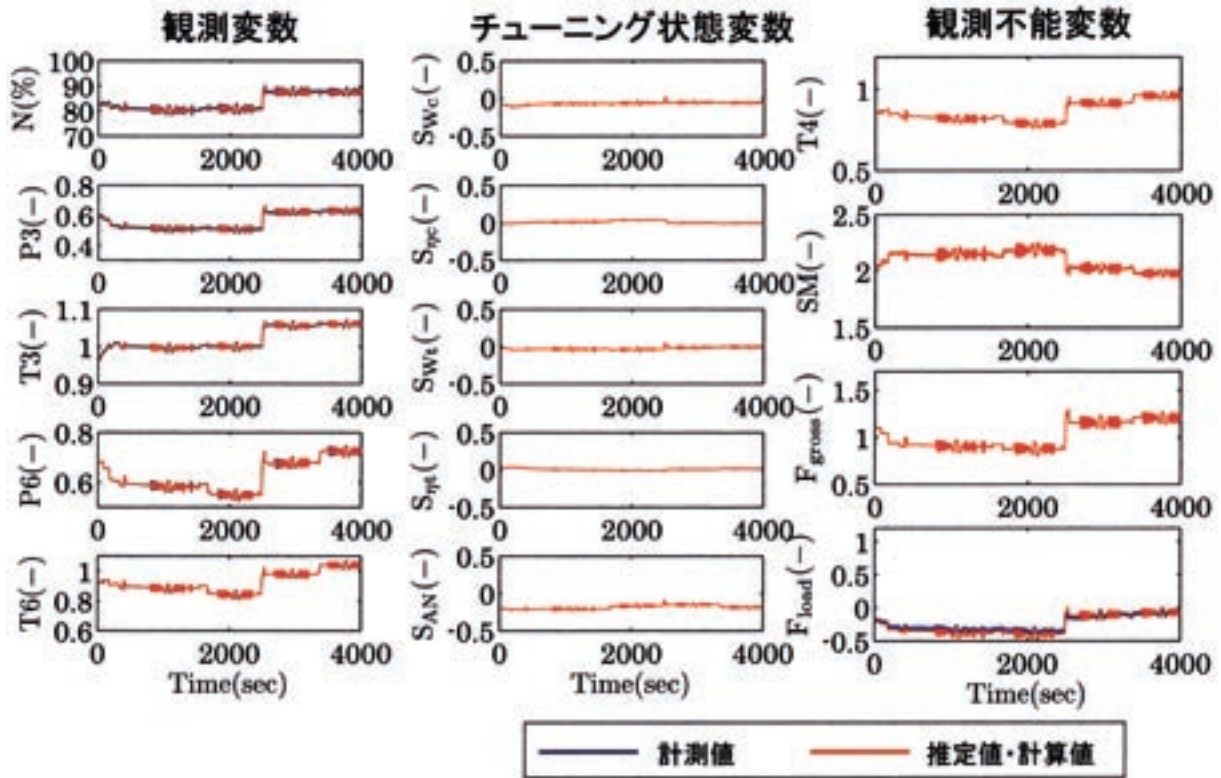


図5.1.10 エンジン性能推定結果：M1.6 40kft (T1-S218)

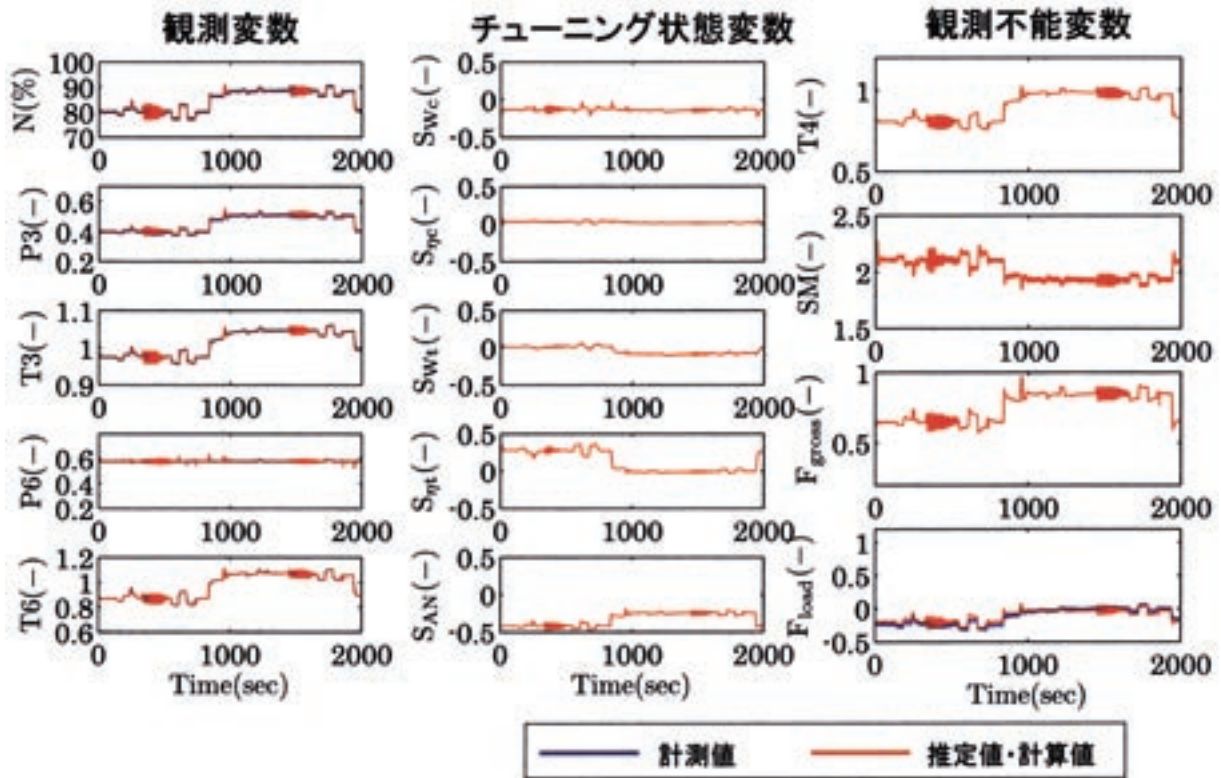


図5.1.11 エンジン性能推定結果：M1.6 45kft (T4-S239)

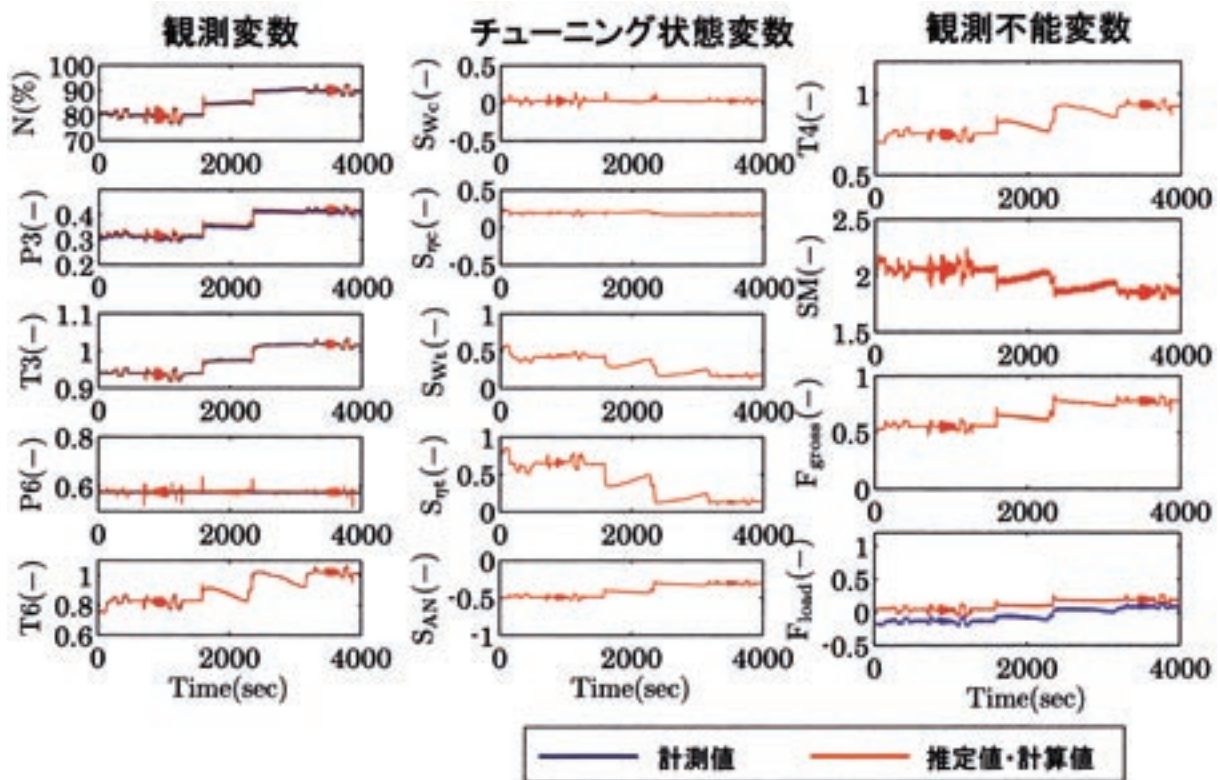


図5.1.12 エンジン性能推定結果：M1.6 50kft (T4-S241)

圧力 (P6) も正確に計測できている。約1,665から3,375 secまで可変排気ノズルを40度開いており、タービン出口圧力 (P6) が同じ回転数で比べると下がっている。チューニング状態変数のノズル面積パラメータ (s_{An}) の推定結果も同時間に値がやや増えており、可変排気ノズルを開いている事実と同じ傾向を示していることを確認している。ロードセル推力 (F_{load}) 推定については可変排気ノズルの操作があったにもかかわらず全体的によく一致している。

図5.1.11は4号機による飛行速度M1.6、飛行高度45kftでの試験 (T4-S239) 結果を示す。本試験ではタービン出口圧力 (P6) センサが完全に計測下限リミットにぶつかって計測結果がほぼフラットになっている。しかしロードセル推力 (F_{load}) の推定は比較的良好にできている。

図5.1.12は4号機による飛行速度M1.6、飛行高度50kftでの試験 (T4-S241) 結果を示す。この試験条件でもタービン出口圧力 (P6) センサが完全に計測下限リミットとなり、計測結果がフラットとなっている。この試験条件ではロードセル推力 (F_{load}) 計測値と推定値のずれが大きくなっている。

これまでの試験結果を見て、以下のことが言える。まず全体的には性能推定がおおよそうまくできている。センサ計測に不良がある場合、推定精度が悪化する傾向

がある。

5.2 4センサ入力による推定

1軸ターボジェットエンジン4号機を用いたATF試験ではタービン出口圧力 (P6) センサの選定ミスにより、正確な計測ができないケースが発生した。ここでは、タービン出口圧力 (P6) センサを使わない、4センサ入力による推定を行なって結果を比較してみる。5センサ入力で設計したCGEKFをなるべくそのまま使うために以下のようにタービン出口圧力 (P6) を与え、推定値 (\hat{P}_6) と計測値の誤差がないものとして扱う。

$$P_6 = \hat{P}_6 \quad (15)$$

このときの推定値 (\hat{P}_6) はCGEKFのいわば出たなりであるが、(15) 式によりP6がCGEKFの他のパラメータの推定に影響を与えることはない。

図5.2.1は飛行速度M1.6、飛行高度40kftでの試験 (T4-S233) の試験データを使って、CGEKFの観測変数を、タービン出口圧力 (P6) を外して合計4個のセンサ入力による推定を行なった結果である。図5.1.9と比較してタービン出口圧力 (P6) はCGEKFの推定から外したため大きくずれているが、ロードセル推力 (F_{load}) についてはよく推定できている。

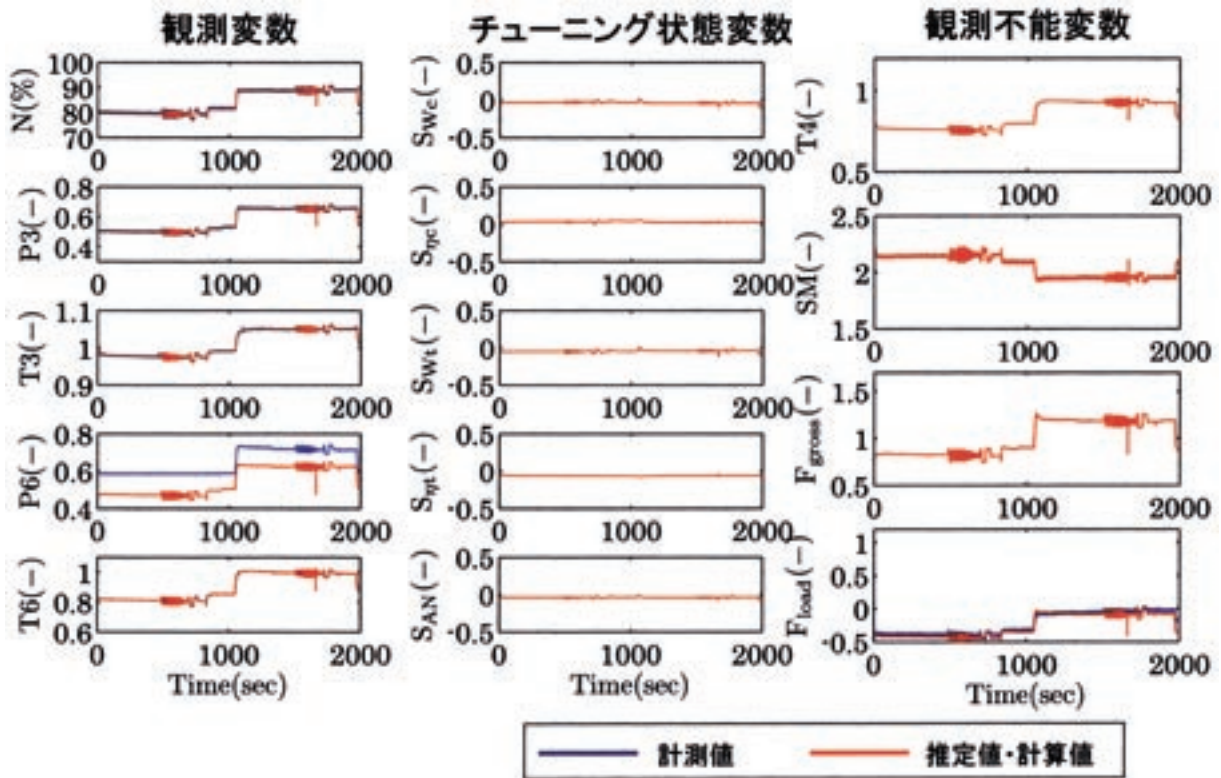


図5.2.1 4センサ入力による推定結果：M1.6 40kft (T4-S233)

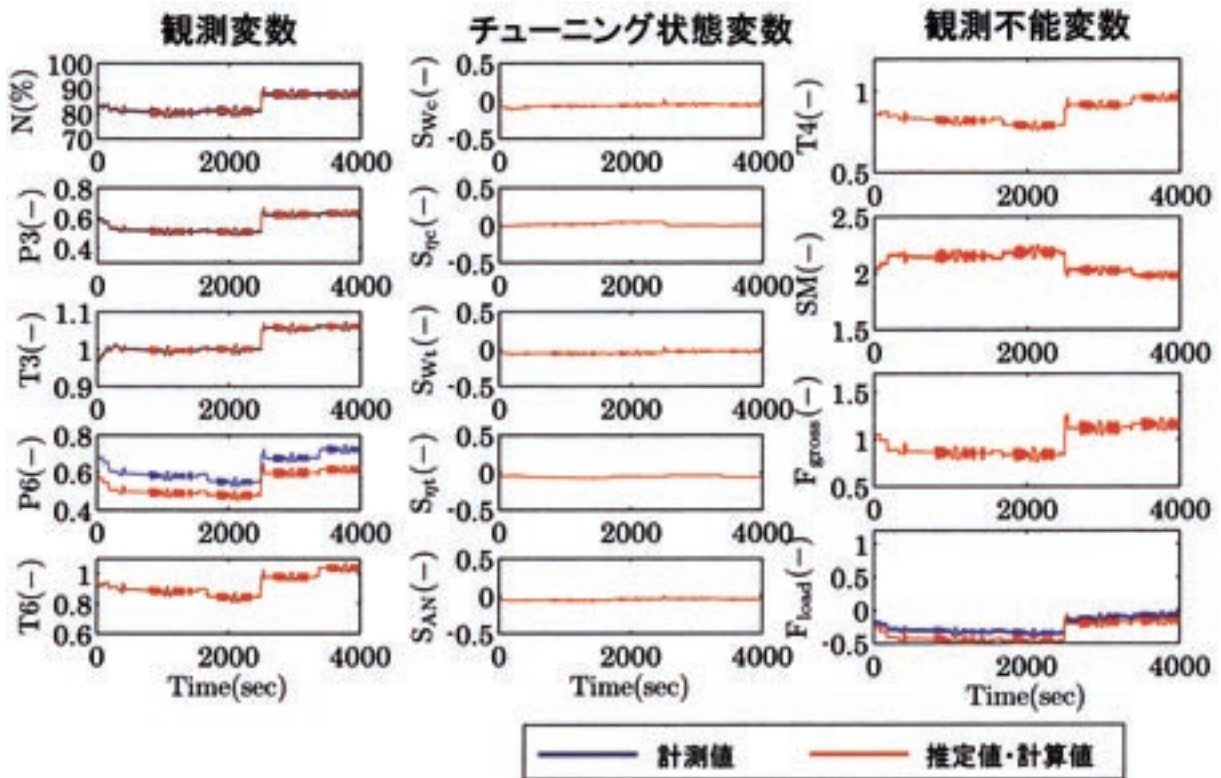


図5.2.2 4センサ入力による推定結果：M1.6 40kft (T1-S218)

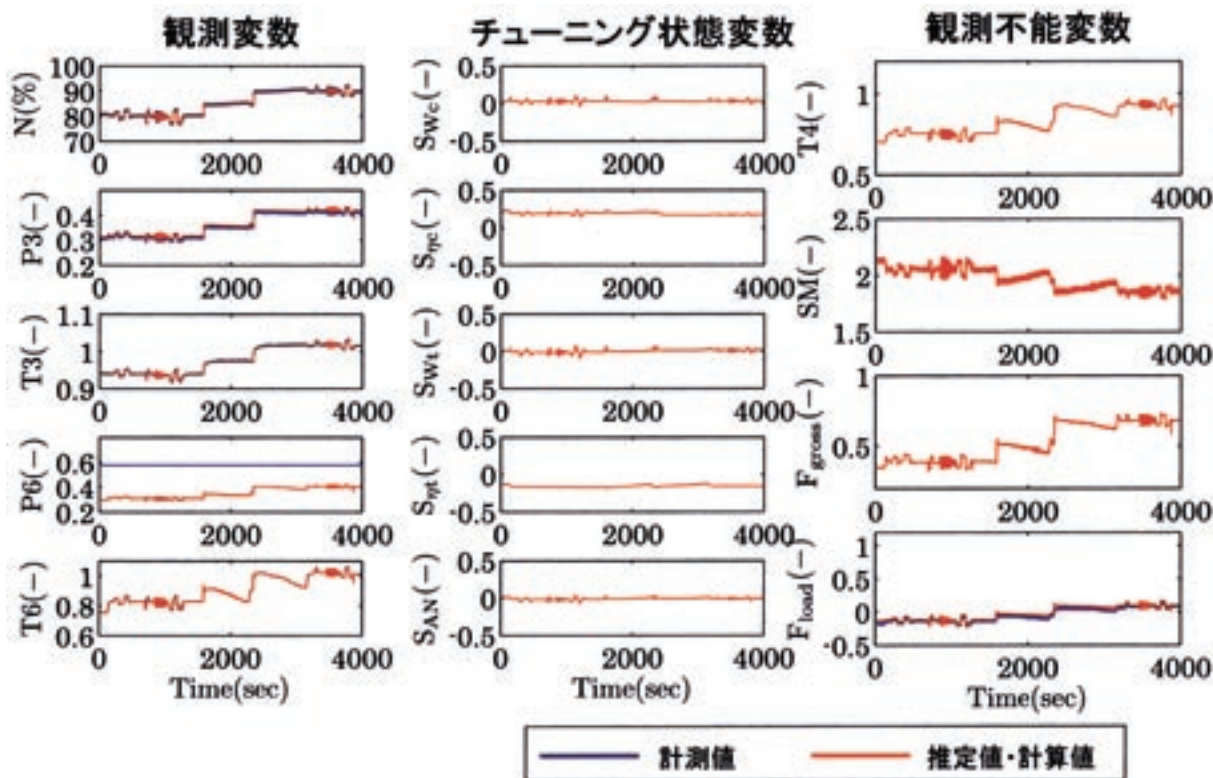


図5.2.3 4センサ入力による推定結果：M1.6 50kft (T4-S241)

図5.2.2は飛行速度M1.6、飛行高度40kftでのT1-S218の試験データを使って、CGEKFの観測変数を4センサ入力で推定を行なった結果である。この試験ケースではタービン出口圧力(P6)センサはレンジの広いものをしているため、計測値は信頼できる。図5.1.10に比較してP6はCGEKFの推定から外したため大きくずれており、可変排気ノズルの変化によるタービン出口圧力の変化やノズル面積パラメータ(s_{An})の変化も顕著には見られなかった。しかしロードセル推力については80%Nで推定精度が悪化しているものの、推定不能には陥らず、安定して推定を行なうことができた。

図5.2.3は飛行速度M1.6、飛行高度50kftでのT4-S241のデータを使用した4センサ入力での推定結果を示す。タービン出口圧力(P6)の計測不良を含む5センサ入力による推定結果を示す図5.1.12と比較して、ロードセル推力(F_{load})の推定精度が著しく向上している。

以上の結果により、以下のことが言える。5センサ入力で設計したCGEKFでも4センサ入力で使用しても安定な出力を得ることができる場合もある。またセンサ計測不良が顕著なとき、そのセンサ入力を切り捨てることにより、推定精度を向上できる場合もある。

5.3 CGEKFの動的推定に及ぼすモデルの影響

CGEKFの推定では、動的な精度は保障されていないため、エンジンの回転数が大きく変化するような場合には、チューニング状態変数も大きく変動する傾向がある。図5.3.1は4号機によるSLS試験(T4-S225)データを用いてCGEKFの推定の動的な挙動に及ぼす温度センサの時定数(tc)の影響を比較したものである。エンジン回転数を80%Nから50%Nへ下げたとき、観測変数のうち圧力に関する変数(P3およびP6)については時定数を変化させても推定精度にほとんど影響はないが、温度に関する変数(T3およびT6)については時定数が比較的大きい場合に推定精度が向上していることが分かる。またチューニング状態変数について、タービン流量パラメータ(s_{wt})以外は時定数が比較的大きいほうが変動値は概ね小さめになっている。これはCGEKFに今回使用した非線形ダイナミックシミュレーションプログラムにはロータ等の機械的ダイナミクスおよび作動流体の熱力学的ダイナミクスは組み込まれているのに対して、熱伝導・熱容量などの応答の比較的遅いダイナミクスを組み込んでいないことに起因すると思われる。つまり、実際の熱電対の時定数は1秒弱程度と思われるが、もっと時定数を大きくすることによって温度的にはあたかも熱伝導等のダイナミクスを近似するため動的な推定精度が向上するものと考えられる。

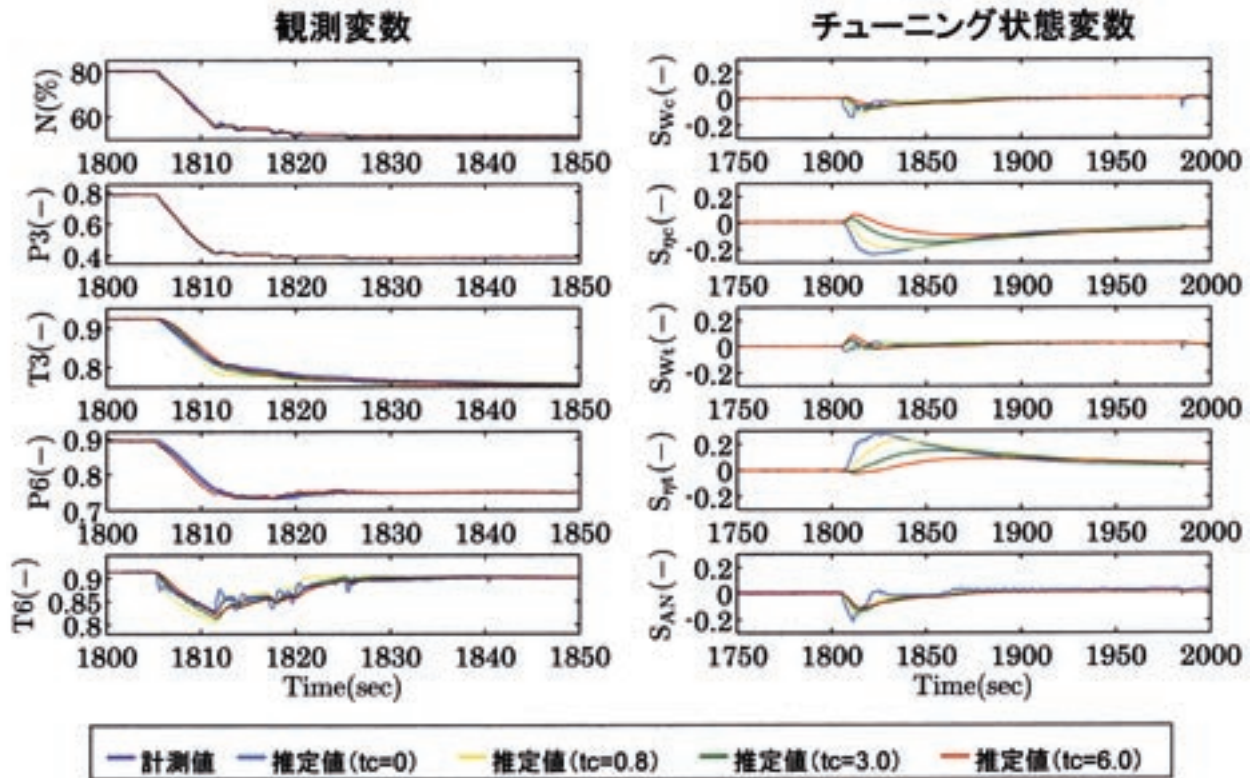


図5.3.1 エンジン性能推定結果：SLS (T4-S225)

6. まとめ

1軸ターボジェットエンジンの非線形ダイナミックシミュレーションプログラムを基にした一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF) を構築した。このフィルタを用いて実機エンジンのSLSからM1.6・高度50kftまでの模擬飛行状態での性能推定試験を実施した。推力の推定値について概ね計測値と一致していることを確認した。観測変数5個でチューニング状態変数5個の条件で設計したCGEKFでも、推定精度が多少悪化するが観測変数4個でチューニング状態変数5個でも性能推定が可能な場合があることを示した。

7. あとがき

本研究はJAXA・環境適応エンジンチームが進めているクリーンエンジンプロジェクト (TechCLEAN) の一環として総合技術研究本部・航空エンジン技術開発センターが実施しているものですが、エンジン運転試験にあたり、ご支援いただいた株式会社IHI、株式会社アイ・エヌ・シー・エンジニアリング、エンジン制御システムのハードウェアを製作したバロン電子株式会社の関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

8. 参考文献

- 1) Urban, L.A. and Volponi, A.J., "Mathematical Methods of Relative Engine Performance Diagnostics", SAE 922048, 1992.
- 2) Doel, D.L., "TEMPER - A Gas-Path Analysis Tool for Commercial jet Engines", ASME 92-GT-315, 1992.
- 3) Doel, D.L., "An Assessment of Weighted Least Squares Based Gas Path Analysis", Transaction of ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.116, April 1994, pp366-373, 1994.
- 4) Volponi, A.J., "Sensor Error Compensation in Engine Performance Diagnostics", ASME 94-GT-58, 1994.
- 5) Luppold, R.H., Roman, J.R., Gallops, G.W. and Kerr, L.J., "Estimating In-Flight Engine Performance Variations Using Kalman Filter Concepts", AIAA 89-2584, 1989.
- 6) Nobbs, S.G., Jacobs, S.W. and Donahue, D.J., "Development of the Full-Envelope Performance Seeking Control Algorithm", AIAA 92-3748, 1992.
- 7) Adibhatla, S., Johnson, K.L., "Evaluation of a Nonlinear PSC Algorithm on a Variable Cycle Engine", AIAA 93-2077, 1993.

- 8) Adibhatla, S., Gastineau, Z., "Tracking Filter Selection and Control Mode Selection for Model Based Control", AIAA 94-3204, 1994.
- 9) Orme, J.S. and Conners, T.R., "Supersonic Flight Test Results of a Performance Seeking Control Algorithm on a NASA F-15 Aircraft", AIAA 94-3210, 1994.
- 10) Orme, J.S. and Schkolnik, G.S., "Flight Assessment of the Onboard Propulsion System Model for the Performance Seeking Control Algorithm on an F-15 Aircraft", AIAA 95-2361, 1995.
- 11) Merrill, W.C., "Sensor failure Detection for jet Engines Using Analytical Redundancy", Journal of Guidance, Vol.8, No.6, Nov-Dec, pp673-682, 1985.
- 12) Merrill, W.C. and DeLaat, J.C., "A Real-Time Simulation Evaluation of an Advanced Detection, Isolation, and Accommodation Algorithm for Sensor Failures in Turbine Engines", Proceeding of 1986 American Control Conference, pp162-169, 1986.
- 13) Merrill, W.C., DeLaat, J.C. and Bruton, W.M., "Advanced Detection, Isolation, and Accommodation of Sensor Failures - Real-Time Evaluation", Journal of Guidance, Vol.11, No.6, Nov-Dec, pp517-526, 1988.
- 14) Lunderstadt, R., "Gas Path Modeling, Diagnosis and Sensor Fault Detection", AFARD CP-448, No.34, 1988.
- 15) 杉山：ガスタービンのオンライン・システム同定について，第23回ガスタービン定期講演会，A-4（1995）pp.29-34。
- 16) 杉山：ジェットエンジンのシステム同定，第25回ガスタービン定期講演会，C-1（1997）pp.141-146。
- 17) Sugiyama, N., "Generalized High Speed Dynamic Simulation of Gas Turbine Engines", ASME paper 90-GT-270, 1990.
- 18) España, M.D., "On the Estimation Algorithm for Adaptive Performance Optimization of Turbofan Engines", AIAA 93-1823, 1993.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-044

発行 平成20年2月29日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

©2008 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

