



ロケットエンジン設計解析技術 - 現在と未来 -

(東京大学・JAXA社会連携講座シンポジウム)

N/C 2010.09.28

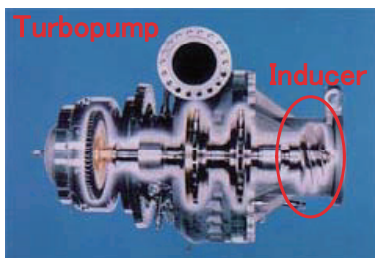
株式会社 IHI

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

1. はじめに



- 今日のロケットエンジン設計解析技術の向上は、ロケット開発の成功と信頼性の高い運用に寄与している。一方で今後に残された課題も少なくない。
 - ロケットエンジン特有の極低温や超高压の環境における現象理解の不足
 - 高負荷と短寿命等の特殊な使用条件
 - 限られたリソースでの開発過程を経てきたことによる少ない検証データ
- 本発表では、IHIグループのロケットエンジン関連の設計解析技術の現状とともに、将来の展望について紹介する：
 - システム技術(エンジン動特性シミュレータ)
 - 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析、燃焼チャンバー伝熱モデル)



LE-7A FTPターボポンプ



5cond stage main (LE 5B) LOX/LH₂ turbopump

LE-5B ターボポンプ

1. はじめに

IHI
JGM1-100339

・IHIグループは、GXロケット開発などを通じてエンジンシステム全体の設計技術(サイクル計算, 熱制御設計, 構造設計その他)を獲得した(図1)。その結果, GXロケット開発においては, 世界で初めて実機レベル10ton級LNGエンジンの長秒時連続燃焼3回(500秒2回, 600秒1回)を含む累積試験秒時約2,200秒を達成した



エンジン燃焼試験(IHIロケット試験センター)



LOX-LNGエンジン(10ton級)

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

2

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

IHI
JGM1-100339

・RVTエンジンの開発・試験を効率的に進めるため、広範囲なエンジン運転条件で動特性を評価できるシミュレータを構築した。

限られたリソースを最大限に生かすため

高速運転・広範囲運転に対応するため

動特性を評価できるシミュレータが構築されてきた
短時間に効率良く、広範なエンジン性能を予測あるいは評価できるようになっている。

実験の回数を重ねるごとに入力データの質的な見直しが行われシミュレーション結果の精度向上が図られている。



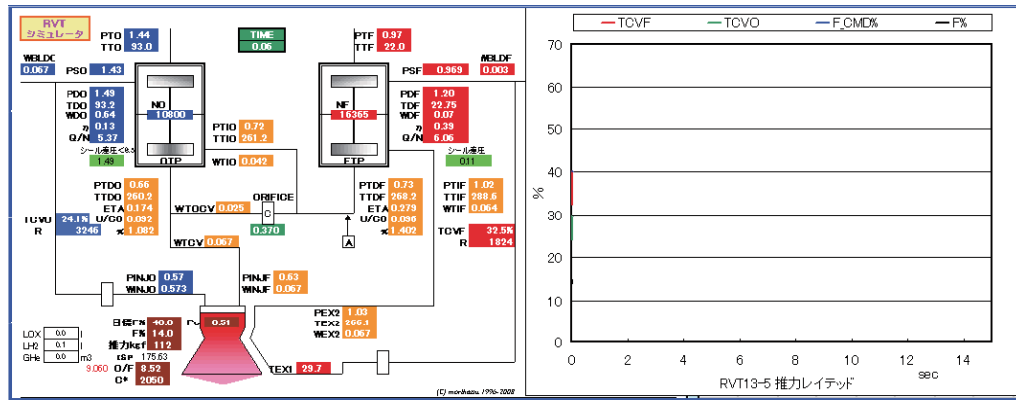
8 kN級ターボポンプ式エンジン (RVT-13)

エンジン試験において高速応答能力とディープスロットリング能力を実証

IHI000001-003 Copyright © 2010 IHI Corporation All Rights Reserved.

3

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)



シミュレーション例

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)



エンジンの各コンポーネント特性をなるべく簡素化した形で取り込み、必要にして十分な確度で迅速に性能を評価できるようにしている。

・システム方程式

内部で取り扱われる変数をすべて集めて一つのベクトル(状態変数ベクトル X_n)と見なし、過去のベクトルから ΔT だけ未来の状態 X_{n+1} を予測する。

X_n は次に示すように約100の変数からなる。

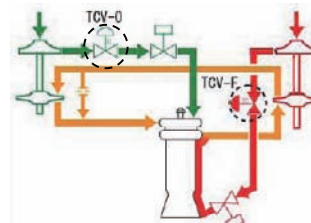
圧力 : P0~P30, 温度 : T0~T30

流量 : w0~w30, 回転数, フラグ類, 安定性指標他: x0~x10

制御ベクトル U_n として、推力制御弁コマンド(TCV-O, TCV-F)を対応させている。

$$X_n, U_n \xrightarrow{\Delta T} X_{n+1}$$

$$X_{n+1} = f(X_n, U_n)$$



エンジンシステム構成(RVT)

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)



・力学的バランス方程式
タービンとポンプのパワーバランスと、流体の連続性を基本支配式としている。

$$Tr_{turb} d\theta + I_{xx} \ddot{\theta} d\theta + \frac{\Delta h}{\eta_p} dm = \eta_t \Delta H_t dt \quad (\text{パワーバランス})$$

タービン発生パワー、ポンプ消費パワー、摩擦損失、角運動量変化

$$\Delta P = \frac{l}{A} \frac{d\dot{m}}{dt} + \frac{R}{\rho} \dot{m}^2 + \frac{1}{C} \int d\dot{m} \quad (\text{流体連続性})$$

圧損に対応する流量に液柱慣性や圧縮性から決まる遅れが重なる

以上に加えて燃焼器流入量とスロート通過量をバランスさせている。

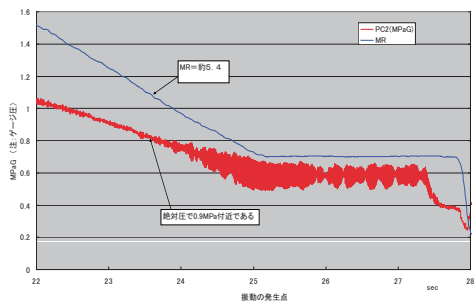
$$\dot{m}_{ENG} = \dot{m}_{LOX} + \dot{m}_{LH_2}$$

2. システム技術(エンジン動特性シミュレータ)

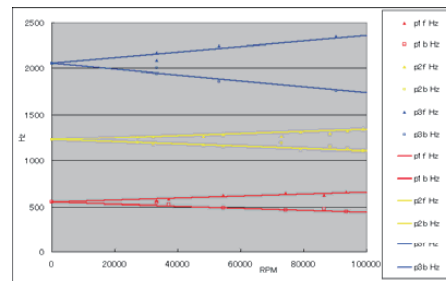


・工学的制約

本シミュレータではこれまでの試験実績から、チャギング・ロータ危険速度・FTPストール等に関して随時評価を行い不安定化しないように圧力配分や推力制御弁開度を調節している。



強制チャギング発生試験例



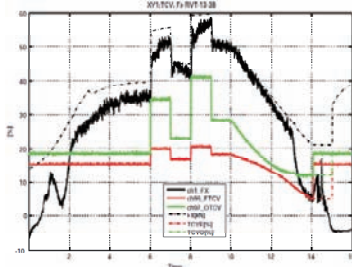
ロータ固有値実測例

不安定化限界を知った上で、そこを避けるような運転となるようにエンジンシステムはマニユバされている

2. システム技術(エンジン動的シミュレータ)

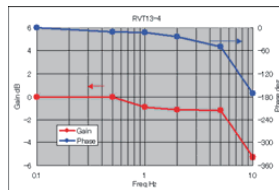
IHI
JGM1-100339

サイトデータの例

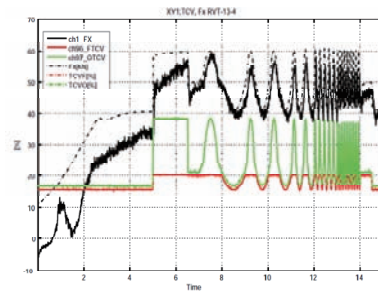


シミュレータに対する要求どおり、変化の大きな現象も予測されている

RVT-13-3B: ステップ&ディープスロットル



(Gain&Phase)



RVT-13-4: 周波数応答試験(0.5Hz~1Hz~2Hz~5Hz~10Hz)

3. 1 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析)

IHI
JGM1-100339

- ・ 低マッハ数近似のNS方程式
- ・ 乱流モデルはDESを適用
- ・ 高精度の数値計算法
 - コロケート格子に対するFractional Step法
 - 対流項: 3次精度風上差分
 - 粘性項: 4次精度中心差分
 - 時間積分: 2次精度Adams-Bashforth法
 - 圧力: 2次精度中心差分
- ・ 均質媒体キャビテーションモデル(湧出し-消滅) →
- ・ 構造格子
- ・ 1翼間当り約110万点



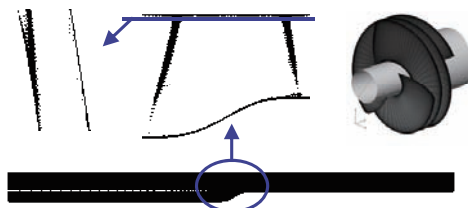
キャビテーション発生状況(水試験)

$$\frac{Df_L}{Dt} = [C_g(1-f_L) + C_l f_L](p - p_v)$$

f_L : Volume fraction

p_v : Vapor pressure

C_g, C_l : Constants

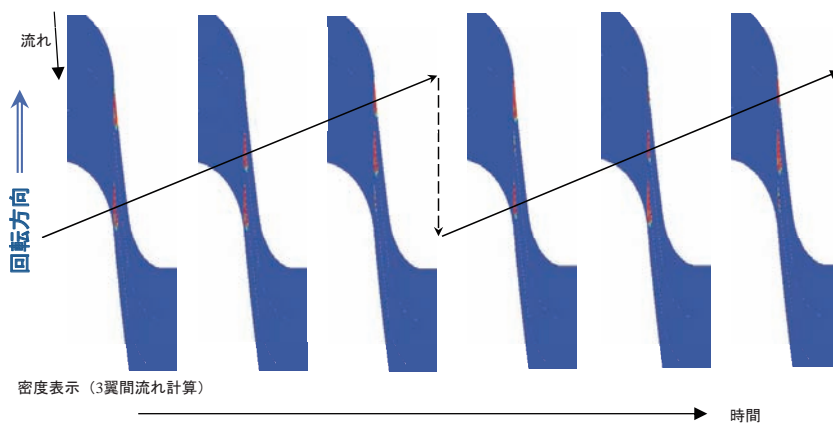


インデューサ解析格子例

3.1 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析)

IHI
JGM1-100339

(旋回キャビテーションの再現)



- ・ 非対称なキャビテーション(R.C.)が翼を移っていくように変動している。

3.1 要素技術(非定常キャビテーション流れ解析)

IHI
JGM1-100339

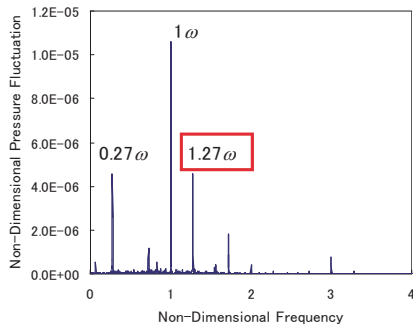
(旋回キャビテーションの再現)



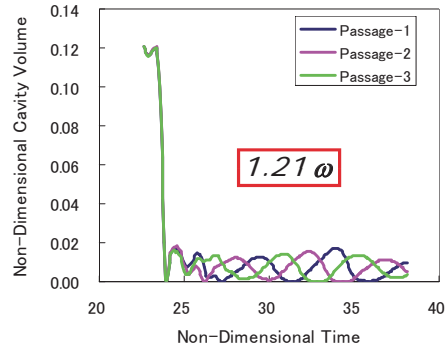
- ・ 3D数値計算にて、インデューサ内の旋回キャビテーションが現れた。

3.1 要素技術(非定常キャビテーション流れ)

IHI
JGM1-100339



Measurement



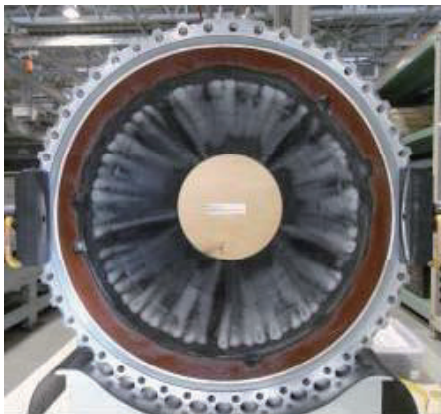
CFD

- ・ 数値計算と実験の巡回キャビテーションの周波数は比較的良く一致している。

3.2 要素技術(燃焼チャンバー伝熱モデル)

IHI
JGM1-100339

エンジン燃焼試験後に伝熱モデルの検証を行なった。



From Upstream



From Downstream

燃焼試験後
(Combustion time 600sec)

IHI AeroSpace

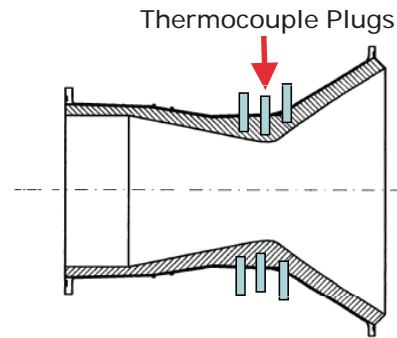
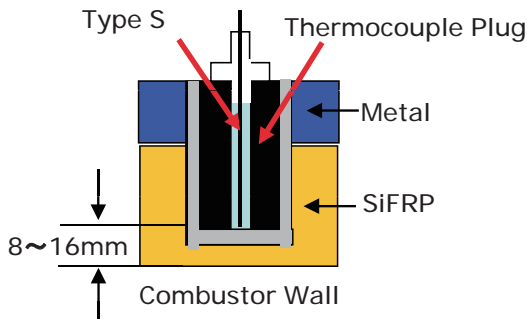
出典: FULL DURATION FIRING TEST RESULTS OF
100KN LOX/LNG ENGINE, SP2010 1843646, 2010

3. 2 要素技術(燃焼チャンバー伝熱モデル)



エンジン試験において検証に必要なデータを取得した

- ・ 地上燃焼試験時には、スロート近傍の内表面から8、12、16mmの3カ所にS型熱電対を挿入し、温度計測を実施した。
- ・ 実際の熱電挿入深さは、燃試後の燃焼室切断調査時にX線計測で確認した。

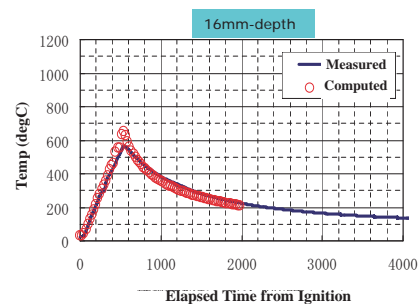
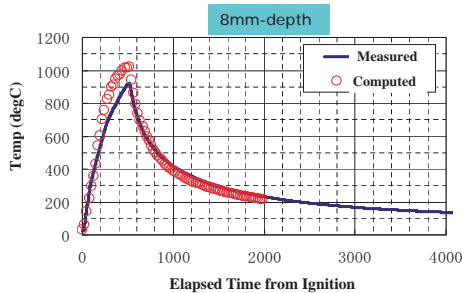
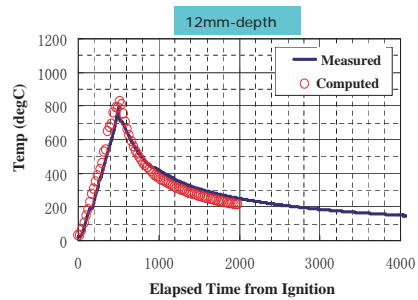
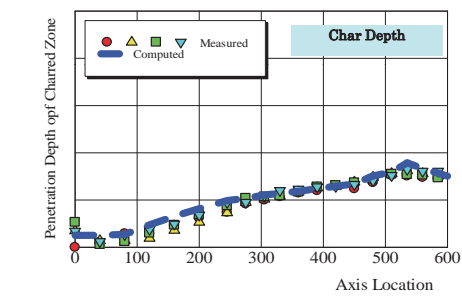


出典: Thermal Issues in the Design of Ablative Combustion Chamber of Liquid Rocket Engines, AJCPP2010 0104, 2010

3. 2 要素技術(燃焼チャンバー伝熱モデル)



計算結果は試験結果と良く一致している。



出典: Thermal Issues in the Design of Ablative Combustion Chamber of Liquid Rocket Engines, AJCPP2010 0104, 2010

4. 将来への展望



IHIではロケットエンジンの設計作業に統合的設計管理手法 (IHI - TDM) の適用を広げつつある。

IHI-TDM: IHI Total Design Management

実用性と設計透明性を確保しながら、
多目的トレードオフ設計・ロバスト設計を含めた諸処の設計手法
とリスク管理手法の統合を目指した体系的な設計管理手法



設計の前提として実用的で精度の高い数学モデルの構築が必要であり、数学モデルの精度を向上するために解析技術の向上が求められている。また、リスク管理の面から解析誤差を把握する事が重要となる。

4. 将来への展望



IHI-TDMの特徴はセットベース・デザインとモデル・ベースド・リスクマネージメントの2本立てで、設計とリスク管理を統合化したことにある。

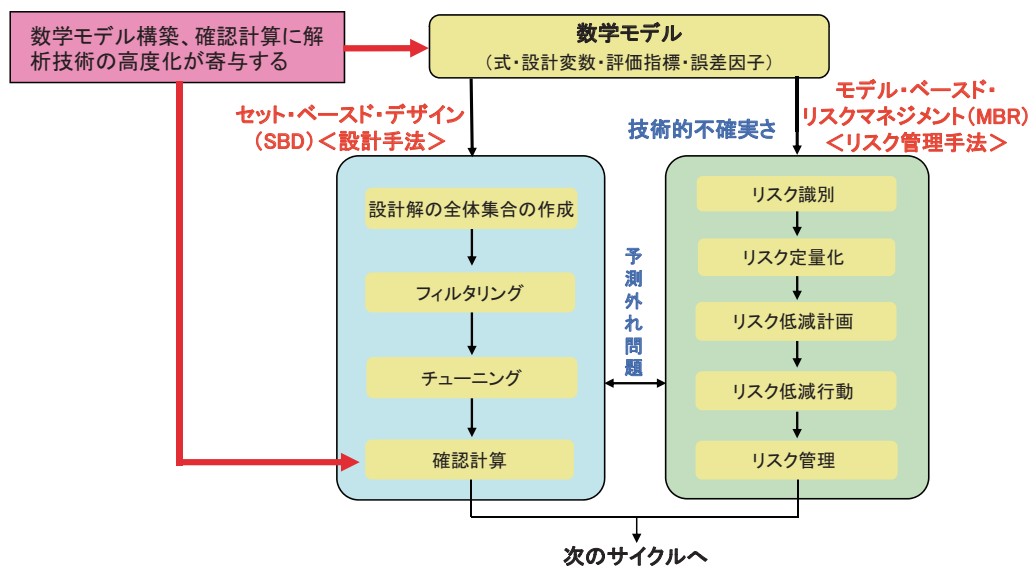
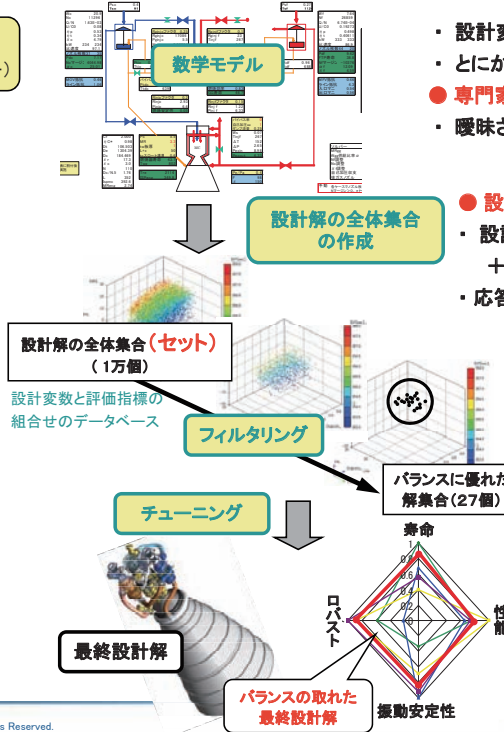
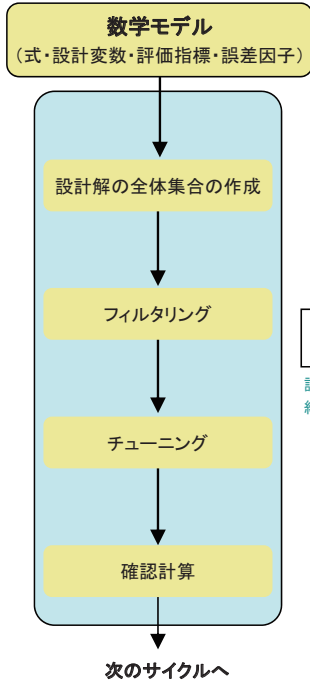


図 統合的設計管理手法 (TDM) 概観

4. 将来への展望 (IHI-TDM)

● はレビューポイント

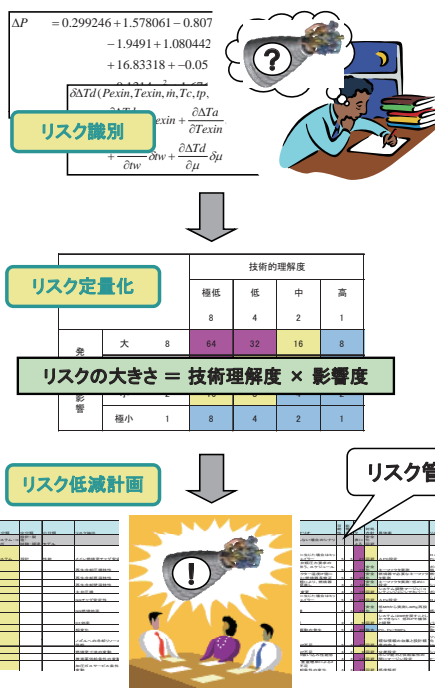
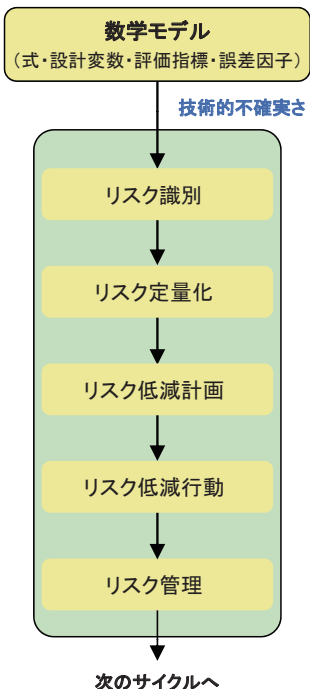
IHI
JGM1-100339



- 設計変数を評価指標に変換する数式全般
- とにかく作る。y=ax+b でもよい。
- 専門家の技術を取り入れる
- 曖昧さは、リスクに登録
- 設計変数(と誤差因子)の範囲を設定
- 設計変数に一律乱数を入力 + モンテカルロシミュレーション
- 応答曲面利用可
- 要求条件・制約条件に基づいて、設計者と顧客がフィルタリング条件を設定
- 残った設計解から、設計者がチューニング
- 確認計算(再現性確認) 結果をレビュー

4. 将来への展望 (IHI-TDM)

IHI
JGM1-100339



- 数学モデルの式・係数の曖昧さを設計者が、リスク識別・登録
- リスクの大きさを、技術理解度 × 影響度で定量化
- 納入までに、リスクが許容レベル以下となるような低減計画を、プロジェクト全体で立案。
- 追加試験提案の根拠になる。

4. 将来への展望



- ・ IHIにおけるロケットエンジンの設計は、IHI-TDMの適用が主流となりつつあり、今後ますます適用範囲を拡げて行く方向である。
- ・ TDMにおいては数学モデル構築のための多数の設計解計算が必要であり、計算負荷は小さく高精度な解析手法が望ましいことは言うまでもないがリスク管理のためには誤差範囲が既知であることも重要である。
- ・ 今後の数値解析技術開発においては、高精度化とともに適用範囲の拡大と誤差範囲の把握が望まれる。