

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成25年6月21日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2010～2012

課題番号：22560100

 研究課題名（和文） 極限マルチフィジクス環境における液体ロケットエンジンの
破損メカニズムの解明

 研究課題名（英文） Failure Mechanism of Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine
under Severe Multi-Physics Conditions

研究代表者 山西 伸宏 (YAMANISHI NOBUHIRO)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・情報・計算工学センター・研究員

研究者番号：70450715

研究成果の概要（和文）：

液体ロケットエンジンの燃焼室という極限マルチフィジクス環境における構造体の破損メカニズムを解明するために、熱・流体・構造の相互影響を正確に考慮して組合せた総合的な解析手法を構築した。この手法を用いて様々な解析を行った結果、外筒付き上段エンジンの開発中に発生したスロート残留変形を定量的に再現できた。さらにその解析結果を詳細に分析することにより、スロート残留変形のメカニズムおよび支配因子を特定できた。

研究成果の概要（英文）：

In developing liquid rocket engine, life time of combustion chamber is an important design issue. However, it is very difficult to quantitatively predict the life time because complicated multi-physics phenomena occur under severe conditions in the combustion chamber. The LE-X engine is under study in JAXA as the next booster engine. In its research and development, shorter development time, lower cost and higher reliability are sought by using front-loading design approaches. Therefore, it is indispensable to evaluate the life time of the combustion chamber precisely in the early phase of development. In order to improve accuracy in the life prediction, we focus on the interaction between thermo-fluid behaviors and structural responses, and have developed a new analysis procedure, that is, high-fidelity multi-physics coupled simulation. By applying this procedure, we have investigated the mechanisms and the dominant factors of residual deformation occurred in the throat, which was experienced under development of the upper stage engine. It has been revealed that the throat's residual deformation strongly depends on cooling capability in the shutdown process, which is affected by the transient flows of both combustion gas and coolant.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010年度	1,600,000	480,000	2,080,000
2011年度	1,200,000	360,000	1,560,000
2012年度	700,000	210,000	910,000
総計	3,500,000	1,050,000	45,500,000

研究分野：機械工学

科研費の分科・細目：5001 機械材料・材料力学

キーワード：(6) 環境強度

1. 研究開始当初の背景

大型ロケットの主エンジンは、高効率かつ

高推力であることが求められるため、多くの場合に液体燃料が採用される。我が国の基幹

ロケットである H-IIA ロケットも例外ではなく、1/2 段エンジンともに推進剤として液体水素を、酸化剤として液体酸素を用いている。液体ロケットエンジンは、多くの部品から構成され、その内部では極低温冷却、高圧燃焼などの複雑な現象が生じている。中でも、推進剤と酸化剤を燃焼させる燃焼室は、内側で高温・高圧の燃焼ガス（約 3000K、約 40 気圧）を発生させながら、高温環境によって構造体が溶損することを防ぐために、壁に沿って設けられた溝に極低温・高圧状態の冷却剤（約 20K、約 70 気圧）を通して冷却させるという、極限の温度環境にさらされている。さらに、燃焼ガスや冷却剤などの熱流動と構造への伝熱、およびそれに伴う形状の変形挙動が複雑に絡み合うマルチフィジクス環境となっている。このように現象が複雑なため、燃焼室はエンジン構成部品の中で最も構造的に負荷が高く、その寿命はエンジンの成立性を左右する重要な因子であるにも関わらず、寿命予測は非常に困難である。

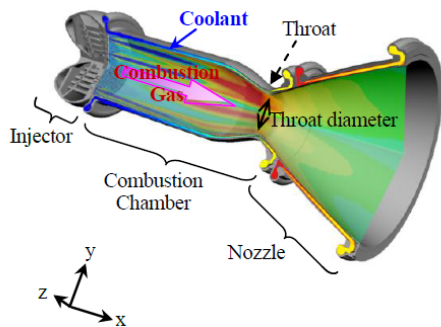


Fig.1 Rocket engine combustion chamber

現在 JAXA では次期基幹ロケットのブースターエンジンとなる LE-X エンジンの研究開発を進めており、短期間・低コスト・高信頼性のエンジン開発を実現するために、開発の初期段階で問題を抽出し解決するフロントローディング設計を目指している。従来燃焼室においては、設計・製造した後に、実機試験によって問題点が発見され、その解決を図るという実証による設計開発手法を採用していたが、設計段階で破損モードおよび破損メカニズムを正確に把握し、寿命を事前に精度良く予測することが求められる。しかし、従来の予測手法では、国内における過去のエンジン燃焼試験で発生した燃焼室破損を十分に予測しきれていなかった。高温機器の寿命予測に関しては、これまでに多くの研究がなされている。原子力の分野では、線形解析と経験に基づいた予測手法がすでに実用化されているが、さらに非弾性解析を取り入れた設計手法についても研究されている。ロケットエンジンの分野では、塑性不安定、疲労、クリープといった損傷モードが対象と

され、解析モデルの 3 次元化、材料モデルの精度向上や材料特性の取得など構造応答評価と寿命評価の高精度化や、伝熱解析による壁温分布推定の高精度化など、個々の要素となる現象の推定方法の高精度化について多く報告されている。しかし、未だこれらの要素技術の組み合わせにより定量的な寿命評価ができる手法は報告されておらず、解析上の手法の比較に留まっている。

2. 研究の目的

そこで本研究では、燃焼室において熱・流体・構造の現象が複雑に絡み合うマルチフィジクス現象が生じていることに着目し、構造応答だけでなく、流体や熱による荷重発生プロセスも的確にモデル化し、荷重発生プロセスと構造応答の相互作用を詳細に考慮できるように要素技術を組み合わせた総合的な解析手法を新たに構築する。さらに、過去に経験した上段エンジン燃焼室の破損事例を対象に、この開発手法を用いて変形挙動を定量的に評価し、その破損メカニズムを解明する。

3. 研究の方法

従来の燃焼室の寿命予測では、2 次元の構造解析モデルを使用し、入力条件となる流体や熱による影響を構造解析モデルに与える熱的境界条件として簡易的に扱っていた。従って、外筒付き上段エンジンで発生したき裂およびスロート残留変形のような破損モードに対応できておらず、事前の予測が全くできていなかった。そこで本研究では、可能な限り実現現象を忠実にモデル化した解析手法を構築し、現象をできるだけ忠実に再現した上で、現象の詳細を把握し、破損メカニズムの解明につなげる方針とした。最終的には、破損因子の特定に至った解析手法を用い、寿命予測ツールの構築を目指す。寿命予測ツールの基本ソルバーとしては、並列構造解析システム ADVENTURECluster を使用する。これは、数億自由度を超える規模の大規模並列計算が可能で、塑性やクリープ（材料非線形）、接触（境界非線形）、大変形（幾何学的非線形）などの非線形問題を扱うことができる。ADVENTURECluster は、CGCG (Coarse Grid Conjugate Gradient) 法と名付けられた、大規模解析を想定した、領域分割法に基づく FEM ソルバーを備えている。

本研究では、さらに、熱・流体・構造の連成効果を考慮するために、次の 3 つのソルバーを接続し、連成シミュレーションシステムを構築した。

- 1) 燃焼ガスの過渡温度応答解析
- 2) 燃焼室構造部材の 3 次元過渡応答・温度応答解析
- 3) 冷却剤の過渡温度応答解析

1) は NASA で開発され公開されている準 1 次元化学平衡解析コード CEA, は先に述べた ADVENTURECluster, 3) は今回新たに開発した 1 次元非定常熱流体計算コード REGEN_advce である。CEA では燃焼ガス流れに対応する等エントロピー流れについて、流れ方向の断面積変化を考慮した準 1 次元流れとして準定常的に解き、REGEN_advce では、冷却剤流れについて運動方程式とエネルギー保存則を準 1 次元的にボリューム・ジャンクション法により解いている。

燃焼室構造部材の温度は、燃焼ガスからの加熱と冷却剤による冷却の影響で空間的な勾配が大きくなるとともに、大きく時間変化する。燃焼室構造部材の非線形構造解析では、このような過酷な温度環境下での変形挙動を表現する必要がある。そこで、内筒の材料モデルには、時間・ひずみ速度依存分離型の弾・粘塑性・クリープ構成式を用いた。本構成式には Ohno-Wang による移動硬化モデル) が取り入れられている。この材料モデルは原子力や電子部品など高温材料の様々な分野で実績がある。

燃焼室構造部材は冷却溝を有する内筒と、内筒を取り囲む外筒から成る。内筒には冷却溝が周方向一列に 200 個以上ある。解析モデルは 3 次元とし、解析対象は、周方向で最も熱負荷が高く、真空中試験ではき裂が生じた位相について、冷却溝 1 本分を取り出した。構造上、周方向の端部には軸対称条件を仮定している。全要素に非適合モード 6 面体 1 次要素を用いている。解析モデルは 8.4 万要素、11.6 万節点である。燃焼室の上側は比較的剛性の高い他の機器や設備と接続しているため、上端面は全自由度を完全固定とする。下端面については、ノズルスカートの結合の有無によらず燃焼室下端のフランジは十分な剛性があると判断し、内筒、外筒はともに周方向 (z 方向)、径方向 (y 方向) に固定され、x 方向のみ多点拘束 (Multi-Point Constraint ; MPC) により変形できるものとする。下端面の条件については、予備的なパラメトリックスタディを行い、スロート部の変形への影響を把握した上で、実際の状況を模擬している拘束条件を選択した。銅合金製の内筒と Ni 基合金製の外筒は、製造上接合されていないため、接触・非接触の状態が発生する。内筒と外筒の境界面について、変形の状態を伝熱経路に反映するために、伝熱解析と構造解析の双方向連成とし、非接触状態となったときは熱が遮断されるものとして扱う。エンジン燃焼試験のシーケンスとしては、解析では予冷・起動・定常燃焼・停止・常温に戻るまで放置の 5 ステップを 1 サイクルとし、時々刻々の計算を実施する。予冷過程および放置過程では、エンジンの内表面および外表面に、自然対流による熱の出入り

を模擬する熱伝達率を設定する。起動・定常燃焼・停止過程については燃焼ガスおよび冷却剤との連成計算を行う。これにより、燃焼ガスや冷却剤による熱流動の影響の考慮が可能となる。

4. 研究成果

ここまで構築した解析手法を用いて、スロートに残留変形が発生した試験の再現シミュレーションを実施した。破損の予測にも確かな変形挙動の推定が必要なため、本研究ではまず残留変形のケースを対象とした。燃焼室が実際にたどった履歴を再現するために、解析では残留変形の小さかった真空中試験と有意な残留変形が観察された大気中試験の 2 サイクル分の計算を実施した。解析条件として、それぞれの試験で計測した燃焼ガスの圧力、冷却剤の入口側圧力および温度、出口側圧力を与えた。これにより、真空中試験と大気中試験での試験設備の違いによる燃料の供給方法の違いが模擬できる。また予備検討により、周辺圧力が変形に与える影響は小さいことを確認し、ノズルスカートの有無の違いによる燃焼室下端部での剛性および熱の流れに与える影響は無視できると判断した。流体計算の時間刻みは $5.0e-05$ 秒の一定とし、構造および連成計算の時間刻みは可変設定とし最小値が $3.18e-05$ 秒、最大値が 20 秒で、総ステップ数は約 3,800 ステップとなった。

図 9 にスロート径変形量の解析結果と試験計測値を示す。試験において燃焼中は計測できないため、計測値は常温に戻った後の値のみを示している。図 9 から、解析で試験後のスロート径変形量について、真空中試験後 (図中 $t=3000\text{sec}$) と大気中試験後 (図中 $t=6000\text{sec}$) の傾向の違いを再現できていることがわかる。このときスロート径変形量にて解析結果の誤差を算出すると 0.3%以内であり、計測値を定量的に再現できていることも確認できる。起動時には、真空中試験、大気中試験とも共通して、急激にスロート径が縮小している。しかし、停止以降の変形挙動において真空中試験と大気中試験では違いが顕著である。真空中試験では、停止時に急激にスロート径が元に戻って一旦わずかに膨張し、常温に戻る過程で徐々に縮小する。一方、大気中試験では、停止時に急激に少し戻って、常温に戻る過程でゆっくりとさらに戻っていくが、結果としてスロート径は完全には戻りきらず 1.3%程度の残留変形が生じる。大気中試験では真空中試験に比べてエンジン停止前 (すなわち定常燃焼中) のスロート径の縮小量が大きくなっていることもわかる。ただしこの妥当性については、試験中の計測値がないため検証できていない。ここで生じる真空中試験と大気中試験の違いに

ついて、真空中試験後に残留変形がわずかにあるものの残留応力はほとんど発生していないことから、真空中試験から引き続き行われる大気中試験への影響は無視できると考えられ、これらの違いは試験設備の違いにより発生しているものと考えられる。

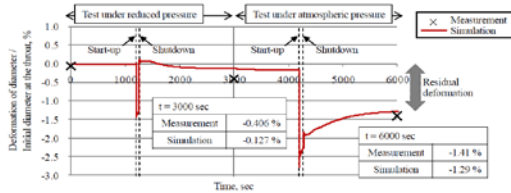


Fig.9 Comparison of the throat diameter deformation between the experiment and the simulation

以上の結果をまとめると、スロートの残留変形のメカニズムは、以下のように推定される。最初に、起動時の縮小は、内筒が外筒に比べて急激に高温になることにより発生する。高温となった内筒は熱膨張変形しようとするが、径方向(y方向)の変形は外筒により抑制され、軸方向(x方向)の変形は図6に示した端部拘束条件により抑制される。その結果、くびれた形状の影響で圧縮変形がスロート部に集中し、スロート径が縮小する。すなわち、内筒が高温になるほど、熱膨張変形の拘束による圧縮ひずみ量が大きくなり、スロート径の縮小量は大きくなる。次に、停止時においては、燃焼の停止により、内筒の壁温が外筒よりも先に下がり始め、内筒の熱膨張変形が元に戻り、スロート部の変形が逆方向に進み、スロート径が元に戻る。このとき、起動時と逆方向に同じような内筒壁温と外筒壁温の相対温度履歴をたどればスロートの変形も同じように逆方向に進むが、相対温度履歴が異なると逆方向に進む変形量が異なり、残留変形が発生する。

真空中試験と大気中試験では、停止時における内筒と外筒の壁温の履歴の関係が異なるため、スロート径の戻り方が異なる。真空中試験の解析結果では、エンジン停止後、内筒の壁温が降下するとともに、圧縮ひずみが減少し、スロート径が戻っていく。内筒壁温が外筒壁温よりも低下したときに、ひずみは圧縮から引張に変わり、スロート径はほぼ元に戻っている。一方、大気中試験の解析結果では、エンジン停止後に内筒壁温は大きくは下がらず、外筒壁温より高い状態を維持している。そのため、内筒に発生している圧縮ひずみも維持され、圧縮変形が残留している。図9に示すスロート径変形量の解析結果からも、両試験でのエンジン停止時のスロート径の戻り方が異なることがわかる。

このように、スロートの残留変形は、起動時に生じる圧縮変形と停止時に生じる引張変形の差によって生じる。特に後者に関してエンジン停止時に内筒が外筒壁温まで冷却されるかどうかにより引張変形量を規定す

ると推定される。内筒壁温の挙動は燃焼ガスと冷却剤温度に影響される。エンジン停止時の冷却特性は、冷却剤の挙動に左右されることとなる。

Table 1 Dominant factors of residual deformation in the throat

No.	Item	Related mechanisms (in Fig.10)
1	Difference of material between the inner and the outer cylinder	ii, iii, vi, vii
2	Geometric configuration	iii, iv, vi, viii
3	End constraint of the inner and the outer cylinder	iii, iv, vi, viii
4	Local contact/noncontact between the inner and the outer cylinder	ii, iv, vi, viii
5	Time history of heat balance due to heating and cooling	i, v
6	Time history and distribution of temperature between the inner and the outer cylinder	ii, vi
7	Response of thermal expansion of the inner and the outer cylinder	iii, viii
8	Inelastic deformation of the inner cylinder	iv, viii

以上の研究から明らかとなった現象とメカニズムを踏まえ、スロート残留変形に影響を与えると考えられる支配因子を表1にまとめる。まず、構造的な特徴に起因する支配因子として、内筒と外筒の材料の違い、幾何学形状、内筒と外筒の端部拘束、内筒と外筒の部分的な接触/非接触の4つが挙げられる。燃焼室では、内筒材料は熱伝導性を重視して銅合金を、外筒材料は剛性の高いNi合金を用いているため、材料物性の違いによる影響を受けることとなる。Ni合金は、銅合金に対して常温において、ヤング率は約2倍、降伏応力は約7倍であり、熱伝導率は約30分の1である。そのため、エンジン起動直後に高温となって一層軟化する内筒の変形を、温度上昇が少なく剛性の高い外筒が抑制する働きをする。形状に関しては、スロート部で最も径が小さくなるくびれ形状が燃焼室の特徴である。その形状に加え、上部および下部の端部拘束の影響で、熱膨張の拘束によって生じる圧縮変形がスロート部に集中することになる。また、冷却流路の形状に着目すると、軸方向にスロート部に向かって段階的に変化する形状であり、この微細な変化により壁面の局所的な熱伝達特性や非弾性変形の累積に影響を与えている。内筒と外筒の境界面に関しては、完全には接合されていないため、変形の過程において接触・非接触の状態が発生する。接触の状態は、変形挙動への影響のみならず、内筒から外筒への伝熱経路にも影響するため、内筒および外筒の温度分布と履歴へ与える影響が大きい。次に、燃焼室で発生している熱・流体・構造の現象の素過程を追うと、それらの挙動がスロート変形挙動を決めていることがわかる。燃焼ガスからの加熱および冷却剤による冷却に関して、それらのバランスから生じる熱量の過渡的な履歴が、内筒と外筒の温度履歴・分布を発生させ、内筒および外筒の熱膨張応答により、結果的に内筒が変形し、スロート変形が発生する。起動時と停止時における燃焼ガスおよび冷却剤の過渡的な温度挙動により、内筒壁温と外筒壁温の相対温度履歴が決まり、それに伴って発生する起動時の圧縮ひず

み量と停止時の引張りずみ量の大きさが異なるとき、その差がスロート残留変形となる。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計1件)

[1]極限マルチフィジクス環境における液体ロケットエンジンの破損メカニズムの解明(燃焼室スロートの残留変形), 西元美希, 山西伸宏, 吉村忍, 笠原直人, 秋葉博, 日本機械学会論文集 A 編, 78 巻, p.1534-1546, 2012

[学会発表] (計6件)

[1]分離反復型解法によるアコースティック流体・構造連成解析システム, 吉村忍, 他 3 名, 日本機械学会第 23 回計算力学講演会, 2010 年 9 月

[2]Thermal Stress Evaluation under Multidimensional Fluid Temperature Fluctuation, 笠原直人, 他 1 名, 日本原子力学会 2010 年秋の大会, 2010 年 9 月

[3]Study of the stress induced by thermal stratification phenomenon in a SFR vessel by frequency response analysis, 笠原直人, 他 1 名, 日本原子力学会 2011 年秋の大会, 2011 年 9 月

[4]Reliability analysis of a mixing tee considering fluid and structural uncertainties to prevent fatigue failure, 笠原直人, 他 1 名, 日本原子力学会 2011 年秋の大会, 2011 年 9 月

[5]構造物の応力再配分挙動に関する機構論的研究(1)弾性核に着目した応力再配分メカニズムの考察, 笠原直人, 他 2 名, 日本原子力学会 2011 年秋の大会, 2011 年 9 月

[6]液体ロケットエンジン外筒付き燃焼室の破損メカニズムの解明(上段エンジン変形メカニズムの現象理解), 西元美希, 他 5 名, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011 年 12 月

[図書] (計0件)

[産業財産権]

○出願状況 (計0件)

名称:

発明者:

権利者:

種類:

番号:

出願年月日:

国内外の別:

○取得状況 (計0件)

名称:

発明者:

権利者:

種類:

番号:

取得年月日:

国内外の別:

[その他]

ホームページ等: なし

6. 研究組織

(1) 研究代表者

山西伸宏 (YAMANISHI NOBUHIRO)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・情報・計算工学センター・研究員

研究者番号: 70450715

(2) 研究分担者

西元美希 (NISHIMOTO MIKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・情報・計算工学センター・研究員

研究者番号: 40450704

吉村忍 (YOSHIMURA SHINOBU)

東京大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号: 90201053

笠原直人 (KASAHARA NAOTO)

東京大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号: 30421580

(3) 連携研究者

秋葉博 (AKIBA HIROSHI)

株式会社アライドエンジニアリング・代表取締役社長

研究者番号: なし