

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-562

材料強度に及ぼす熱サイクルの影響

池 田 為 治

1987年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

材料強度に及ぼす熱サイクルの影響*

池 田 為 治**

1. まえがき

金属材料は繰返し加熱・冷却を受けると亀裂が生じたり、変形したりして使用に耐えなくなることがある。

航空機用ジェットエンジンには重要な高温部材が多いため、これらの加熱・冷却サイクルに伴う強度が重要となる。また当所が研究開発を進めている短距離離着陸(STOL)実験機「飛鳥」はUSB(Upper Surface Blowing)方式高揚力システムを採用しており¹⁾、エンジン排気によって主翼上面構造部材の一部が加熱される。この温度は約110℃に抑えられるが、飛鳥では十分余裕をとって200℃までの上昇を想定している²⁾。

一般には、定常温度における高温部材の構造設計では主として長時間にわたる高温状態での強度が目やすにされる。しかし航空機用ジェットエンジンのように、起動・停止がひんぱんに行われる熱機関の高温部材では、起動・停止による加熱・冷却が繰返され、これに伴って生じる非定常熱応力を考えなければならない。この熱応力は、加熱・冷却の速さ、熱伝達、部材の熱伝導や熱膨張と比熱、部材の形状等多くの条件が複合されて生じるものである。

筆者らは、航空機用ジェットエンジンの起動・停止に伴う高温部材の強度を研究するため、高速風洞内でプロパンガスの燃焼と燃焼停止を繰返すことができる熱衝撃試験用風洞の施設整備を行った³⁾。本報告は、この風洞を用いて行った部材の繰返し加熱・冷却と、これが材料強度に及ぼす影響に関する基礎的な実験とその結果について記述するものである。

実験は、航空機の主翼や胴体等に多く使用されている高力アルミニウム合金2024SのT3処理薄板

(以降24ST3アルミニウム合金とする)の加熱・冷却試験と、加熱・冷却の繰返しによる高温部材の亀裂発生と伝ぱを基礎的に調べるために行ったのびの少ない脆性材の鋳鉄についての加熱・冷却試験からなる。

2. 試験装置と実験方法

加熱・冷却試験に使用した熱衝撃試験用風洞については既報³⁾があるので省略する。供試体は風洞吹出口で鉛直方向に支持されて加熱・冷却試験が行われた。図1に供試体を支持した架台を示す。この架台は床上に固定されたもので、てこ比7:1の鋼棒の一端に供試体を支持し、他端に重錘を載せる形式で、7T負荷装置という。この装置の引張荷重特性を図2に示す。これは24ST3アルミニウム合金薄板の引張歪みと荷重の関係について万能試験機(容量2ton, 島津RS-2, 力量計1ton)と7T負荷装置で負荷試験を行って比較したものである。供試板の平行部断面は20mm×1.3mmである。歪みの検出は箔歪みゲージによる。7T負荷装置では、一定の重錘を順次増加する段階的負荷になる。万能試験機でも同様に一定量ずつ増荷重し、歪み計と力量計の指針が釣合うのを待って計測を行った。図2には増荷重と除荷重の各段階における計測値を記号×, +印で示してある。直線は増荷重時の計測値から最小自乗法で求めた線である。図では7T負荷装置の計測値は比較しやすいように右側へ平行移動して示してある。計測値には増荷重と除荷重で差があり、万能試験機の場合、増荷重に比べて除荷重のときに歪みが僅かに小さくなり、7T負荷装置の場合には逆に大きくなる。従って除荷重のときには両負荷装置で違いが認められるが、増荷重のときには0.1%の違いが認められるだけであり、7T負荷装置は万能試験機と同等に荷重がかけられることが確認できた。

アルミニウム合金は高温では強度が低いこともあ

* 昭和61年11月17日受付

** 原動機部

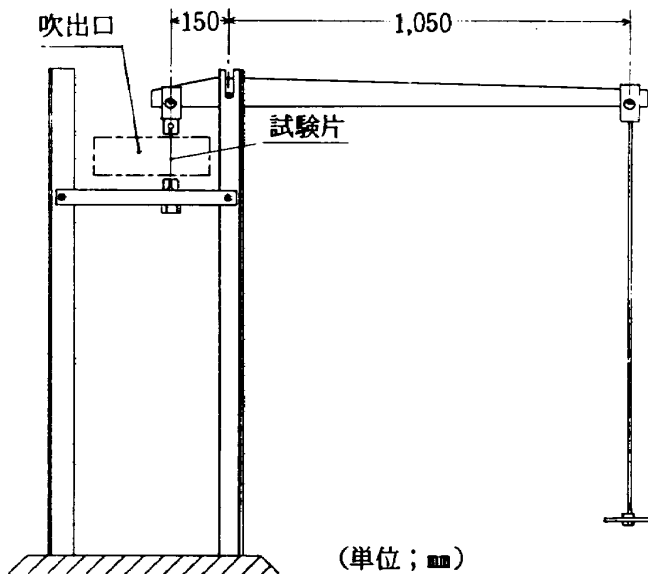


図1 熱衝撃試験用風洞引張負荷装置
(7 T負荷装置)

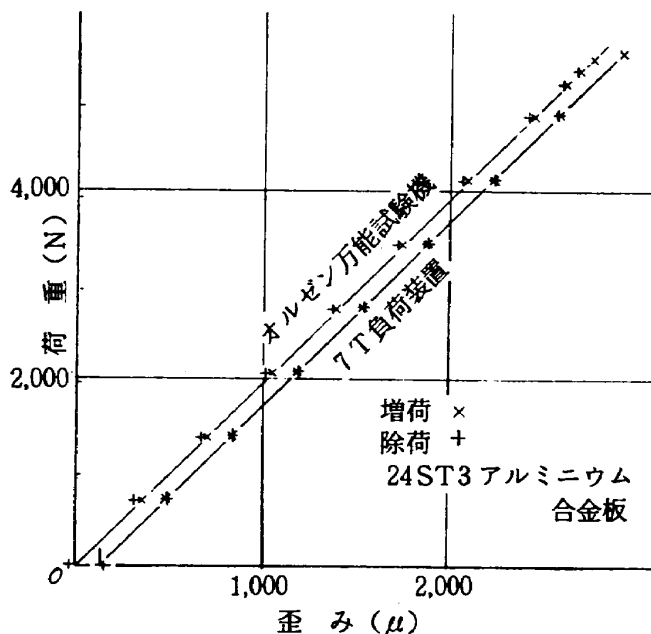


図2 7 T負荷装置特性

り、加熱温度を約 400°C 以下に抑えるため、実験にはこの温度が安定して得られるプロパンガスバーナを用いた。これは鑄鉄の加熱・冷却試験に用いた高温用のもの⁴⁾と同様なリング状バーナで、ガス噴出量が少なくなるようにしたものである。このバーナによる風洞吹出口(供試体の支持位置)における温度分布の一例を図3に示す。吹出口は、 $100\text{ mm} \times 300\text{ mm}$ の水平方向に長い長方形である。図示の温度分布は 350°C に設定した場合のものである。温度検出は熱電対による。測定値は 350°C を◎印で、○印がこれより高い温度、●印が低い温度を示し、数字

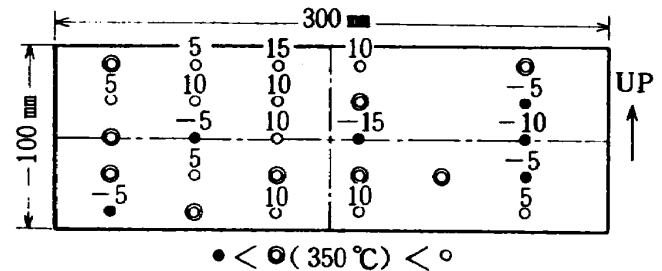


図3 風洞出口温度分布
(アルミニウム板の加熱バーナを用いて加熱した場合)

は 350°C との温度差を示す。この差は図示のように $350^{\circ}\text{C} \pm 15^{\circ}\text{C}$ 程度である。設定温度が低い場合には、この差が小さく、高い場合にはやや大きくなる傾向である。それぞれの設定温度は吹出口のほぼ中央における気流温度である。

加熱・冷却はタイマーによる自動時間制御とし、主として1サイクル当り40秒加熱の90秒冷却である。設定加熱温度はプロパンガスの供給量制御によって得られる。加熱・冷却に伴う温度変化や風速等については既に報告してある⁵⁾が、加熱または冷却開始から数秒間で吹出気流温度が設定温度の80%以上に達する。その際の風速は毎秒70 m以上である。供試体の温度は、供試体が小さく、また供試体の支持についても断熱を考慮したこと等により数秒遅れの程度で気流温度に追従すると考えている。従って加熱・冷却の時間40秒、90秒では供試体温度はほぼ気流温度になる。

3. 実験と結果

3.1 実験その1、24ST3 アルミニウム合金の静引張強度に及ぼす熱サイクル履歴の影響

供試材は輸送機の主翼外板に使用した材料の一部⁶⁾で、この素材の静引張特性を図4に示す。試験片形状は図4に併記した通りである。試験片はいずれも素材の圧延方向と試験片の長手方向が一致するように切り出された。引張試験は万能試験機(島津RS-2)による。引張負荷は一定量ずつ手動で増加重する段階的負荷方法で行い、荷重と歪みは、力量計と歪み計の指針が釣合ってから計量するようにした。図4には2本の試験片について計測した応力と歪みの関係を示してある。2本のうちの1本は試験片が破断するまで負荷しており、このときの引張強

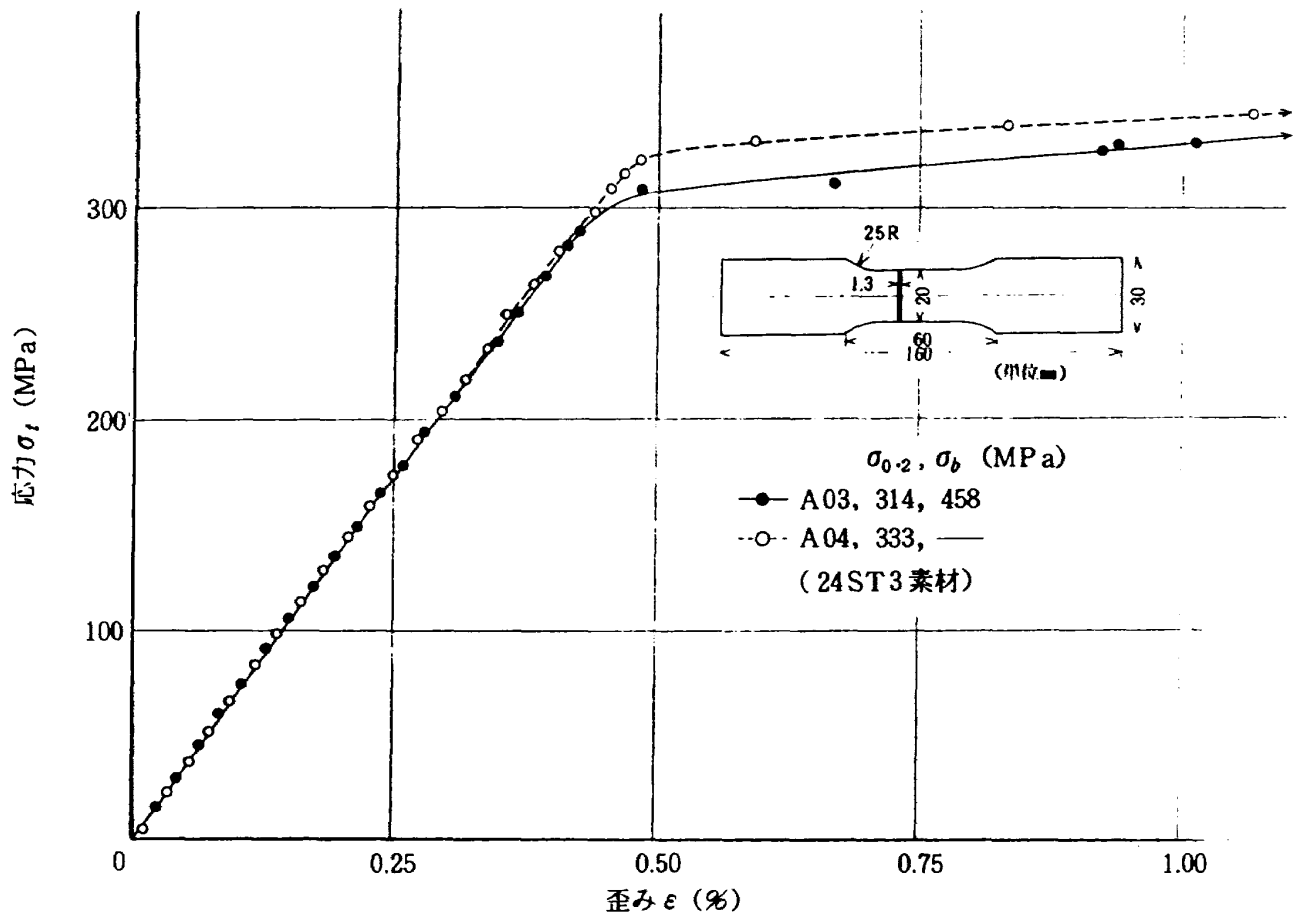


図4 アルミニウム合金素材の室温における静引張特性

さ σ_b は 458 MPa であった。なお両者の 0.2% 耐力 $\sigma_{0.2}$ には僅かな違いが認められる。しかし、この素材の引張特性はほぼハンドブック⁷⁾等々に示されたものと同等である。

付図1～6にアルミニウム合金材の繰返し加熱・冷却を受けたものについての室温における静引張特性を示す。加熱・冷却サイクルの時間周期は主として 40 sec / 90 sec である。加熱温度は 150℃（付図1）、200℃（付図2）、250℃（付図3）、300℃（付図4）、400℃（付図5、6）である。冷却温度は加熱温度や実験時の気温その他によって違いがあり、高い場合で 70℃、低い場合で 25℃ 程度であるが、一連の繰返し加熱・冷却試験ではほぼ同じ温度である。これらの試験は、いずれも試験片1本ずつについて行ったものである。また加熱・冷却中に試験片に僅かな引張荷重が負荷されたものもあるが、これは振動を抑制するようにしたもので、加熱・冷却に伴う膨脹や収縮に大きな影響を及ぼさない程度である。表1に加熱・冷却条件と $\sigma_{0.2}$ 、 σ_b 等をまとめて示してある。また被加熱材の引張特性を示し

た付図には、素材との比較ができるように図4に示した素材（A03）の引張特性曲線を1点鎖線で示した。なお、これらの静引張試験は先に述べた素材の場合と同じ方法で行った。

これらの繰返し加熱・冷却材についての静引張試験では次のことがわかる。

(イ) 150℃で繰返し加熱・冷却した場合（付図1）；引張応力 σ_t と伸び歪み ε の関係および $\sigma_{0.2}$ 、 σ_b 等は素材とはほぼ同等である。

(ロ) 200℃で繰返し加熱・冷却した場合（付図2）；素材と同等か、むしろ $\sigma_{0.2}$ 、 σ_b がやや大きくなる傾向さえ認められる。この温度では、25回、50回、200回の繰返し加熱・冷却を行ったが、この繰返し数範囲では明らかな相違は認められない。

(ハ) 250℃で繰返し加熱・冷却した場合（付図3）；ほぼ 200℃の場合と同様であるが、 σ_b がやや小さくなり、破断伸びも小さくなる傾向のようであった。

(ニ) 300℃で繰返し加熱・冷却した場合（付図4）；この温度では明らかに強度低下が認められ $\sigma_{0.2}$ 、

表 1 24ST3 アルミニウム合金被加熱材
の室温における静引張特性

試験片 No	繰返し加熱 / 冷却			静引張試験	
	温度 H/L (°C)	回数	引張予応力 σ_f (MPa)	0.2%耐力 $\sigma_{0.2}$ (MPa)	引張強さ σ_b (MPa)
A03	室 温	—	—	314	458
A04	室 温	—	—	333	—
B4	150/44	25	11	317	466
B5	150/46	25	11	314	457
A012	200/50	25	13	346	463
B1	200/50	25	13	316	459
B8	200/43	50	11	331	469
B9	200/50	200*	0	358	472
B3	250/50	25	13	327	403
B6	250/48	25	11	350	430
B2	300/50	25	13	216	352
B7	300/43	25	11	231	367
A011	300/50	50	2	245	377
C1	400/70	1	0	228	421
C2	400/70	6	0	205	383
C3	400/70	6	0	206	391
A09	400/50	25	2	168	323
A010	400/50	25	2	178	330
A06	400/50	50	23	155	314
A07	400/50	50	23	179	325
A08	400/25	50	2	170	304
A44	400/25	50	2	179	312

備考；繰返し時間 (sec) 40/90, (* 印, 30/30)

σ_b が素材より 20~30% 低くなった。

(ハ) 400°C で繰返し加熱・冷却した場合 (付図 5, 6)；この温度では 300°C の場合よりさらに強度低下が認められる。このときの試験片 A010 (繰返し数, 25 回) について σ_f と ϵ の関係を 2 点鎖線で示した。25~50 回の繰返しでは $\sigma_{0.2}$, σ_b が素材より 30~40% 低くなる。この温度で 1 回だけ加熱・冷却した場合でも素材より明らかに強度が低下し, 6 回~25 回~50 回と繰返すことにより強度がますます低下することがわかる (付図 6)。

上述の試験で得られた 24ST3 アルミニウム合金の被加熱・冷却材についての加熱温度 t_H (°C) と $\sigma_{0.2}$, σ_b の関係を図 5 に示す。図には繰返し数 25 回のものについて示した。この材料では, ほぼ 200°C

までの加熱・冷却を受けても素材の強度特性とほぼ同等である。加熱温度が 200°C より高くなるに従って $\sigma_{0.2}$, σ_b が低くなることがわかる。

3.2 実験その 2, 熱サイクルを受ける 24ST3 アルミニウム合金の強度

高温部材の構造強度は, それぞれの温度におけるクリープ強度や静強度, 疲労強度等の資料から判断される。これらの多くは一定の応力や環境条件についてのものである。ここでは繰返し加熱・冷却を伴う場合のアルミニウム合金の引張試験とその結果について述べる。

供試材, 試験片形状および加熱・冷却サイクルは前節実験その 1 で述べたものと同様である。負荷方

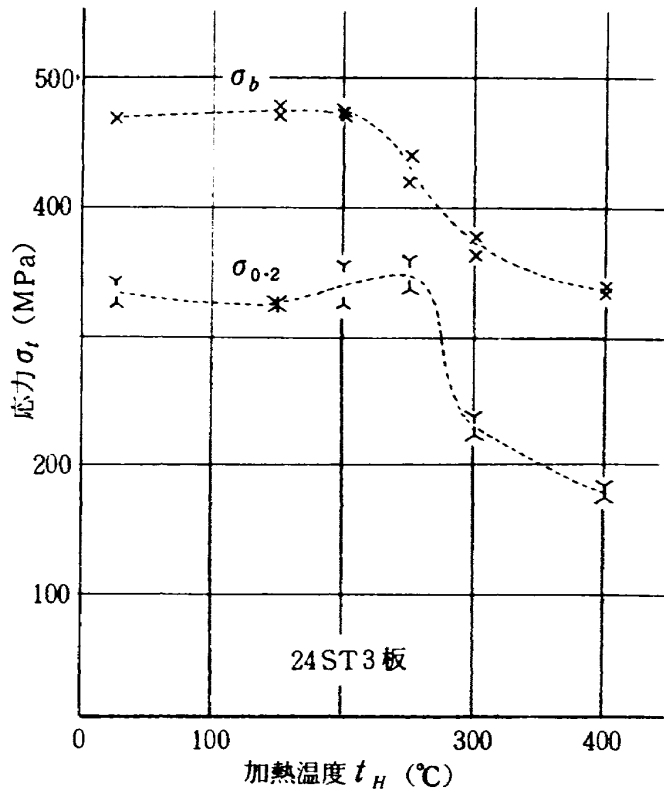


図5 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張 $\sigma_{0.2}$, σ_b

法は前章2で述べた7 T 負荷装置(図1)による重錘での引張りである。すなわち負荷は一定の重さの重錘を順次増加してゆく階段的負荷である。実験その1では、24ST3 アルミニウム合金は約200℃以下の繰返し加熱・冷却を受けても、室温における静引張強度に明らかな影響が認められなかった。また、当所のUSB方式高揚力装置を有するSTOL実験機では主翼上面における被加熱温度を200℃以下と想定している²⁾。これらのことから、実験その2では、主として200℃を超える温度での加熱・冷却試験を行った。結果は次のようである。

(イ) 210℃の温風連続加熱における24ST3 アルミニウム合金の引張試験結果を図6に示す。引張荷重は7 T 負荷装置によるものである。この試験では歪み計測を行っていないので、図では横軸に加熱または荷重の継続時間を、縦軸には引張荷重(N)をとっている。図の×印は破断したことを示す。同図には、加熱試験の場合と同じ条件で、無風・加熱なしの室温における引張試験の結果も示した。室温における引張強さ σ_b は470MPaと468MPaであり、ほぼこの素材の σ_b であった。これに対して210℃温風連続加熱では σ_b が380MPaと372MPaで、室温

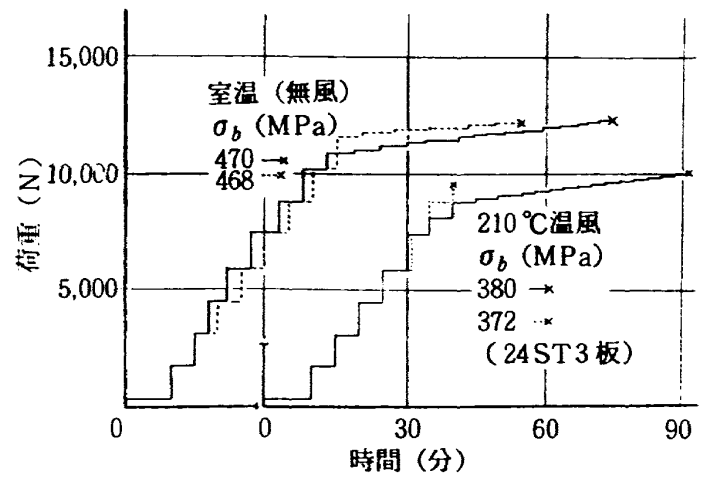


図6 アルミニウム合金の高温引張強さ (7 T 負荷装置; 210℃)

の場合に比べて約20%低くなった。

(ロ) 210℃の繰返し加熱・冷却を伴う24ST3 アルミニウム合金の引張強さを図7に示す。図の横軸には累積加熱時間を、縦軸には荷重をとっている。なお横軸には加熱回数の尺度も示してある。また、×印は破断したことを示す。この試験では、繰返し加熱・冷却を始めてから短い時間(少ない繰返し数)で大きな荷重がかけられた場合における σ_b は、段階的に荷重を増した場合に比べて低いようであるが、この違いは僅かである。このときの σ_b は連続加熱した場合とほぼ同じである。また、この σ_b 相当の荷重で150℃×1回、190℃×1回で破断しないが、

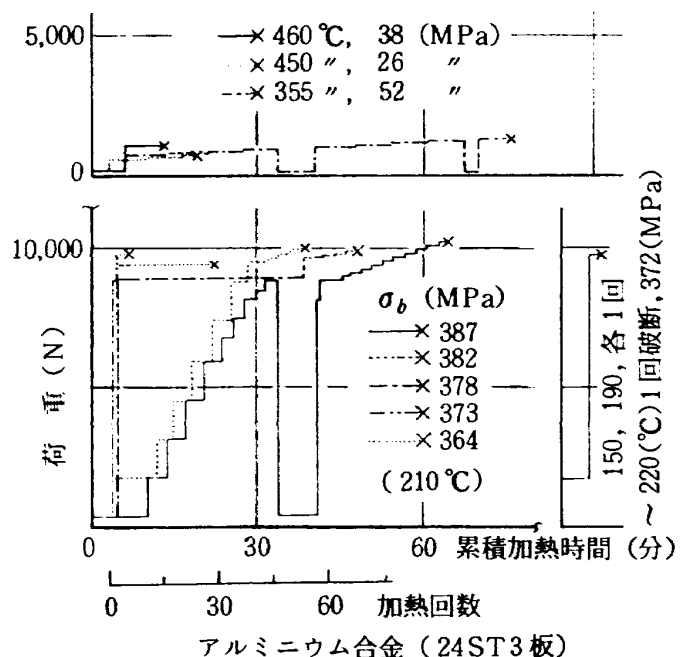


図7 加熱/冷却(40/90 sec)を伴う引張強さ

220℃では1回目の加熱中に破断した。350℃の繰返し加熱・冷却では $\sigma_b = 52 \text{ MPa}$ であった。450℃で僅かずつ荷重を増した場合、26MPaで、また38MPaでは460℃の10回繰返しで破断した。この450℃と460℃の熱サイクルが伴う σ_b は加熱温度と負荷条件の違いもあり、また各1回だけの試験でもあり、的確な評価はできないが、210℃の場合から考えて実験誤差と推定される。

3.3 実験その3、鋳鉄の強度に及ぼす熱サイクルの影響

一般の高温用構造部材は加熱・冷却を受ける場合には、加熱・冷却に伴う伸縮が抑制されたり、機械的負荷変動もある。例えばガスタービン機関のタービンや圧縮機のロータブレード等は、タービンの起動に伴う遠心力による引張荷重の増加と温度上昇、停止に伴う荷重の減少と温度降下等が組み合わされる。部材全体が定常温度になるまで、部材表面では温度上昇により圧縮、温度降下により引張の熱応力が生じる。さらにブレードでは空気力による曲げや振り応力もある。また、最近では、タービンの高温

化に伴って、ブレード等の冷却が行われることもあり、形状も複雑化し、ブレードの温度分布も単純ではない。ここでは熱サイクルによる亀裂の発生を調べるため、最も基礎的な実験として、伸びの小さい脆性材である鋳鉄の熱サイクル試験を行った。実験は前述の実験その1と同様、繰返し加熱・冷却を受けた鋳鉄材の室温における静引張特性、繰返し加熱・冷却による亀裂の発生と部材の形状について調べたものである。

被加熱・冷却鋳鉄材の静引張特性を図8に示す。この鋳鉄素材の室温における静引張特性も図8に併記(記号×印)してあるが、 $\sigma_b \approx 300 \text{ MPa}$ 、伸び1%強の比較的強度が大きいものである。それぞれの試験片形状も図8に示してある。供試材は、いずれも同時に鋳造した直径200mmの円板から削り出したものである。加熱・冷却の温度は約710℃/50℃、時間は40 sec/90 sec、回数は各々50回である。加熱・冷却は熱衝撃試験用風洞によるが、加熱温度が高いため、高温用のプロパンガスバーナ(M3RC1改4)⁴⁾を用いた。また加熱・冷却中に引張荷重がある場合と、ない場合の試験も行った。それぞれの静

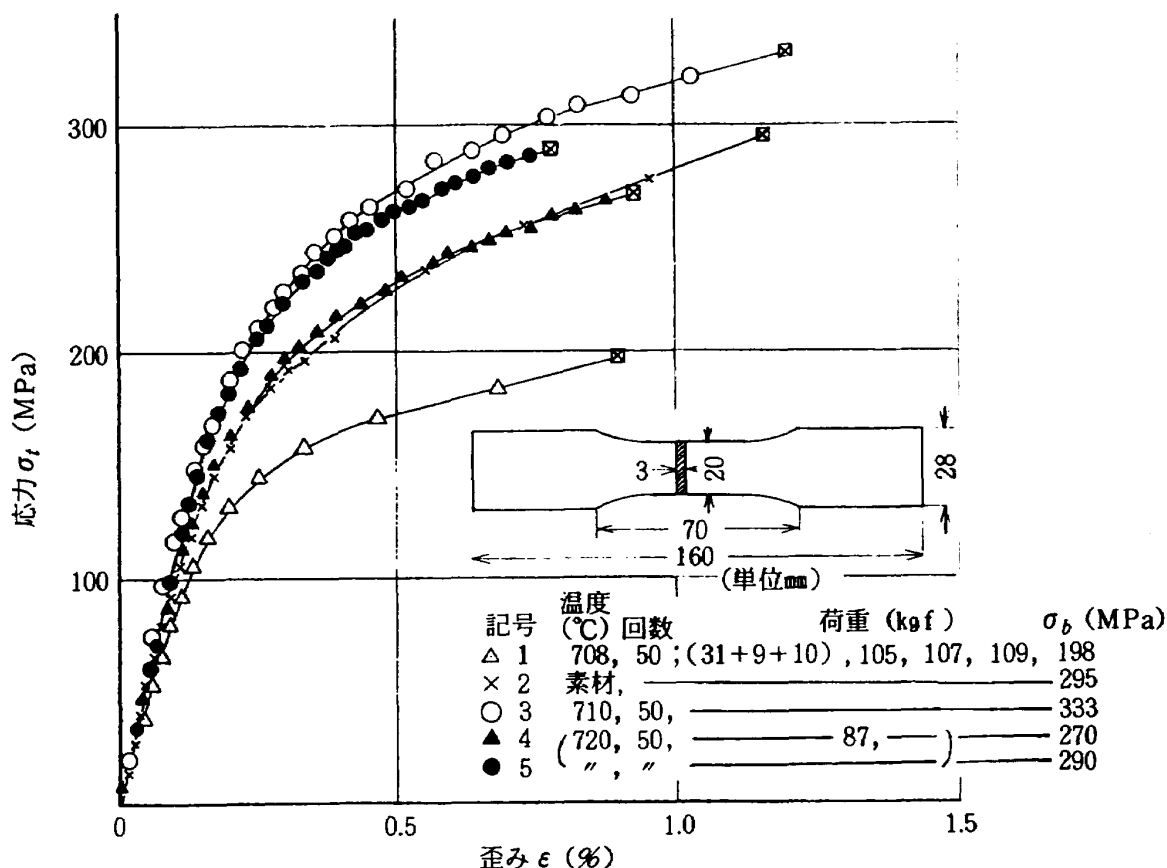


図8 被加熱鋳鉄材Aの室温における静引張特性

引張試験は、実験その1と同様、試験機には容量2 tonの島津RS-2 万能試験機を使用し、歪みは箔歪みゲージで計測し、負荷は一定量ずつ増加し、力量計と歪み計の指針が釣り合うのを待って計量を行う階段式負荷方法である。図8は引張応力 σ_t と伸び歪み ϵ の関係を示したもので、縦軸に σ_t 、横軸に ϵ をとってある。図の図印は破断したことを示す。この試験から次のことがわかる。

(イ) 繰返し加熱・冷却を受けた加熱材の σ_t と ϵ の関係(○、●印)は、素材より σ_t がやや高くなり、焼入効果の様相がみられる。加熱温度710℃の場合には(○印)伸びが素材と同等であり、 σ_b が素材より約10%大きかった。720℃の加熱材では(●印) σ_b が素材と同等であり、伸びが素材より約20%小さかった。

(ロ) 引張荷重853N(87kgf)($\sigma_t=14\text{MPa}$)で、繰返し加熱・冷却を受けた加熱材(▲印)では、 σ_t と ϵ の関係は素材と同様であるが、 σ_b と破断伸びが素材より約10%小さくなった。

(ハ) 引張荷重が1030~1069N(105~109kgf)($\sigma_t=17.2\sim17.8\text{MPa}$)で、繰返し加熱・冷却を受けた加熱材(△印)では、 σ_t と ϵ の関係が素材より明らかに小さくなり、 σ_b が約40%、破断伸びが約20%小さかった。

これらの試験から、供試用鋳鉄材では、710~720℃の繰返し加熱・冷却により焼入処理のように強度が高くなるようであるが、加熱・冷却に引張荷重が伴う場合には強度低下を招くことを示している。

鋳鉄の繰返し加熱・冷却による亀裂発生と部材の形状について行った試験における鋳鉄部材の形状を図9に示す。先に述べた鋳鉄材では引張荷重がない場合には、加熱・冷却の繰返しによる明らかな亀裂

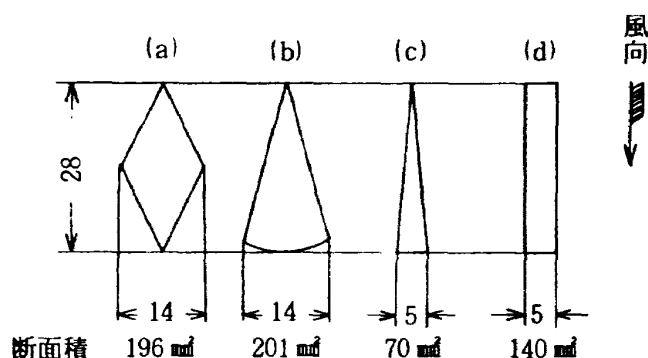


図9 鋳鉄B試験片断面形状(長さ100mm)

は観察できなかった。ここでは亀裂が生じ易いように、引張強さが、先の鋳鉄材の約1/2である鋳鉄を選んだ。試験片の断面形状は図に示した4種類で、長さが100mmである。これらの試験片は、同時に鋳造した35φ×350mmの円柱材から削り出した。これまで述べた加熱・冷却の繰返し試験では、いずれも1枚ずつの加熱・冷却であったが、この試験では図9に示したように、各断面の試験片を配列し、4本同時に繰返し加熱・冷却を行った。なお間隔は、b形試験片を吹出口長手方向の中央にして各々75mmにとり、試験片相互間で加熱・冷却の相互干渉がなるべく少なくなるようにした。試験片の支持は上端から80mmまで加熱・冷却できるように鉛直に立てて下方を固定した。なお上端は支持なしである。

この加熱・冷却試験では、4種類の試験片形状のうちc形試験片のみに明瞭な亀裂が見出された。繰返し加熱・冷却60回後における亀裂深さを図10に示す。図の横軸に試験片上端からの距離mm、縦軸に試験片前縁(leading edge)から亀裂底までの直線深さをとってある。実線は繰返し数60回後に金属顕微鏡を用いて測定した亀裂深さを示す。点線は、さらに29回の繰返し加熱・冷却によって延びた亀裂のうちの3つについて調べた亀裂深さを示したが、他の亀裂もほぼ1mm延びていた。図11に観察した亀裂の数例を示す。この異種形状試験片の試験では、熱風または冷風を受けて加熱・冷却されやすい面は風上に面した部分であり、(a)、(b)、(c)とも風上側の斜面、(d)が風上側の平面である。これらの面が大きい程単位時間当たり早く加熱・冷却されるであろう。熱応力は試験片の加熱・冷却される面と、面から内部の温度勾配によって生ずる。この熱応力によって試験片に亀裂が生じて進展するためには、表面からある深

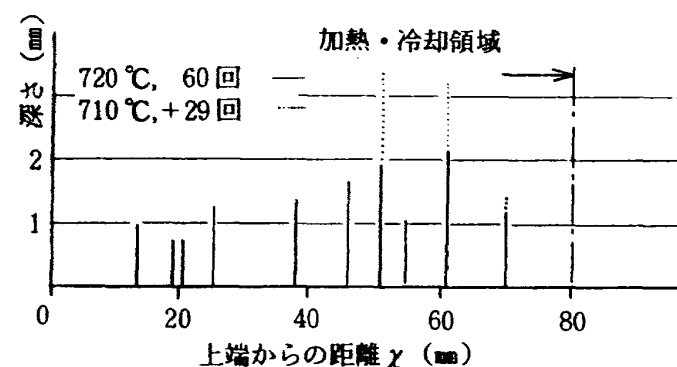


図10 鋳鉄B(C形)の加熱・冷却による亀裂深さ

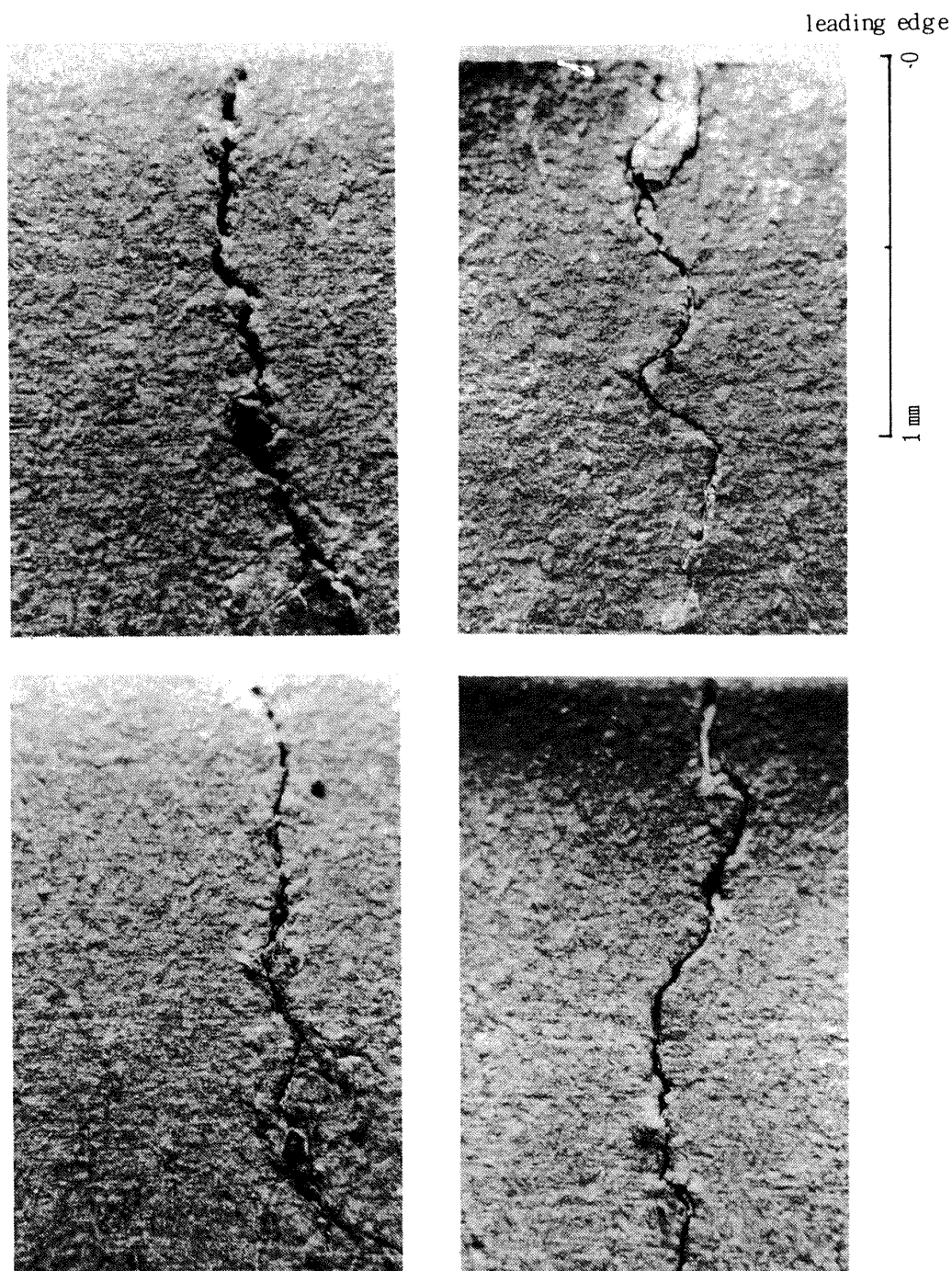


図11 熱サイクルによる鋳鉄B（C形試験片）の亀裂

さまでの応力が亀裂を生じる限度を超える必要がある。方形試験片の(d)では、他の試験片より加熱面積は小さいが、面に垂直に熱風・冷風が吹き付けられるため、斜面加熱であるものより加熱・冷却されやすく、高い熱応力が生じるであろう。しかし加熱面から内部の応力勾配が大き過ぎて、亀裂が発生進展する条件に至らないものと考えられる。受熱面が斜面状である(a), (b), (c)の試験片は、2つの斜面で熱を受けることもあり、方形試験片の場合より全体が加熱・冷却されやすい。また、(a), (b)では体積が

(c)の約3倍であり、それだけ表面から内部の温度勾配も大きくなるであろう。しかし(a), (b)試験片では方形試験片の場合と同様に亀裂の発生と進展に要する応力条件を満たしていないものと思われる。前3者に比べて、(c)形の試験片では前縁からかなり深い位置まで亀裂が発生進展できる応力条件にあるものと考えられる。

4. 考 察

本研究は、高温部材の強度に関する基礎的なもの

である。一般に高温部材としては、定常的な温度で使用される部材と、比較的短い時間周期で加熱・冷却が繰返される非定常的な高温部材とがある。前者では部材の使用温度条件と素材の高温強度特性の資料から材質や形状等が決められる。後者では、過渡的な温度条件が重要な素因になる。定常温度条件における応力が低くても、この状態になるまでの加熱・冷却が急激である場合には部材が損傷することがある。

高温部材の設計資料として材料の高温強度がある。図12⁷⁾は24ST3 アルミニウム合金の高温引張における降伏応力 σ_y 、引張強さ σ_b 及び破断伸び ϵ を示したものである。この資料は10,000時間加熱によるものである。この場合の200℃における σ_y 、 σ_b は室温における値の46%と38%である。前章3-2で述べた実験では、210℃連続加熱における σ_b は380 MPaと372 MPaであり、室温における σ_b (470 MPa, 468 MPa)の約80%である。繰返し加熱・冷却の場合でも、 $\sigma_b = 364 \sim 387$ MPaであり、連続加熱の場合より僅かに低いようであるが、いずれも10,000時間加熱の場合における σ_b に比べて十分大きいものである。このことは実験における加熱時間が連続加熱で約90分、加熱・冷却で延べ45分程度の短時間であることによると思われる。また、実験3-1で述べたように200℃の繰返し加熱・冷却を受けたあとの静引張強さは素材より低くなることが認められない。これらのことから、繰返し加熱・冷却とともに荷重がかかる場合には、その加熱温度における応力が塑性変形を生じない程度であれば、24ST3 アルミニウム合金材は200℃の繰返し加熱・冷却に十分耐えると考えられる。まえがきでも述べたように、当所のUSB方式STOL実験機では、翼面の温度は十分余裕をとって200℃に設定してある。この部材はエンジンの起動・停止に伴う加熱・冷却と、構造部材としての荷重を受ける。この200℃の加熱温度における負荷応力が $\sigma < 150$ MPa程度であれば24ST3 アルミニウム合金でも十分耐えると考えられる。

加熱・冷却の繰返しによって部材に亀裂を生じることがある。この場合には熱サイクルとともに何らかの機械的荷重を伴うものである。実験3-3で述

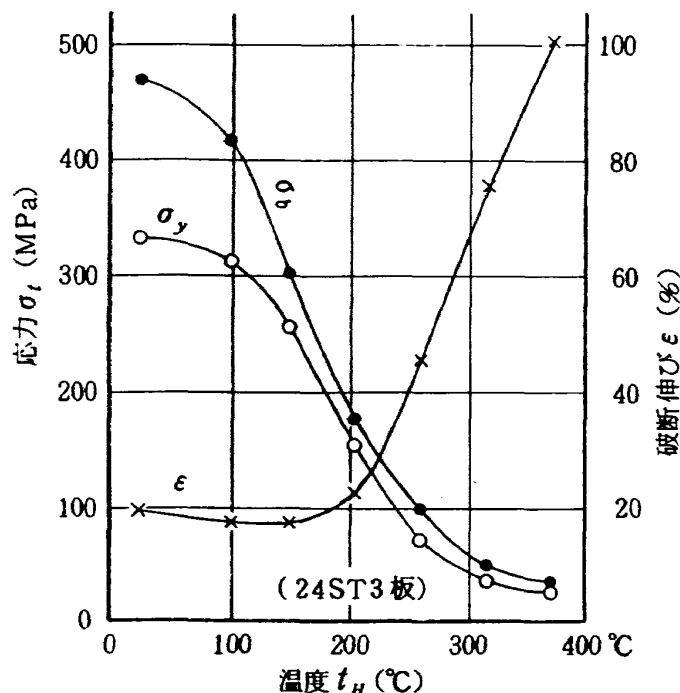


図12 アルミニウム合金高温強度⁷⁾
(10,000時間加熱)

べた鋳鉄材の繰返し加熱・冷却試験では、引張荷重が伴った加熱材の平板では静強度の低下が認められたが、負荷がない場合には逆に強度が高くなり、焼入効果の様相が認められた。しかしこれらの場合には、熱サイクルのみによる亀裂の発生・伝ぱの傾向は観察できなかった。この鋳鉄材の他、軟鋼や半硬鋼、銅等の延性のある伸展材の平板や細い針金から10mmφ程度の中空や中実丸棒等についても、同様な繰返し加熱・冷却試験を行ったが、くり返し加熱温度によっては加熱面の焼損があっても、熱サイクルのみでは亀裂の発生や伝ぱは観察できなかった。また、この種延性材で加熱・冷却に引張荷重が作用する場合には、クリープによる破断が先行するようである。実験3-3で述べたように伸びの少ない脆性材料でも、加熱・冷却による亀裂の発生と成長には、応力条件が重要な役割をしめる。丸棒や平板では亀裂が生じにくいのは亀裂発生と成長に充分な応力条件に至らないためである。

本報告で述べた実験では、加熱・冷却を行うための吹付けガスの温度はそれぞれの実験毎に示した通りであるが、風速は冷却の場合には70~100m/sec、加熱の場合には100~150m/secである。供試体はいずれも小さいため、加熱・冷却の開始から10~20秒で加熱・冷却部分はほぼ全体が気流温度に近くな

る。鋳鉄の試験では、C型形状の試験片で亀裂の発生と進展が認められた。これは熱応力の繰返しによるものであるが、この熱応力は試験片の過渡的温度分布で生じ、加熱・冷却されるための熱伝達や、供試材の熱伝導、比熱、熱膨脹等の多くの状態からきまるものである。熱伝達や部材表面の温度状態は実験解析から、また部材の三次元温度分布は数値解析をまたねばならない。しかし、繰返し加熱・冷却による亀裂の発生と進展が実験室的に確認できたことは、この種部材の熱応力解析で有益な資料になるものと考えている。

5. あとがき

材料強度に及ぼす熱サイクルの影響について実験的な基礎研究を行った。与えた熱サイクルは約40秒間の高温ガスと、約90秒間の常温空気吹付けの連続加熱・冷却繰返しである。実用航空機の主翼外板に使用された24ST3 アルミニウム合金薄板の一部と、伸びの少ない鋳鉄材について実験を行い、次のことがわかった。

1. 24ST3 アルミニウム合金では、200℃までの熱サイクルを受けただけでは、静引張強度は素材より低くなることがない。この温度までの熱サイクルを伴う場合の引張強さは、室温における σ_b より20%低くなる程度であるが、200℃を超えるとサイクル数の増加と加熱温度が高くなるにつれて σ_b の低下が著しくなり、10,000 時間加熱における σ_b に近くなる。

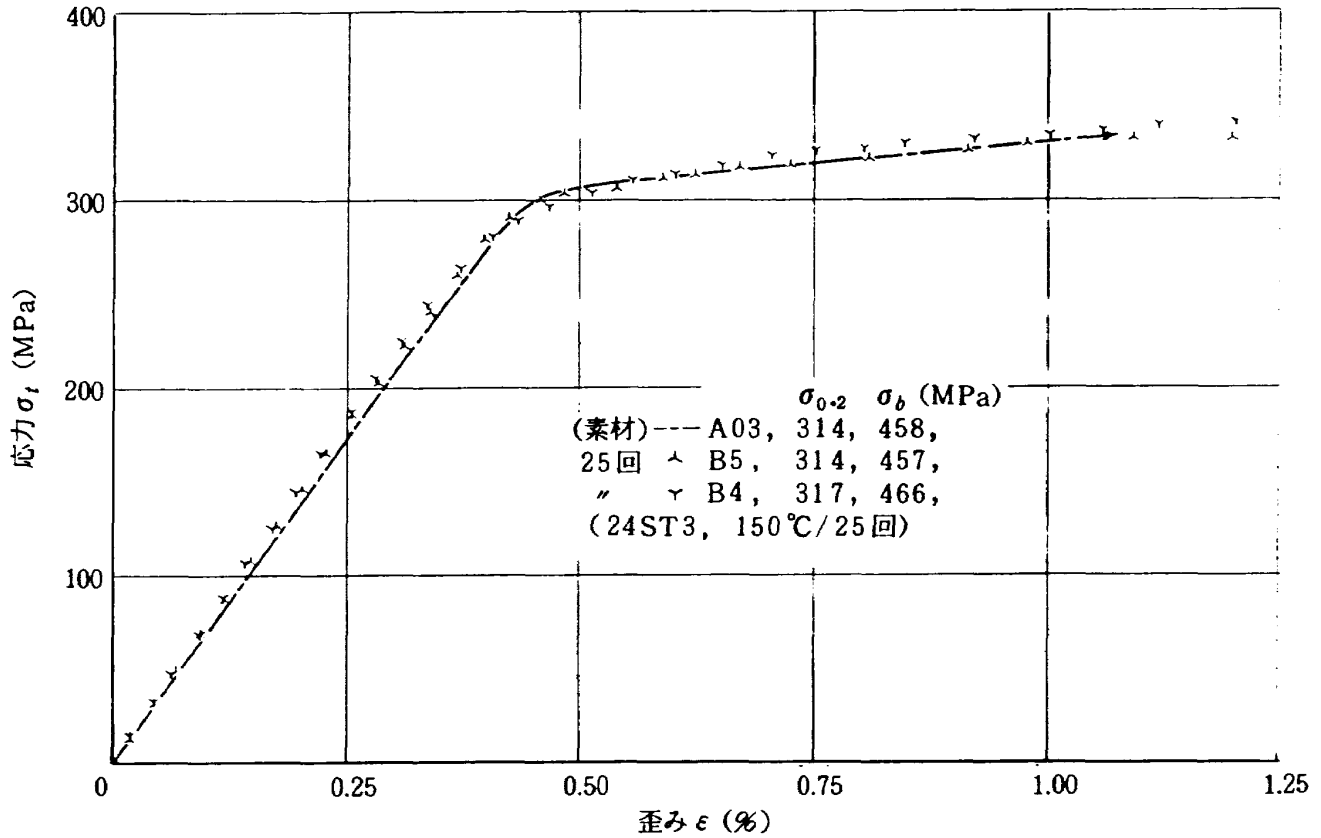
2. 鋳鉄では、僅かな引張荷重を伴う熱サイクルにより、室温における静引張強度の低下が認められるが、引張荷重がない場合には焼入効果によると思われる静引張強度の上昇が認められる。また、荷重の伴わない熱サイクルでも、断面形状によっては亀

裂を生じて進展することがわかった。

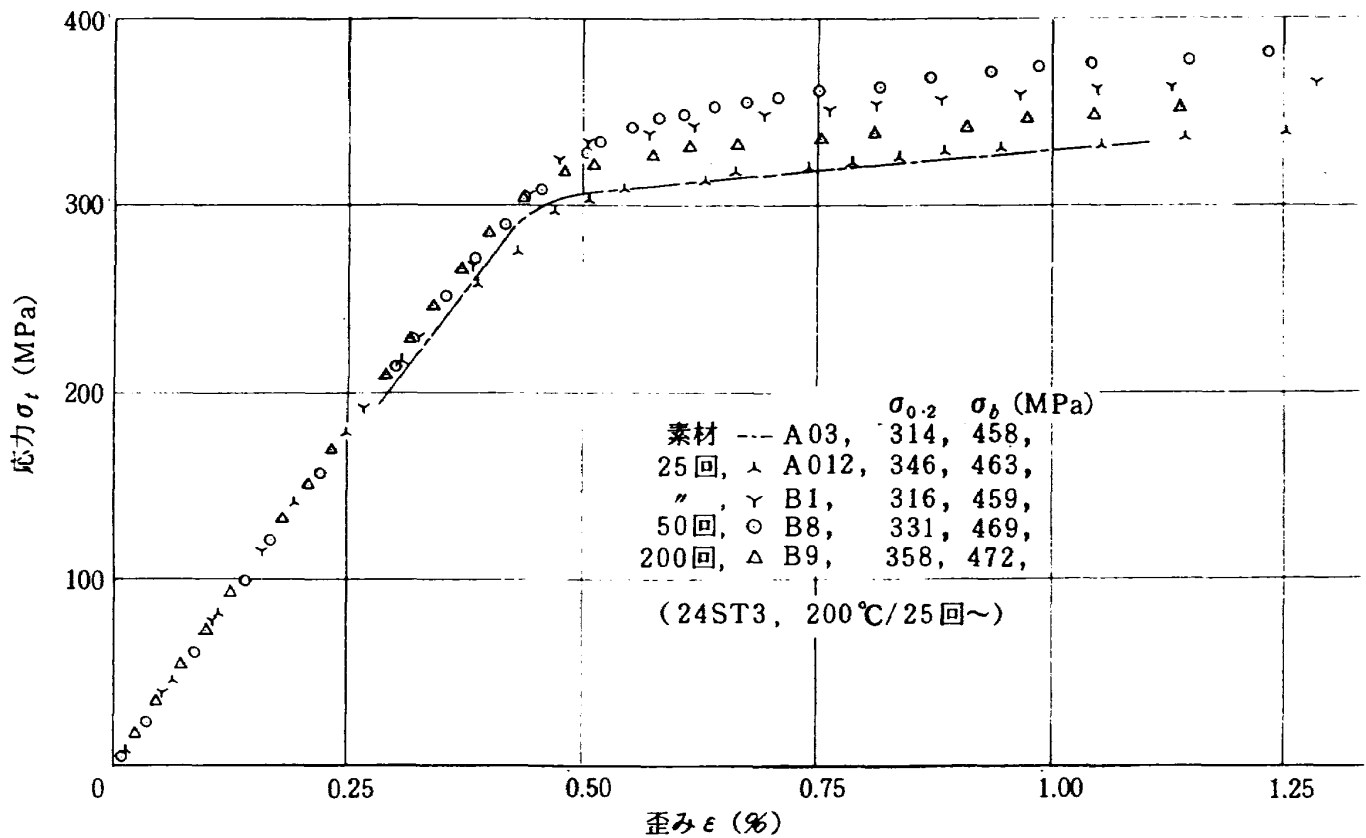
航空機用の高温部材は、特に高温化、軽量化、形状の複雑化などの要求に伴って強度的により厳しい環境におかれている。例えば、加熱・冷却の温度差がより大きくなり、過渡的な温度勾配による大きな熱応力の繰返しが高温部材の寿命を短かくする。また高温用新素材も種々開発されているが、これら高温部材の設計・製作については、ノウハウを伴うことが多く、強度に関する資料も秘蔵される傾向があり、構造強度設計に十分対応できる資料が整備されているとはいえない。高温用構造物のより高い信頼性の要求に対処するため、より精度の高い実験解析と、数値解析が期待される。

参 考 文 献

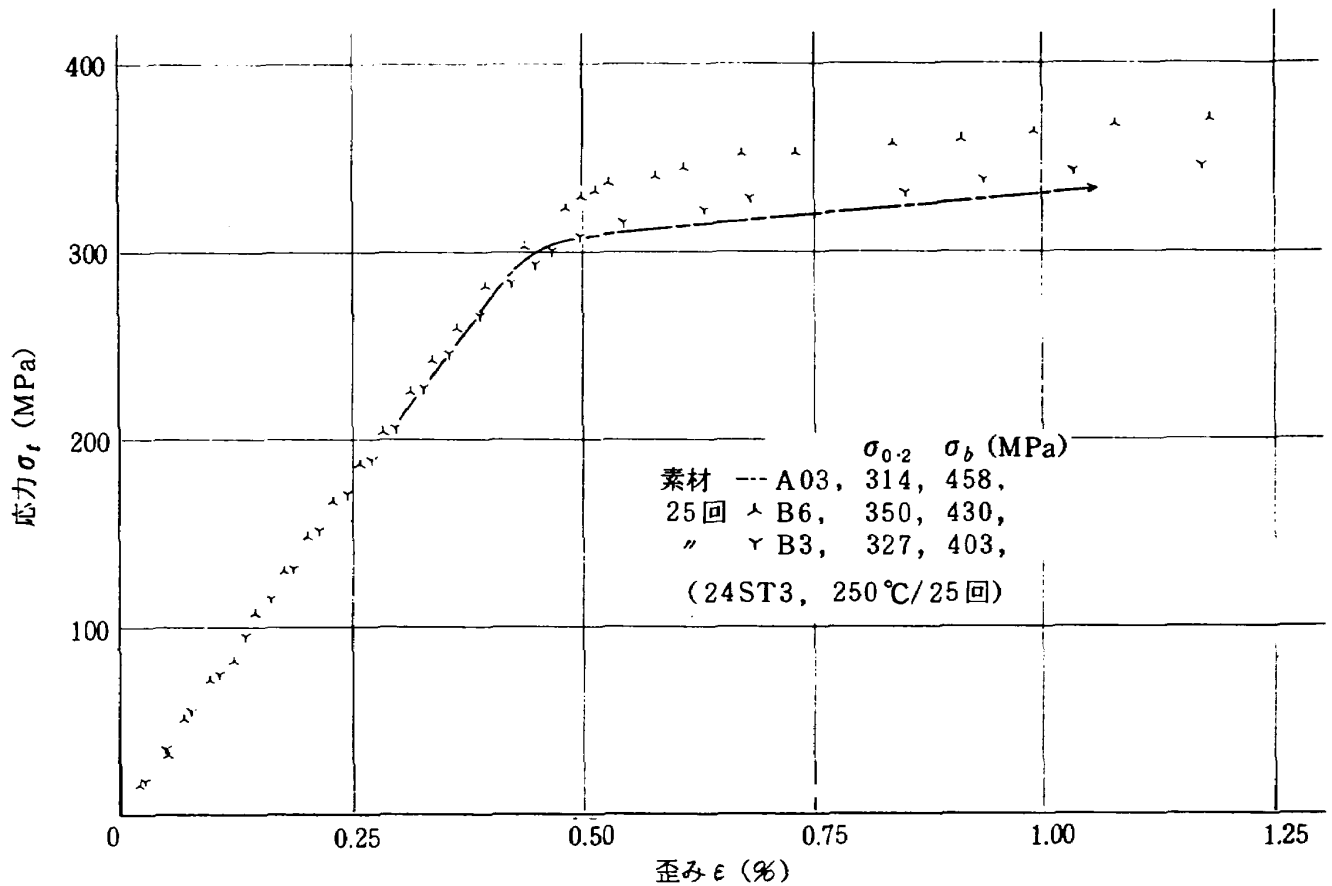
- 1) 鳥崎忠雄, 森田光男, 佐々木誠; FJR710 エンジンとSTOL実験機「飛鳥」の推進システム; ターボ機械第14巻第3号(1986.3月) pp.16~22
- 2) 森田光男, 佐々木誠, 高沢金吾, 鳥崎忠雄; 低騒音STOL実験機の推進システムについて; 航空宇宙学会誌 Vol 32-371号(1984.12月) p.737
- 3) 武藤洋治郎, 池田為治, 坂元思無邪, 光山敏雄; 熱衝撃試験用風洞整備試験; 航技研資料 NAL.TM-54(1965.5月)
- 4) 同 上; p.16
- 5) 同 上; pp.18~20
- 6) 池田為治, 坂元思無邪; アルミ合金の前歴が疲れ寿命に及ぼす実験的研究; 航技研資料 NAL.TM-8(1962.9月), p.4
- 7) 住友軽金属工業株式会社; アルミニウムハンドブック; (1963), p.23



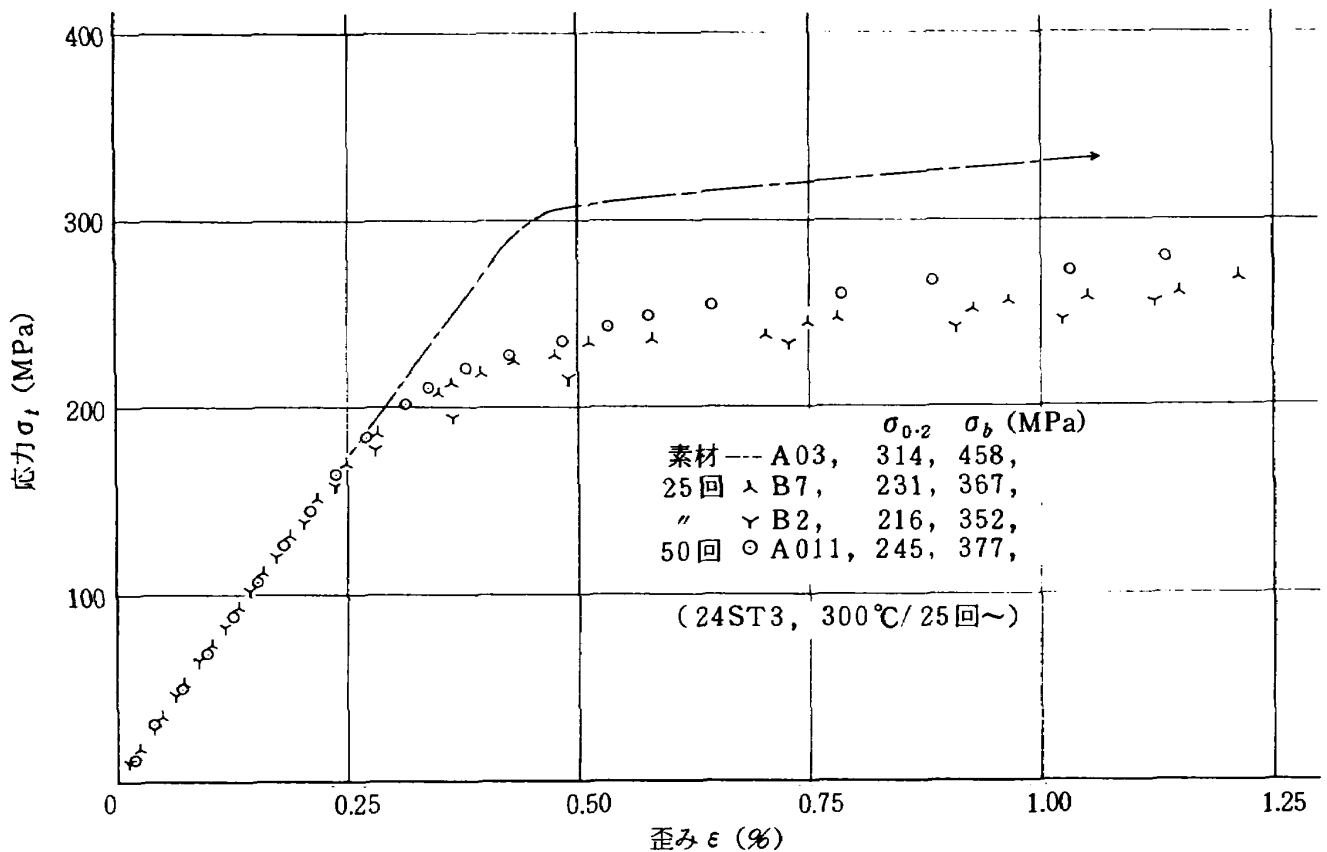
付図1 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張特性(その1)



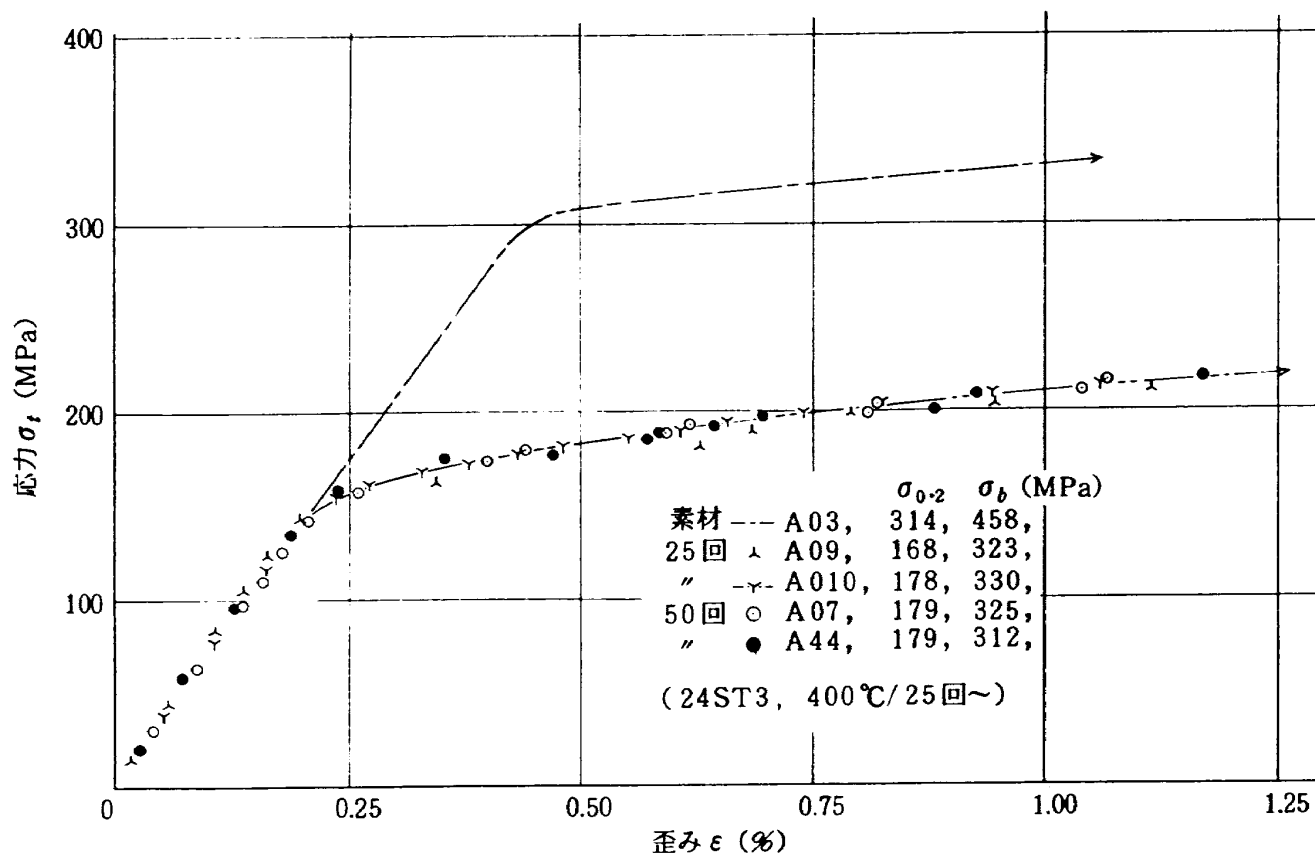
付図2 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張特性(その2)



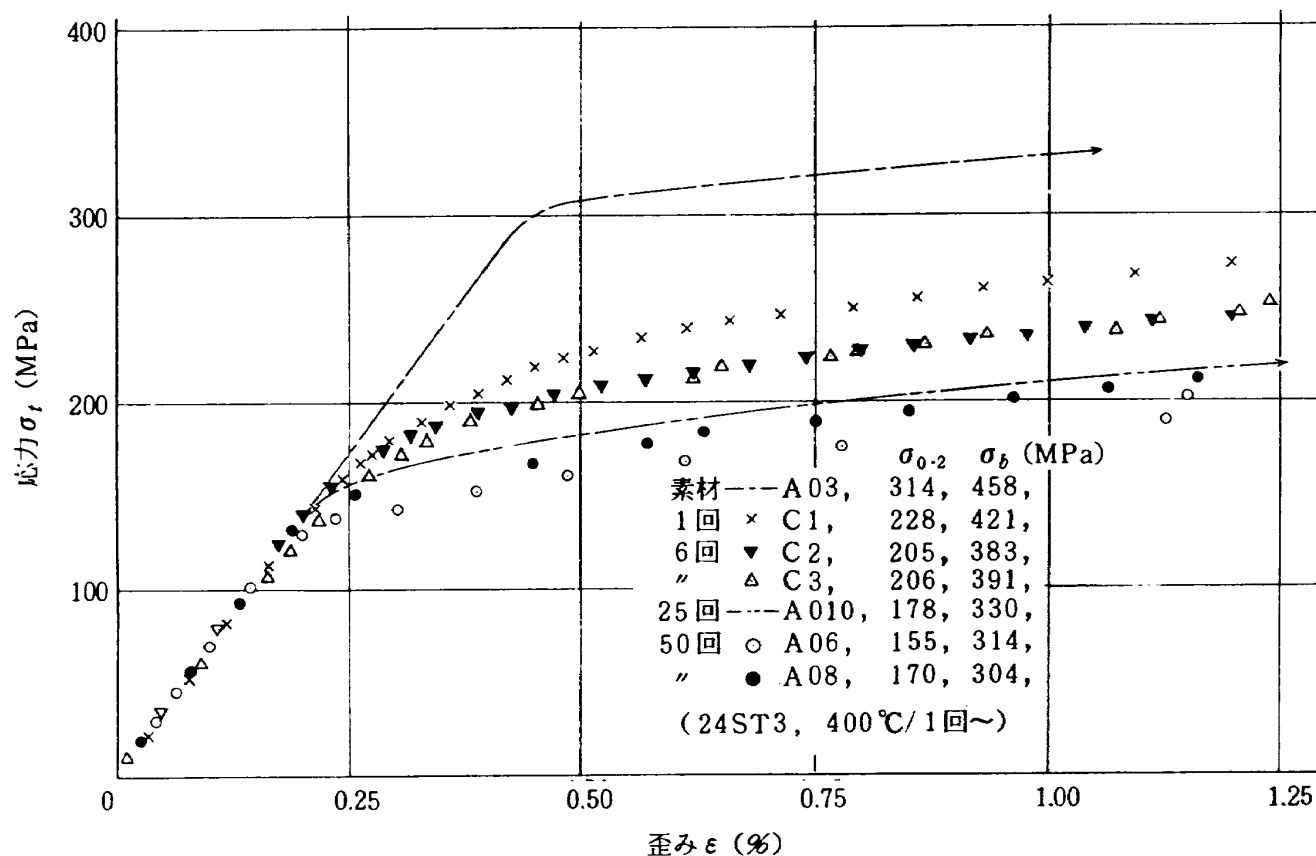
付図3 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張特性(その3)



付図4 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張特性(その4)



付図5 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張特性(その5)



付図6 アルミニウム合金被加熱材の室温における静引張特性(その6)

航空宇宙技術研究所資料 562 号

昭和62年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
