

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

### 円筒型サブスケールロケットエンジン燃焼室を用いた 熱疲労寿命に関する実験的研究

Experimental study on thermal fatigue life of rocket engine combustion chamber  
by using annular type sub-scale chamber

森谷 信一, 齋藤 俊仁, 木村 俊哉, 高橋 正晴

MORIYA Shinichi, SAITO Toshihito, KIMURA Toshiya and TAKAHASHI Masaharu

2024年1月

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. 低コスト熱疲労寿命試験方法	2
3. 熱疲労寿命試験	2
3.1. 試験方法 .....	2
3.1.1. 供試体 .....	2
3.1.2. 試験設備 .....	5
3.1.3. 試験条件 .....	6
3.2. 試験結果 .....	8
3.3. 燃焼室表面温度の推定 .....	9
4. 寿命解析	11
4.1. 寿命解析方法 .....	11
4.2. 銅合金の低サイクル熱疲労解析における塑性モデル .....	12
4.3. 寿命解析結果と試験結果の比較 .....	13
5. まとめ	14
参考文献	14

# 円筒型サブスケールロケットエンジン燃焼室を用いた 熱疲労寿命に関する実験的研究

森谷 信一<sup>\*1</sup>, 齋藤 俊仁<sup>\*1</sup>, 木村 俊哉<sup>\*1</sup>, 高橋 正晴<sup>\*2</sup>

## Experimental study on thermal fatigue life of rocket engine combustion chamber by using annular type sub-scale chamber

MORIYA Shinichi<sup>\*1</sup>, SAITO Toshihito<sup>\*1</sup>, KIMURA Toshiya<sup>\*1</sup>, TAKAHASHI Masaharu<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

Reusable rocket engine technologies have been researched and developed in JAXA Kakuda Space Center. A regeneratively cooled combustion chamber is one of the critical components that determines rocket engine life. Therefore, the low-cost thermal fatigue life test method using a sub-scale annular combustion chamber was investigated and the test was conducted. The test method and the results are reported.

**Keywords:** Rocket Engine, Combustion Chamber, Thermal Fatigue Life, Linear Damage Rule

### 概要

再使用ロケットの実用化において、エンジンコンポーネントの寿命予測技術の確立は急務である。燃焼器の熱疲労寿命の予測もその一つである。但し、燃焼器の熱疲労寿命に関するデータは皆無であることから、低コストで行える燃焼器熱疲労寿命試験方法を検討し、実際に試行した。低コスト化の範囲は、供試体製作から推進剤や冷却剤といった試験費の低減まで含む。また、予測には解析技術が必要となるが、FEMを用いた熱疲労寿命解析を行い、試験結果との比較を行ったのでそれらをまとめて報告する。

### 1. はじめに

ロケット打ち上げコスト低減化のために再使用ロケットの開発が活発になっている。再使用ロケットエンジンの開発において、最もクリティカルなコンポーネントの一つが再生冷却燃焼器である。燃焼器内面は数千度にも達する高温高圧燃焼ガスにより加熱されると同時に、その裏面側は液体水素等の高圧極低温冷却剤により冷却される。このとき燃焼ガスと冷却剤は、わずか1mm足らずの銅合金の壁により隔てられているだけである。そのため、エンジンの起動・燃焼・停止といった運転サイクルを経る度に燃焼器内壁には非常に大きな熱ひずみが生じ、その繰り返しの繰り返しにより微視的損傷が蓄積し、やがてはクラックが貫通して冷却剤の漏洩に至る。再使用ロケットエンジンの開発においては、その過大な熱ひず

<sup>\*</sup> 2023年11月27日受付 (Received November 27, 2023)

<sup>\*1</sup> 研究開発部門 第四研究ユニット (Research Unit IV, Research and Development Directorate)

<sup>\*2</sup> 株式会社日立ソリューションズ東日本 (Hitachi Solutions East Japan, LTD)

みに耐える燃焼器長寿命化技術<sup>1)</sup>の確立とともに、寿命予測技術の確立も重要な技術課題となっている。ところが燃焼器の寿命予測技術を検証する上で必要となる寿命に関するデータがほとんどないことから、本研究では低コストで実施可能な燃焼器の熱疲労寿命試験方法について検討し、試験を行った。

## 2. 低コスト熱疲労寿命試験方法

低コスト熱疲労寿命試験の方法としては次の二つが考えられる。一つは加熱源に電子ビームやレーザー<sup>2)</sup>等の各種ビーム、あるいは燃焼ガスを用いて燃焼器冷却構造を模擬した試験片に対して繰り返し加熱試験を行う方法である。この試験方法の主なメリットは、供試体の製作コストが大幅に抑えられ、推進剤が不要となり多数回の繰り返しが非常に容易になることと、試験中に試験片表面を観察できることである。但し、実際の燃焼器と同等の熱流束を実現するのは容易ではない。

もう一つの試験方法は、サブスケール燃焼器を用いることである。供試体形状としては、サブスケールと小型であっても損傷状態の把握のために内面観察が容易であること、壁面に生じたクラックを非破壊検査手法にて検出するために内面をセンサにて走査しやすくすることが必要である。そのため、図1に示すようなアニュラー型燃焼器<sup>3)</sup>を採用することとした。燃焼器本体が円筒型となっており、中心部にプラグノズルを配置することで通常の燃焼器のスロート部内外を反転させたような形状となっているのが特徴である。燃焼器本体にスロート部のくびれが無いいため内面観察がしやすく、製作も容易になる。また、内面への遮熱コーティング層の成膜といった長寿命化技術の検討にも適している。なお試験では、推進剤費を抑えるためにガス推進剤を用いることとし、冷却剤には水を用いることとした。

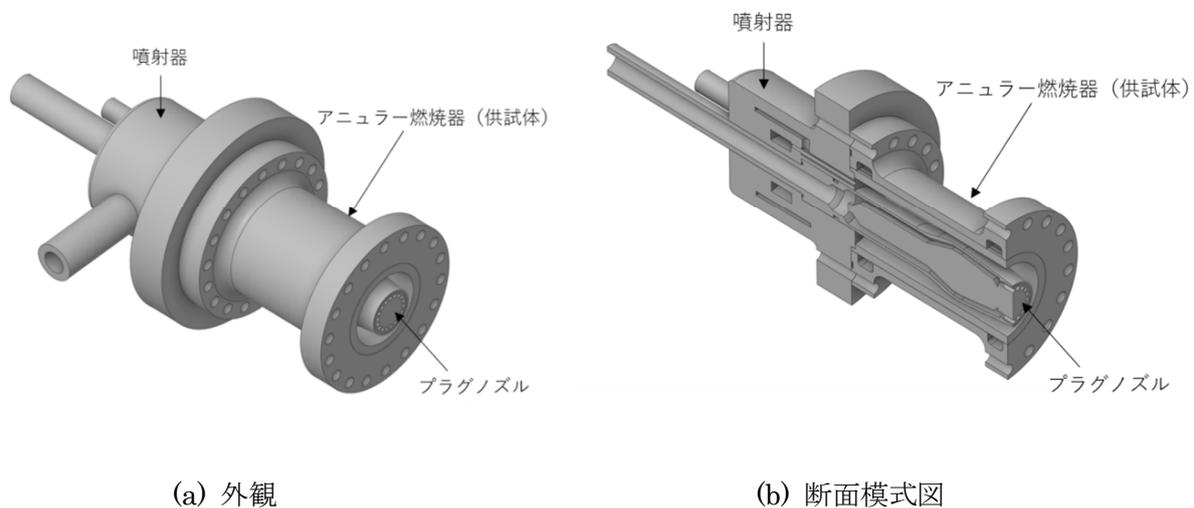


図1 アニュラー型燃焼器の外観と断面模式図

## 3. 熱疲労寿命試験

### 3.1. 試験方法

#### 3.1.1. 供試体

試験に用いたアニュラー燃焼器は、内径φ66 mm、長さ153 mmであり、内筒材には一般用市販材として入手可能なCuCrZrを用い、外筒材にはSUS304を用いた。冷却溝形状は幅0.85 mm、高さ7 mm、

リガメント部板厚 1 mm, 本数 75 本とした。アニュラー燃焼器図面を図 2 に, 推進剤・燃焼ガス・冷却水の流れ方向を示した組立断面模式図を図 3 にそれぞれ示す。燃焼器の冷却水は, 入口側冷却水マニホールドに周方向 40° おきに溶接された 9 本の 3/8 インチ SUS 管から供給され, 同マニホールドから軸方向冷却溝を通り, 出口側冷却水マニホールドに同様に溶接された 9 本の SUS チューブから出て, 設備の冷却水マニホールドに集められた後外部に排出される。プラグノズルの冷却は, 冷却水が噴射器前方の入口から入りその内部を冷却した後, 同ノズル出口端の穴から直接外に排出される構造とした。

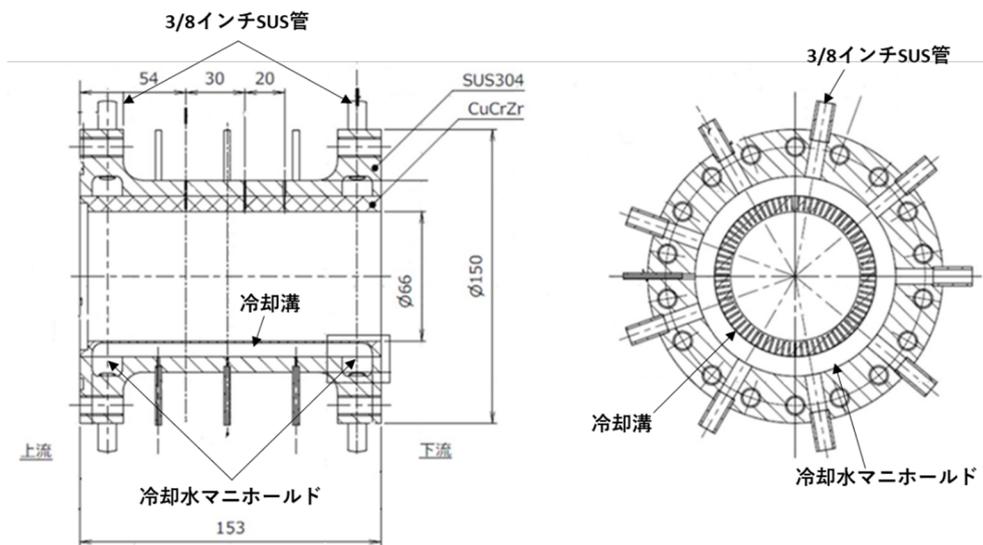


図 2 アニュラー燃焼器図面

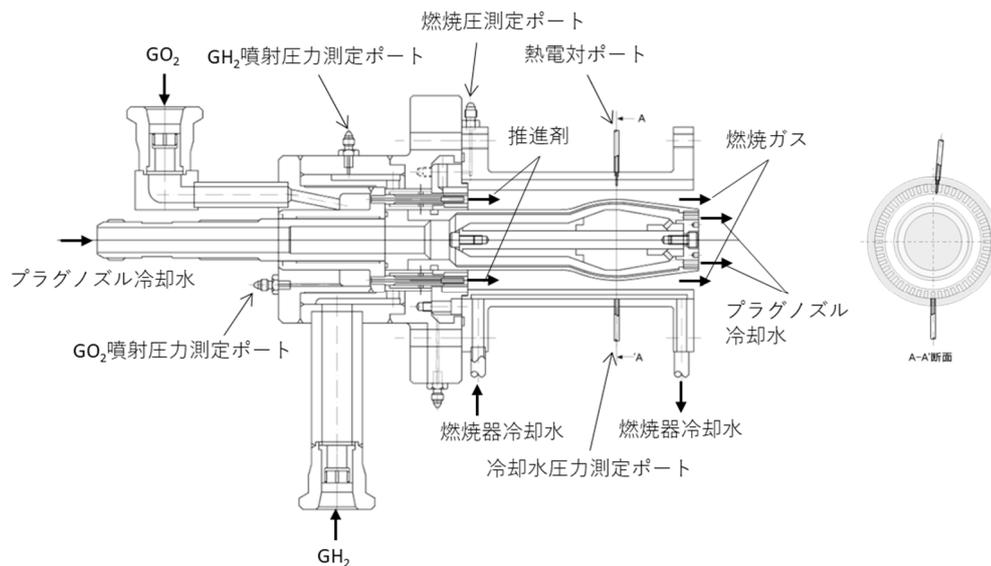


図 3 供試体組立断面模式図と各種液ガスの流れ

次に内筒と外筒の接合には, 低コストで製作できる熱応力ろう付け手法を用いた<sup>4)</sup>。図 4 にそのプロ

セスの流れを示す。本手法は、冷却溝を加工した内筒（図4-①）に、内面にろう材を付けた外筒（図4-②）を被せ、さらにその上から炭素繊維複合材等の耐熱性が高く、熱膨張率の小さい材料のホルダーで固定（図4-③）し、その状態で接合温度まで昇温し接合させる（図4-④）方法である。銅合金内筒は昇温により熱膨張するが、SUS304外筒及びホルダーで拘束されるために熱応力が発生する。この時の熱応力を内筒と外筒の密着力として利用し、接合するものである。接合後ホルダーを外し、熱処理を行って残留応力を除去する。

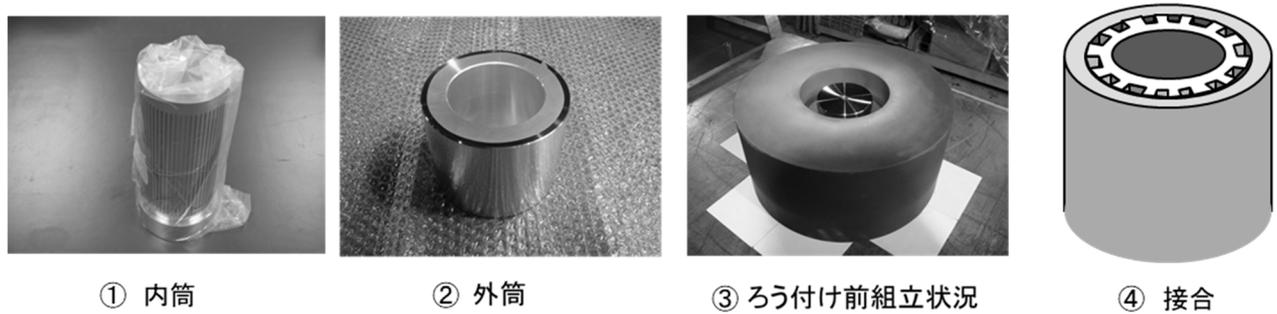


図4 熱応力ろう付け法の工程模式図

燃焼器には、壁温度を測定するための熱電対を取り付けた。熱電対は外筒外周側から内表面に向かって孔を加工して挿入し、熱電対先端が内表面から1mmないし3mmとなるようにした。その熱電対取り付け部の様子を図5に示す。本図のドリル先端深さ5mm及び7mmがそれぞれ内表面から1mm及び3mmである。なお、図5にあるドリル先端深さ3mmの孔は使用しなかった。これを同じ軸方向位置につき周方向に位相を変えて4方向に加工してある。熱電対測温位置を表1に示す。軸方向距離100mmについても、内表面からの深さ1mmに熱電対を取り付けしたが、内外筒接合時のろう材が熱電対孔に侵入しており、有効な測定値が得られなかったため同表からは除外している。

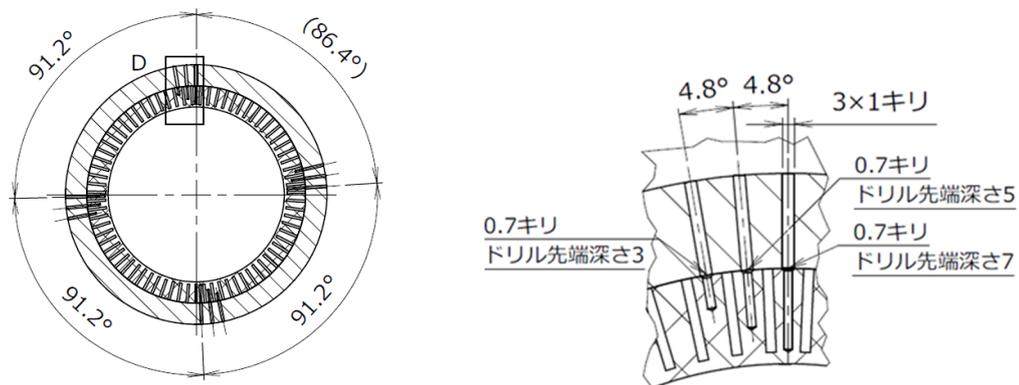


図5 熱電対取付部の断面図とその詳細

表1 熱電対測温位置

噴射面からの軸方向距離 [mm]	50	80	100
内表面からの半径方向距離 [mm]	1, 3	1, 3	3

供試体を燃焼試験スタンドにセットアップした様子を図 6 に示す。

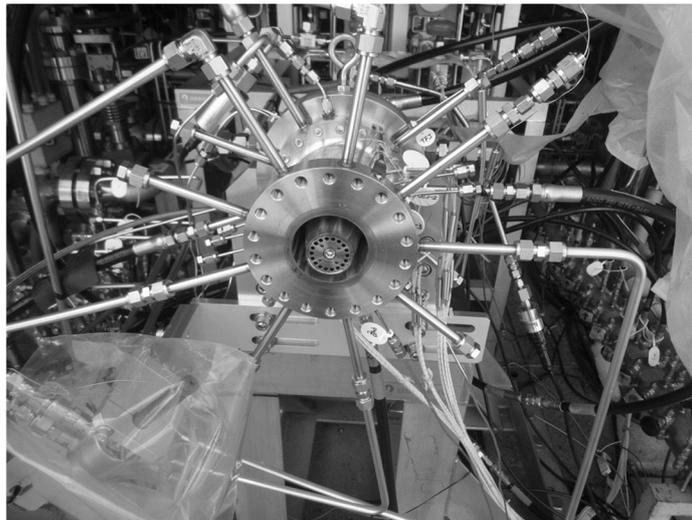


図 6 供試体のセットアップの様子

### 3.1.2. 試験設備

試験は角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備附属高温ガス流評価試験装置を用いて行った。本試験設備は、11.75m<sup>3</sup>もしくは13.25m<sup>3</sup>のGH<sub>2</sub>トレーラが接続可能であり、6m<sup>3</sup>のGO<sub>2</sub>気蓄器と4m<sup>3</sup>の大容量冷却水タンクを有していることから多数回繰り返し行う熱疲労寿命試験に適した設備となっている。図 7 に本試験設備の系統模式図を示す。

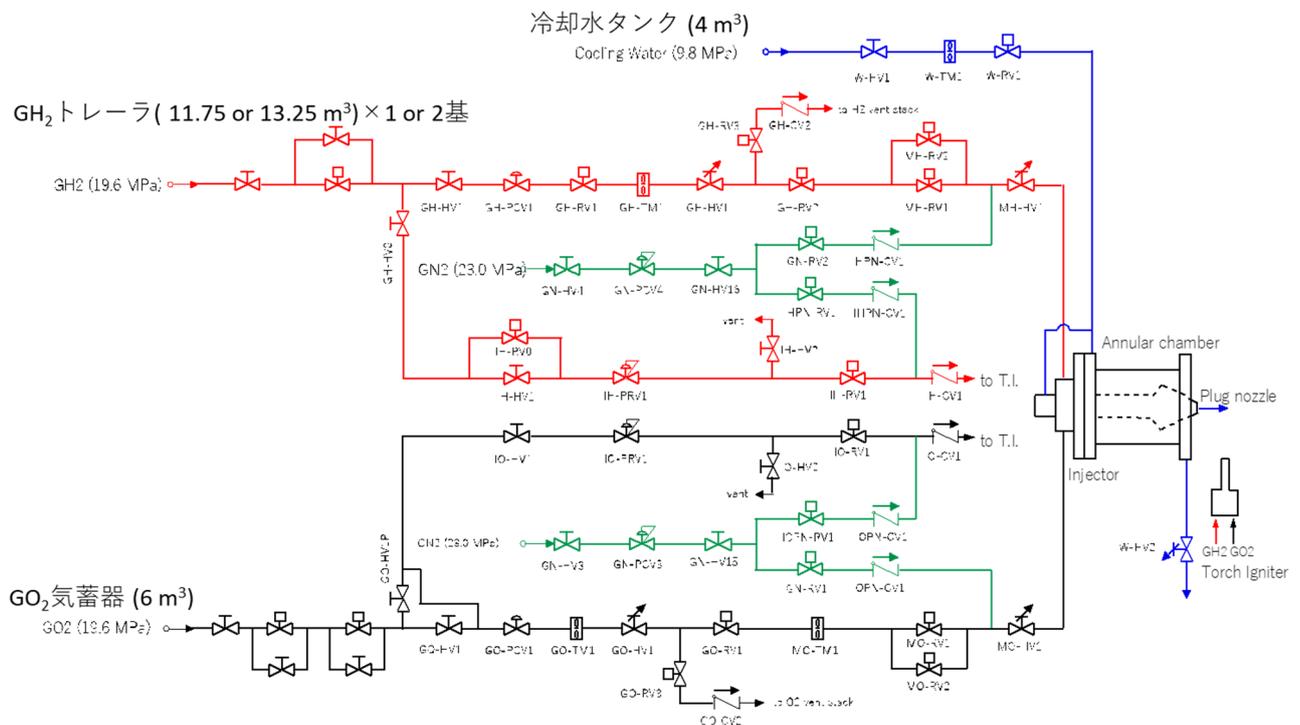


図 7 試験設備の系統模式図

### 3.1.3. 試験条件

燃焼試験条件を表 2 に示す。燃焼試験は燃焼時間 4 秒／冷却時間 4 秒の 1 サイクル当たり 8 秒とした。これは予備試験で得た熱電対温度が安定する時間から設定している。推進剤及び冷却水の量からは、このサイクルを一度の試験で最大 25 サイクル程度繰り返して行うことができる。一方、試験が進むにつれて  $\text{GH}_2$  トレーラの圧力が下がり、供給される  $\text{GH}_2$  の噴射温度が低下し質量流量が変化してしまうことから、最終的には一度の試験当りの繰り返し数を 10 回に抑えることとした。図 8 に試験 1 回あたりの燃焼圧と燃焼器壁温度の測定例を示す。

表 2 燃焼試験条件

推進剤	GOX/ $\text{GH}_2$
燃焼圧	2.9 MPa
混合比	6.0
1 サイクル当たりの燃焼時間	4 sec
冷却剤及び供給圧力	水, 7 MPa

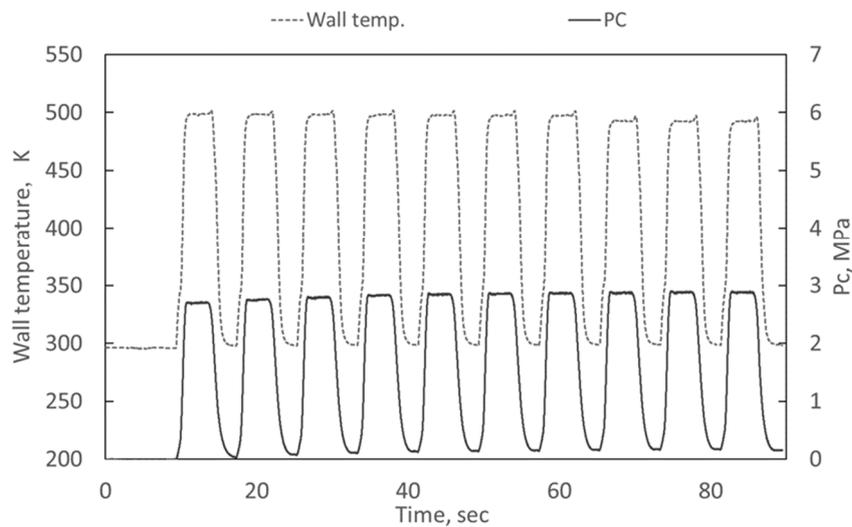


図 8 燃焼圧と壁温度の測定例

ここで、冷却剤に水を用いた場合、冷却溝表面が膜沸騰状態になると熱伝達が損なわれて焼損してしまう。膜沸騰状態となる冷却水流量の予測は難しいため、壁温度を熱電対にてモニタしながら繰り返し試験毎に冷却水流量を徐々に少なくしていき、沸騰状態を回避しつつできるだけ壁温度が高くなるようにしていった。その結果、試験当初の冷却水流量 7.9 L/s から、最終的には 1.5 L/s まで減らすことができた。図 9 に試験シリーズ全体を通した各サイクル毎の冷却水流量と最高壁温度の関係を示す。壁温度は代表として噴射面から軸方向に 100mm の断面に表面から深さ 3mm の位置に取り付けした熱電対の温度を 2 か所分示してある。

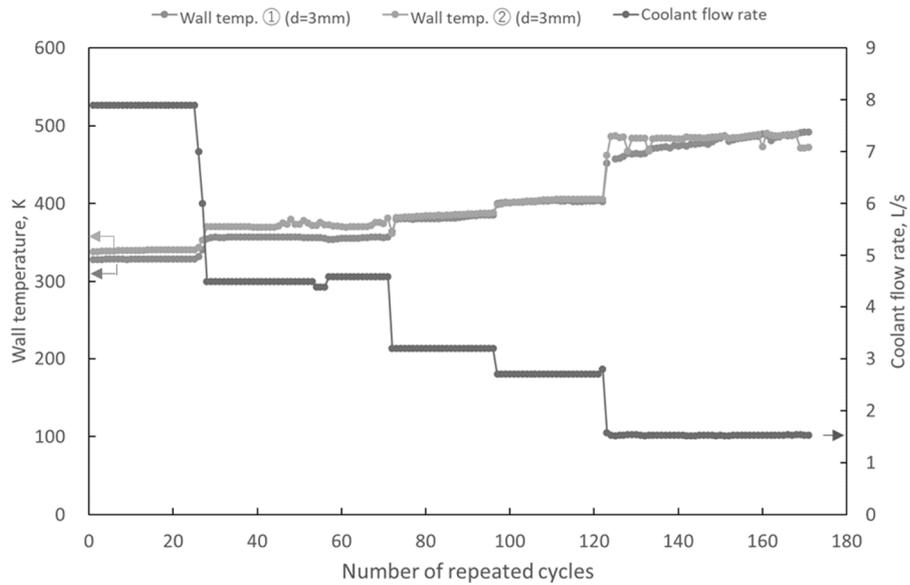


図 9 冷却水流量（右軸）と壁温度測定値（左軸）の関係

燃焼室表面温度の推定には熱流束分布が必要となる。熱流束分布は、事前に冷却水流路を周方向とし互いに分離独立させた環状水冷却燃焼器<sup>9)</sup>にて事前に測定した。燃焼条件は本熱疲労寿命試験と同一である。各冷却水流路の入口及び出口温度の差，冷却水の質量流量と比熱，そして受熱面積から流路毎の熱流束を求めた。図 10 に熱流束分布の評価に使用した環状水冷却燃焼器の断面図と測定で得られた熱流束の軸方向分布を示す。スロート部で約  $31 \text{ MW/m}^2$  である。なお，壁表面温度の推定結果については後述する。

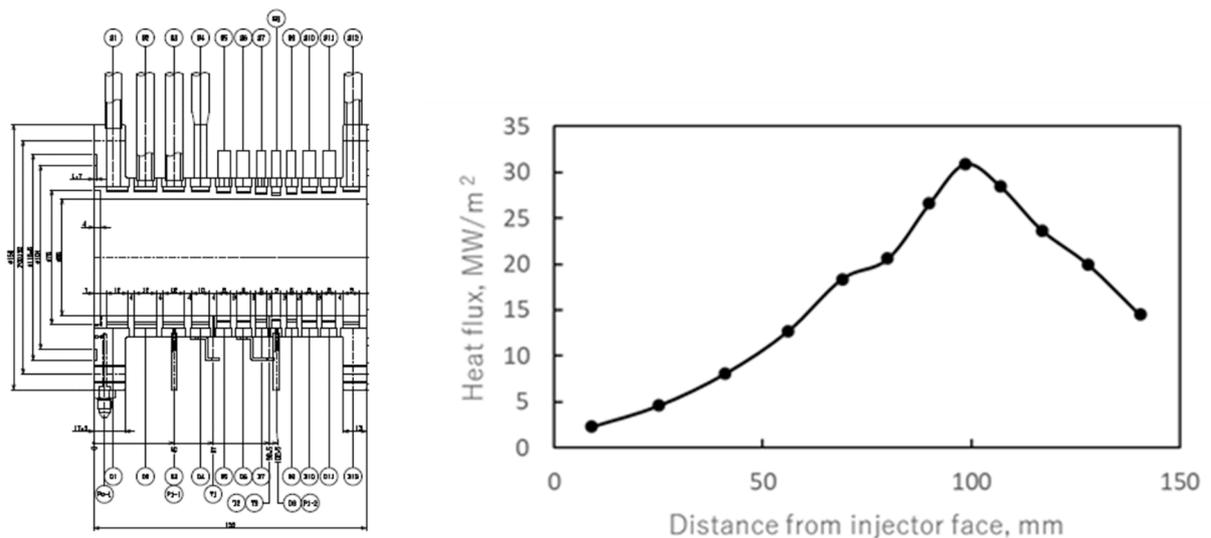


図 10 環状水冷却燃焼器の断面図と熱流束分布評価結果

### 3.2. 試験結果

燃焼試験を累積 171 サイクル終了した後、目視による内面観察にて冷却水の漏洩箇所が確認され、寿命試験を終了した。図 11 に冷却水の漏洩が生じた最後の 10 サイクル繰返し試験時の燃焼圧及び熱電対で測定した壁温度の時間変化を示す。図 11 において、8 サイクル目にて壁温度の若干の低下が見られることから、ここ（すなわち累積サイクル数 168 回）で冷却溝の損傷が発生したと推定される。

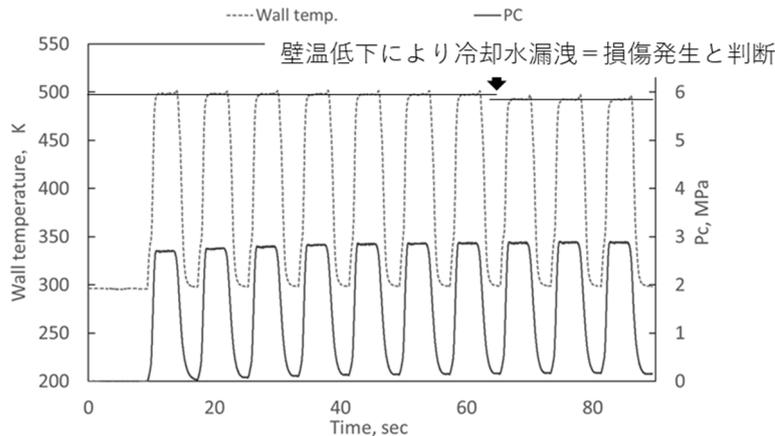


図 11 冷却水の漏洩が確認された試験時の燃焼圧と壁温度の変化の様子

損傷した部分の外観写真を図 12 に示す。表面での開口き裂長さは約 5 mm であった。損傷箇所は、燃焼器噴射面から約 105～110 mm の間にあり、熱流束が最も高くなるスロート部近傍であった。内面形状の測定と内面観察をそれぞれ真円度測定機（ミツトヨ RA-2000DH）、デジタルマイクロスコープ（HiROX KH-8700）を用いて行った。内面形状測定は冷却剤漏洩が発生した噴射面から 109mm の位置と、比較のためノズル出口端から 5mm 上流の位置とした。内面形状測定結果と観察写真を対比したものを図 13 に示す。熱負荷の低いノズル出口端から 5mm の内面形状の変形は非常に小さいが、冷却剤漏洩が発生した噴射面から 109mm の位置の内面の変形は非常に大きいことが分かる。特に冷却剤漏洩が発生した部位（ $\theta=58^\circ$ ）の変形が大きい。さらに内面観察によると、クラックは冷却剤漏洩が発生した箇所以外にも小さなものが複数発生している。同図の写真②が冷却剤漏洩発生部である。これ以外にも同図写真④及び⑤の赤丸で囲った部分に微小クラックが観察された。内面形状測定結果と比較すると、小さなクラックが発生した部位（ $\theta=140^\circ$ （写真④）及び  $165^\circ$ （写真⑤））の変形はそれほど小さくなく、またこれら以外にはクラックは観察されていない。一方、大きく変形している箇所（例えば  $\theta=0^\circ$ （写真①）、 $\theta=80^\circ$ （写真③））にはクラックが発生しておらず、変形が大きいところにクラックが発生するとは限らないことが分かる。但し、溝部の変形とクラックの発生については溝形状によるところが大きいと考えられることから、引き続きデータを蓄積していく必要がある。

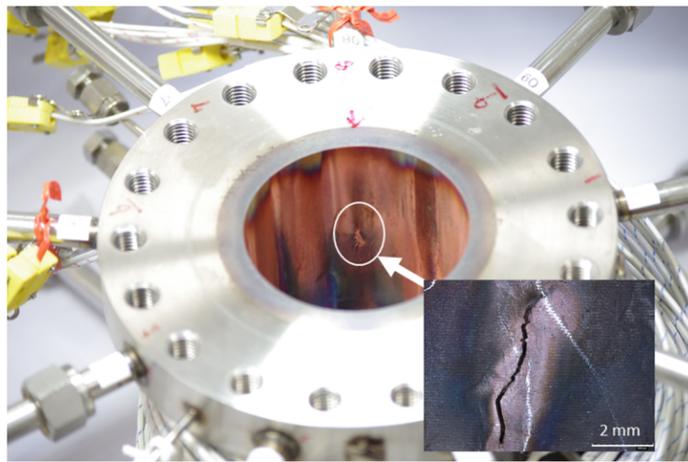


図 12 損傷部外観写真

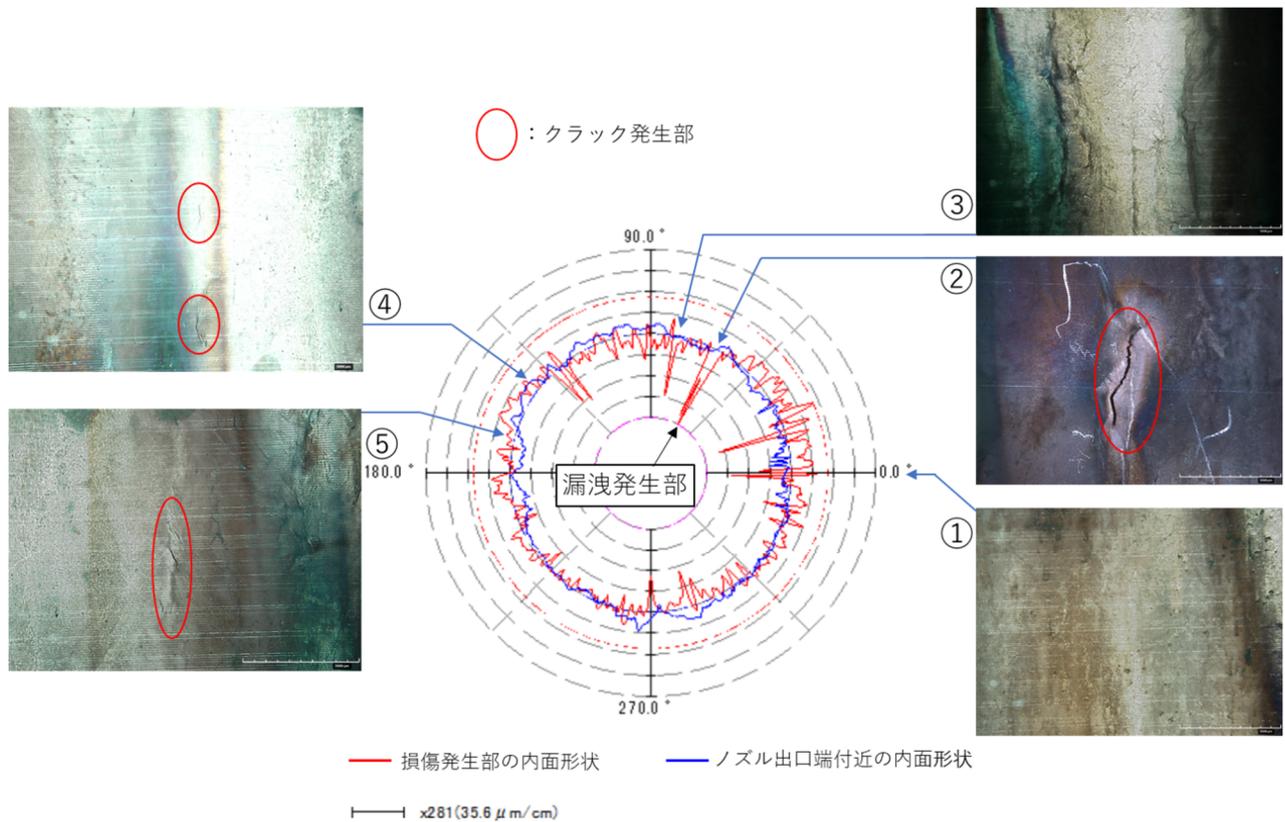


図 13 内面形状測定結果と光学顕微鏡観察結果の対比

### 3.3. 燃焼室表面温度の推定

燃焼室表面温度の推定を準一次元冷却解析ツールと FEM を用いて次のような方法により行った。冷却解析ツールにおいて、燃焼室壁温度は一次元定常熱伝達式を、冷却溝内の冷却剤代表温度と圧力は準一次元定常流れを仮定した質量・運動量・エネルギーの式を、軸方向に分割したセグメント毎にそれぞれ反復法を用いて解く。燃焼ガス側熱流束分布には図 10 のデータを用い、冷却水の物性値は蒸気表の

データを線形補間して用いることで、冷却水の温度及び圧力分布を計算した。冷却水流量は試験と同じとした。ここで、冷却水側熱伝達率の算出には式(1)に示す Taylor の式を用いたが、式の係数を本試験で得られた熱電対温度データを基に補正した。具体的には軸方向距離 50 及び 80 mm、深さ 1mm の熱電対温度と、その位置での熱流束値及び銅合金の熱伝導率から表面温度を式(2)に従って計算し、その表面温度計算値に合うように Taylor の式の係数を調整した。ここで、式(1)の  $Nu$  はヌセルト数、 $Re$  はレイノルズ数、 $Pr$  はプラントル数、 $T_s$  は壁表面温度、 $T_b$  は流体のバルク温度を示す。また、式(2)の  $T_{wg}$  は燃焼ガス側壁温度、 $T_{TC}$  は熱電対温度、 $q$  は熱流束、 $r_1$  は燃焼器内面半径、 $r_2$  は燃焼器中心軸から熱電対先端までの距離、 $\lambda$  は壁の熱伝導率を表す。

$$Nu = 0.023Re^{0.8}Pr^{0.4} \left( \frac{T_s}{T_b} \right)^{-0.8} \quad (1)$$

$$T_{wg} = T_{TC} + \frac{qr_1 \ln \left( \frac{r_2}{r_1} \right)}{\lambda} \quad (2)$$

次にこれら冷却水側熱伝達率及び冷却水温度を境界条件に、噴射面から 100mm の断面について FEM を用いて二次元非定常熱解析を行った。FEM 解析には ABAQUS を使い、軸対称性から冷却溝の 1/2 モデルについて解析を行った。なお冷却水側熱伝達率は冷却溝表面で一様と仮定して解析を行った。図 14 に軸方向距離 100mm の断面の冷却溝リガメント中央の燃焼ガス側及び冷却剤側表面温度変化を示す。熱電対位置における温度変化はよく一致している。解析結果より燃焼ガス側表面温度は約 680K であると推定される。

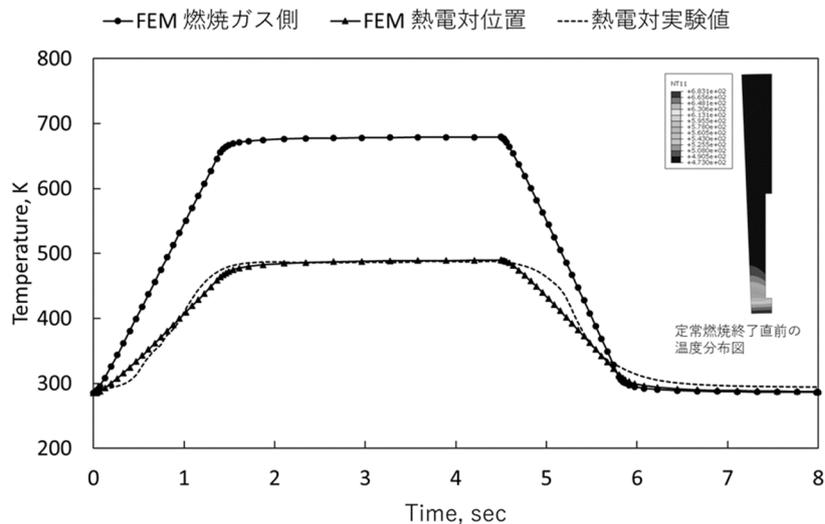


図 14 燃焼器内表面温度推定結果

## 4. 寿命解析

### 4.1. 寿命解析方法

線形損傷則に基づいた寿命解析を行い、試験結果との比較を行った。但し、試験では冷却水流量を徐々に減らしながら試験を行ったため、冷却条件が全試験を通して一定ではない。そこで損傷が発生した部位の断面について試験の全履歴を模擬した二次元非定常非線形 FEM 解析を行い、各サイクルにおける損傷度を求め、それら全試験サイクル分の損傷度を合計した累積損傷度を求めた。FEM 解析には ABAQUS Standard を用い、使用した要素は 8 節点一般化平面ひずみ要素である。また、燃焼室の燃焼ガス側壁面の銅合金には繰り返し塑性ひずみが発生することから用いる塑性モデルは重要である。そこで本解析では複合硬化モデルを用いることとした。この塑性モデルについては、次節で簡単にふれておく。次に損傷度の求め方であるが、下に示す疲労損傷度とクリープ損傷度の式を用いた。

$$df = \frac{1}{N_r(\Delta\varepsilon)}, \quad dc = \frac{t_c}{t_r(\sigma, T)} \quad (3)$$

ここで、 $df$  は 1 サイクル当たりの疲労損傷度、 $N_r(\Delta\varepsilon)$  は相当ひずみ振幅  $\Delta\varepsilon$  の時の疲労による破断サイクル数、 $dc$  は 1 サイクル当たりのクリープ損傷度、 $t_c$  はクリープの作用時間、 $t_r(\sigma, T)$  は相当応力  $\sigma$ 、温度  $T$  のときのクリープによる破断時間を表す。低サイクル疲労による破断サイクル数とクリープによる破断時間は、別途材料試験を行って求めた。この材料試験における試験温度や、疲労試験のひずみ範囲およびクリープ試験における応力は、燃焼器模擬解析から推定される壁温度、ひずみ範囲、応力を参考に決めてきた。高温低サイクル疲労試験条件は、試験温度を 723, 823, 873K とし、全ひずみ範囲を 0.65, 1, 2% とし、各試験条件について 3 本ずつ試験を行った。図 15 に高温低サイクル疲労試験結果としてひずみ範囲と破断回数の関係を示す。同図の破断回数は各 3 本ずつ行った試験の平均値を示している。

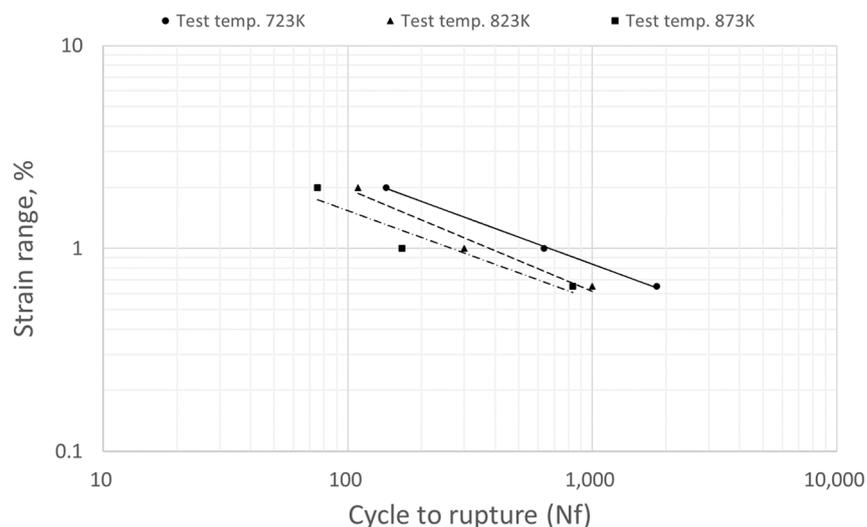


図 15 銅合金(CuCrZr)の高温低サイクル疲労試験結果

クリープ試験条件は、試験温度を 723, 823, 873K とし、試験応力を 65~208 MPa の範囲で調整して行った。クリープ試験結果を図 16 に示す。図 16 の横軸はクリープ寿命のラーソンミラーパラメタで、計算式は図中に示す通りである。 $PLM$  はラーソンミラーパラメタ、 $T$  は試験温度、 $t_r$  は破断時間である。

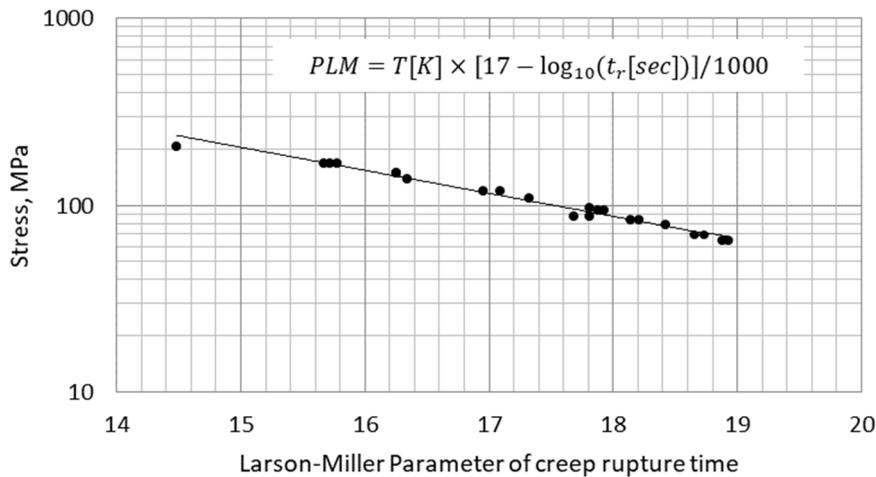


図 16 銅合金(CuCrZr)のクリープ試験結果

また、累積損傷度は次の(4)式にて求めた。累積損傷度が1になった時が損傷発生と考え、その累積サイクル数を寿命とした。

$$\Sigma D = \Sigma(df + dc) \quad (4)$$

#### 4.2. 銅合金の低サイクル熱疲労解析における塑性モデル

燃焼ガスに接する燃焼器内筒の銅合金 (CuCrZr) は繰り返し塑性域に達することから、FEM 解析で用いる塑性モデルが重要となる。そこで、本解析の塑性モデルには ABAQUS の非線形の等方/移動硬化モデル<sup>9)</sup>を用いることとした。本塑性モデルは、非線形の移動硬化成分と等方硬化成分の二つの成分からなる複合硬化則であり、それによりバウシinger効果と加工硬化をともに表現することができる。ここでバウシinger効果とは、引張負荷をかけて塑性変形した後に除荷し、圧縮負荷をかけると降伏応力が低下する現象であり、移動硬化則によって表現できる。一方、加工硬化は等方硬化則により表現される。非線形移動硬化成分は、背応力  $\alpha$  を通じて応力空間における降伏曲面の移動を記述し、純粋な移動硬化項 (線形 Ziegler 硬化則) と非線形性を導入する緩和項 (取消し項) の和として定義される。また、複数の移動硬化成分 (背応力) を重ね合わせることができる。 $k$  番目の背応力を  $\alpha_k$  とすると背応力の硬化則は(5)式で表され、全体の背応力  $\alpha$  は、(6)式で計算される。

$$\dot{\alpha}_k = C_k \frac{1}{\sigma^0} (\sigma - \alpha) \dot{\epsilon}^{pl} - \gamma_k \alpha_k \dot{\epsilon}^{pl} \quad (5)$$

$$\alpha = \sum_{k=1}^N \alpha_k \quad (6)$$

ここで、 $C_k$  と  $\gamma_k$  は繰り返し試験から決定される材料パラメタで、それぞれ初期移動硬化係数、塑性変形の増加に応じて移動硬化係数が減少する割合を表す。 $\sigma$  は応力、 $\dot{\epsilon}^{pl}$  は相当塑性ひずみ速度、 $\sigma^0$  は相当応力、 $N$  は背応力の数である。

一方、等方硬化成分は降伏曲面の大きさを定義する相当応力  $\sigma^0$  の変化を相当塑性ひずみ  $\epsilon^{pl}$  の関数として定義する。以下の単純な指数関数則を使用して決定される。

$$\sigma^0 = \sigma|_0 + Q_\infty \left(1 - e^{-b\epsilon^{pl}}\right) \tag{7}$$

ここで、 $\sigma|_0$ は塑性ひずみが0の時の降伏応力、 $Q_\infty$ と $b$ は材料パラメタでそれぞれ降伏曲面の大きさの最大変化量、塑性ひずみの増加に応じて降伏曲面の大きさが変化する割合を定める。

本加工硬化モデルのパラメタは、前節に述べた銅合金の高温低サイクル疲労試験のデータを用いて決定した。すなわち、非線形移動硬化成分は疲労試験1サイクル目の応力-ひずみデータ（単純引張）から定義し、等方硬化成分は複数の繰り返しデータを利用して定義した。定義の仕方の詳しい説明については参考文献6を参照されたい。

### 4.3. 寿命解析結果と試験結果の比較

累積損傷度の解析は、図17に示す冷却溝リガメント中央の燃焼ガス側及び冷却剤側と、リブ中央の燃焼ガス側の3点で行った。累積損傷度の解析結果を図18に示す。図18より累積損傷度は120サイクル程度までは破線で示したリブ中央が最も大きいが、それ以降は実線で示すリガメント中央冷却剤側の方が大きくなる。120サイクル以降は冷却水流量が最も少なく壁温度が最も高くなっていることから、損傷度の増加速度の変化は壁温度の影響が大きいと考えられる。他方、リガメント中央燃焼ガス側は累積損傷度の増加が非常に緩やかである。解析における170回時点でのリガメント中央冷却剤側の累積損傷度は約0.7である。図18より壁温度が一定であれば、累積損傷度の変化は線形に増加する傾向にあることから、ここでは簡易的に外挿して累積損傷度が1となるときの予測寿命を求めると図18に一点鎖線で示した通り約200回であり、試験結果と比較的良好な一致が得られることが分かる。本燃焼器のような熱流束が30 MW/m<sup>2</sup>程度の比較的マイルドな熱負荷環境である低燃焼圧燃焼器であれば、クリープ損傷度は疲労損傷度よりもかなり小さい。その場合、線形損傷則による寿命予測は有効であると考えられる。

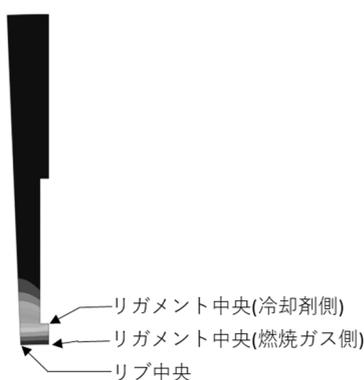


図17 累積損傷度解析箇所

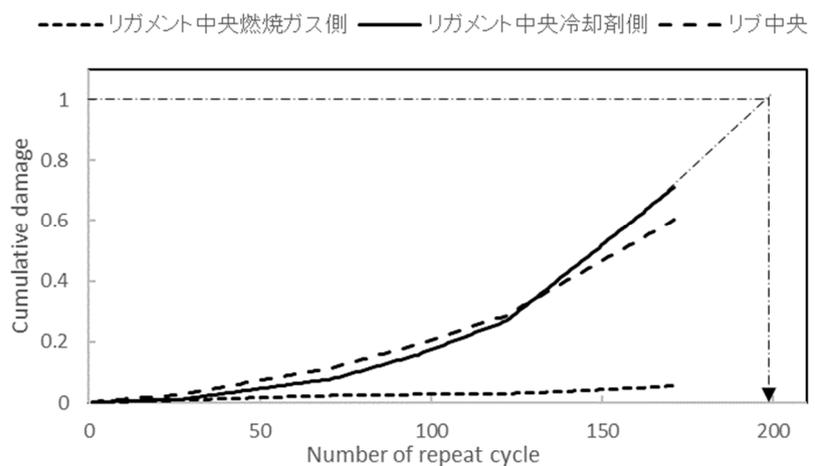


図18 線形損傷則に基づいた累積損傷度の解析結果

## 5. まとめ

燃焼器熱疲労寿命試験の低コスト化を検討し、実際に試行した。先ず始めに供試体製作費の低減のために、熱応力ろう付け法による円筒型燃焼器を採用した。円筒型燃焼器のメリットとして、内径の小さいサブスケール燃焼器でも内面観察の容易さと非破壊検査用センサのアクセス性を確保できる。次に、試験費低減のために冷却剤に水を用いることとし、冷却水流量を徐々に減らしながら膜沸騰状態になるのを避けつつ、壁温度をできるだけ実機条件に近づける工夫を行い、縦溝の燃焼器であっても冷却剤に水を用いた燃焼試験が可能であることを示した。試験の結果、累積燃焼サイクル数 168 回で冷却溝に損傷が発生した。燃焼器の熱疲労寿命試験データは非常に希少である。次に、全試験履歴を模擬した熱疲労寿命解析を行った結果、累積損傷度は約 0.7 であった。本解析結果を外挿することで得られる予測寿命は約 200 回であり、試験結果と比較的良好一致が得られることから、本試験のような低燃焼圧条件では線形損傷則が有効であると考えられる。

## 参考文献

- 1) T. Kimura, S. Moriya, M. Takahashi: Effects of heat treatments to inner liner material, thermal barrier coating, and outer shell material on lifetime of a combustion chamber, *Acta Astronautica*, 158(2019), pp.244-252
- 2) W. Riccius, B. Bouajila, E.B. Zametaev: Comparison of Finite Element analysis and experimental results of a combustion chamber type TMF panel test, 49th Joint Propulsion and Conference, 2013, AIAA Paper 2013-3846
- 3) R. J. Quentmeyer: Experimental fatigue life investigation of cylindrical thrust chambers, 1977, NASA TM X-73665
- 4) 齋藤俊仁, 竹腰正雄, 小野文衛, 植田修一, 山下敏 : 円筒形状物体のろう付けあるいは拡散接合による接合方法, 特開 2010-64099, 2010
- 5) Akinaga Kumakawa, Takeo Tomita, Hiroshi Sakamoto: A study of plug-nozzle rocket calorimeters, 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996, AIAA Paper 96-2583
- 6) Abaqus 6.14 Analysis User's Guide Volume III: Materials

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-23-005  
JAXA Research and Development Memorandum

円筒型サブスケールロケットエンジン燃焼室を用いた熱疲労寿命に関する実験的研究  
Experimental study on thermal fatigue life of rocket engine combustion chamber by using  
annular type sub-scale chamber

---

発行 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1  
URL: <https://www.jaxa.jp/>

発行日 2024年1月29日  
電子出版制作 松枝印刷株式会社

※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。  
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are  
strictly prohibited. All Rights Reserved.

---

