

## ATREX用C/C複合材料製タービンディスクの概念設計

八田 博志\*・向後 保雄\*・棚次 亘弘\*  
大鍋 寿一\*\*・水谷 智昭\*\*・川田 宏之\*\*\*・重村 卓\*\*\*

(1996年2月19日受理)

### Conceptual Design of ATREX Turbine Disk made of Carbon / Carbon Composite

By

Hiroshi HATTA\*, Yasuo KOGO\*, Nobuhiro TANATSUGU\*

Hisaichi OHNABE\*\*, Tomoaki MIZUTANI\*\*

Hiroyuki KAWADA\*\*\*, Takashi SHIGEMURA\*\*\*

**Abstracts :** A feasibility study was carried out to apply a carbon/carbon (C/C) composites to a turbine disk structure of an Air-Turbo-Ram-Jet engine. C/C composites have not been successfully applied to such a primary structure subjected to dynamic load, but C/C composites are required for this case because high temperature up to 1800K and high value of tensile stress, more than 560MPa, are predicted to be applied to the turbine disk and only material that can endure these environments is a C/C composite.

At first, difficulties anticipated for the application of a C/C composite to the turbine disk are discussed in terms of measured thermo-mechanical properties and environmental response of C/C composites. Low value of interlaminar strength and weakness against oxidation were shown to be major difficulties and these problems are suggested to be able to be resolved by use of 3-dimensional fabrics as the reinforcement and by application of SiC coating on the surface, respectively.

Then the optimum design of the turbine disk made of C/C composites were explored in two kinds of structures, i.e., monolithic and joined. The monolithic structure was assumed to be composed of 3-dimensionally reinforced fabrics and the joined structure divided into 3 components. Through the discussion, the joined structure was shown to be superior to the monolithic structure, provided that vibration induced by instability can be suppressed. It is due to the reason that in the joined structure the optimum arrangement of reinforcing fiber can be easily made obeying the stress distribution in the turbine disk.

---

\* 宇宙科学研究所

\*\* 石川島播磨重工

\*\*\* 早稲田大学

## 要 旨

ATREX用のタービンディスクには、航空機のものに較べてより高温とより高速回転が負荷される。本報告では、高温強度に優れ、軽量・低熱膨張係数を併せ持つ炭素繊維強化/炭素マトリックス (C/C) 複合材料のATREX用のタービンディスク適用を検討した。C/C複合材料を動的負荷がかかる一次構造物へ適用した例は殆ど報告されていない。そこで本論文の前半では、タービンディスクの開発を念頭に、関連すると推定されるC/C複合材料の基礎特性を示し、適用に際してのC/C複合材料の長所と短所を明らかにした。C/C複合材料の利点は上記の他に、高面内靱性及び疲労負荷や集中応力に対する不敏感性が挙げられ、タービンディスクへの適用に当たり問題になるのは、低層間強度・靱性及び耐環境性（耐酸化性を含む）であることを指摘した。前者に対する対策は三次元強化の採用が、後者に対してはSiCコーティング及び部分的な耐環境性セラミックスの適用が不可欠である。

後半では、負荷荷重とC/C複合材料の特性の比較検討の結果たどり着いた二種類の候補構造、即ち一体構造と三分割構造を比較検討した。肉厚円盤から切削加工で製造される一体構造は成形上有利であるが、強化繊維の最適化が困難である。特に激しい捻れがあるファンブレード部の強化が最大の課題である。一方、ファンディスク、ファンブレード、及びタービンリングを接合する三分割構造は、強化繊維の最適化は比較的容易であるが、接合部強度と接合部の空隙や滑りなどから生じる不安定振動を如何に抑制するかが課題である。両モデルを比較すると現段階ではより高速回転が期待できる三分割構造が有望と言えよう。

## 1. はじめに

宇宙科学研究所では、将来の宇宙往還機 (TSTO; Two Stage to Orbit) 用推進システムとして、エアータンボラムジェット (ATREX; Air Turbo Ram Jet of Expander Cycle) エンジンを検討中である[1]。ATREXは空気吸込み方式エンジン (Air Breathing Engine) の一種で、その作動原理を図1に示す。このATREXの主たる特徴は以下の三点である。

- 1) 燃料に水素を用いているため高温燃焼する。
- 2) 超高音速用に小型軽量化するためチップタービン構造を採用している。
- 3) 燃料の水素を空気取り入れ口のプリクーラ及び燃焼室内の熱交換器で加熱する、いわゆるExpander Cycle[2]を採用している。

ATREXは高度35kmまで上昇する間にマッハ6まで加速する能力を持つことが期待されており、それ以上の高度への加速は第二段のロケットで行うことが予定されている。宇宙研では図2に示すような開発研究ステップが進行中である。最終的には、高度500km程度の低軌道に500kg程度の衛星を打ち上げられる輸送システムの構築を目指す。この計画内では、1/4スケールの試作品を完成させることを当面の目標としている。地上試験 (STEP-1) からフライト試験 (STEP-3) の間にエンジン性能を段階的に向上する計画としており、これに伴ってエンジンの動作温度をより高くすることが要求される。

ATREXの最終目標を表1に示すが、表に示すように、タービン入口温度が1800K、ファン温度1300Kと高温であるため、現在ジェットエンジンのタービン部に使用されている耐熱合金を用いることは不可能である[3]。勿論、冷却機構を組み込めば耐熱金属の使用も考えられないことはないが、軽量性が特に求められる宇宙往還機では重量増の要因はできる限り排除したく、冷却機構の採用はやむ終えないときの最終手段と考えている。このため、

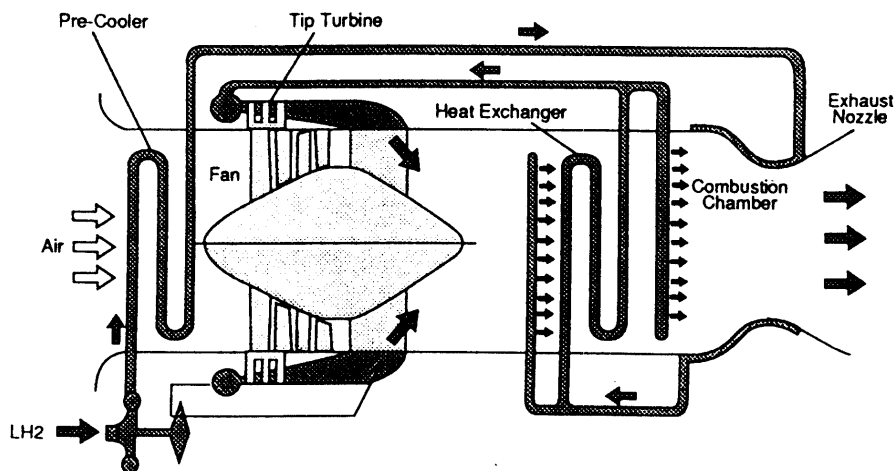


図1 ATREXエンジンの概念図

第1段階（昭和63年度～平成4年度）

地上・静止試験

地上（大気圧）・静止状態  
におけるエンジンシステム  
の確認

第2段階（平成5年度～平成10年度）

風洞試験

風洞を用いた高速気流  
中におけるエンジンコン  
ポーネントのシミュ  
レーション試験

第3段階（平成6年度～平成12年度）

飛行試験

無人の飛翔実験機を用  
いた実際の飛行試験  
飛行速度：マッハ0-6  
高度：0-35 km

第1段階における主な開発研究課題

- ・ 4分の1サイズのエンジンの試作・試験
- ・ プリクーラー付エアークレートの風洞試験
- ・ 炭素/炭素繊維複合材を用いたタービン/ファン翼の試作・試験
- ・ 各種の計算コードの開発

図2 ATREXエンジンの開発ステップ

表1 ATREXの目標性能時における作動環境

		Target
Turbine Type		Tip Turbine
Tip Speed m/s	Turbine	600～700
	Fan	500～600
Fan Inlet Diameter mm		300～600
Fan Inlet Air Temp. K		1300
Turbine Inlet H <sub>2</sub> Temp. K		1800
Heat Exchanger Inlet Comb.Gas Temp. K		2700
Heat Exchanger Wall Temp. K		2000
Cycle		About 60 Min×1

今後の開発ステップにおいては、ATREXエンジンのファンおよびタービン部の候補材料として、より高温において使用可能な炭素繊維強化炭素（C/C）複合材料を選定することにした。C/C複合材料を用いることにしたのは、高温特性が2000℃以上の温度域まで優れており、低密度（約1.8）、高強度であるためである[4-6]。現在までに、(1)熱機械特性などの基礎特性の取得、(2)高速回転時の強度基準を設定するためのスピンテスト、(3)タービンディスク形状及び可能な強化繊維配向等に関する検討を実施した。本報告においては、現在までに得られた上述の知見、及び今後の開発課題の概要を報告する。

## 2. C/C 複合材料の基礎特性

プリフォームドヤーン法[7]により製造されたC/C複合材料（アクロス社製）を用い、タービンディスク設計のための基礎データの取得を行った。タービンディスク用材料としてC/C複合材料が優れている点は、軽量（低密度；1.5～2.0）、高耐熱性、高強度、低熱膨張係数、そして強度弾性率が設計できる点にある[4-6]。一方短所としては、耐酸化性の低さ[6,8,9]や積層タイプのC/C複合材料では層間特性の低さが挙げられる[10]。本節ではこれらの長所・短所をタービンディスクの設計という観点から見直すことにする。

供試C/C複合材料は、一方向（UD）、直交（ $(0^\circ/90^\circ)_s$ ）、擬似等方（ $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_s$ ）の三種類の積層材で、強化材には炭素繊維（東レM40）を、繊維体積含有率はいずれも約50%である。

### 2.1 機械的特性

2300℃以下の温度域において、引張・曲げ・圧縮・層間せん断の弾性率及び強度と破壊靱性・疲労特性の評価を行った。図3及び4は、引張及び曲げ試験結果の一例で、積層構成は $0^\circ/90^\circ$ 、曲げの弾性率・強度は四点曲げで求めた結果である。図3及び4より、ヤング率は1500℃以上で低下し、強度は2300℃まで増加することが分かる。この傾向は他の積層構成のものでも同様に現れる[10]。このように、C/C複合材料の引張強度は温度と共に上昇する傾向をもつことが大きな特徴であり、C/C複合材料を素材とする限りは室温における強度評価で十分に安全設計ができることが分かる。

C/C複合材料強度の温度逆依存性に関しては、吸湿の効果[11,12]、熱応力の影響[13]等の説明がなされているが、そのメカニズムに関して定説は確立されていない。図5は室温における強度・弾性率をまとめた結果である。

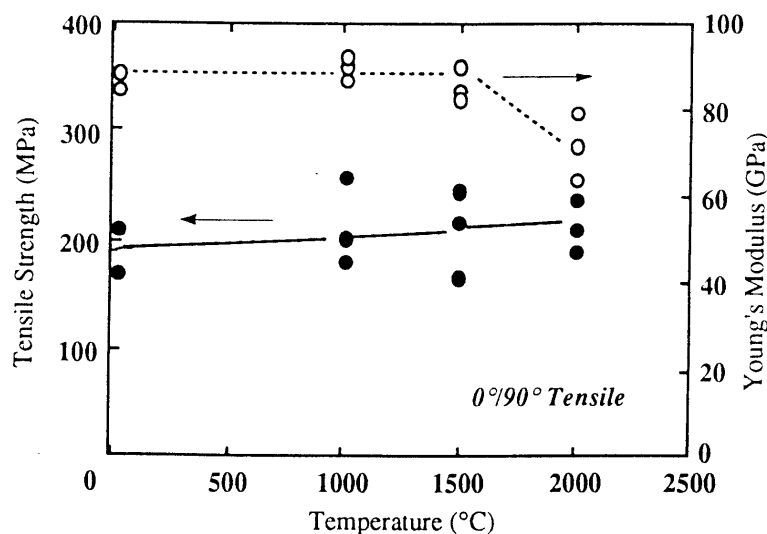


図3 C/C複合材料の引張試験における強度とヤング率の温度依存性

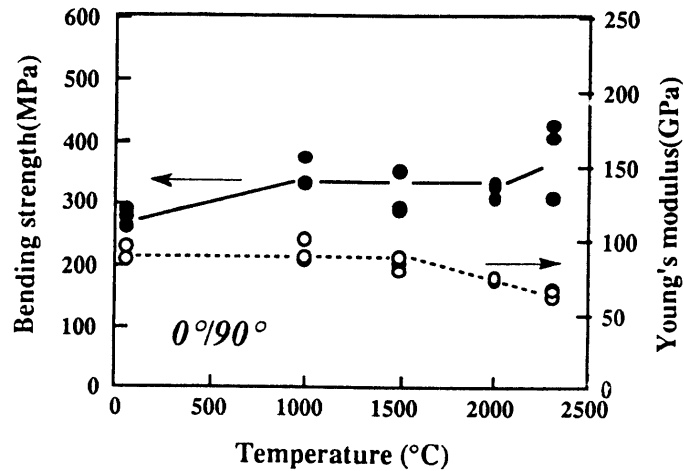


図4 C/C複合材料の四点曲げ試験で求めた強度とヤング率の温度依存性

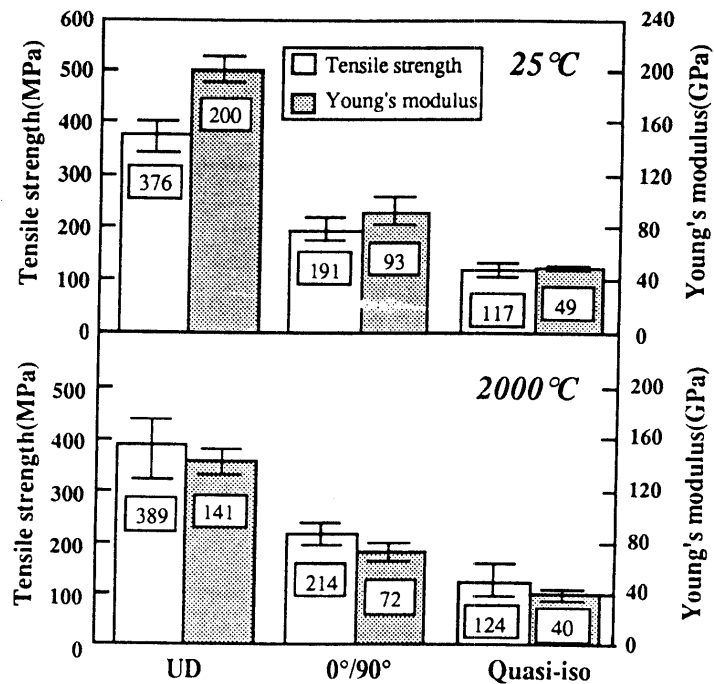


図5 引張試験における強度とヤング率の積層構成依存性

また図6には、繊維能力の発現率が引張方向の繊維含有率に注目して定義され、示されている。三種類の積層構成を比較すると、弾性率に関しては強化繊維の弾性率が十分に生かされていることが分かる。一方、強度に関しては、特に引張の場合には、積層構成にかかわらず引張方向繊維強度のほぼ30～40%しか出ていないことが分かる。このように、繊維強度が十分に生かされていないのは、本実験の材料のみならずC/C複合材料全般に見られる傾向で、発現率は多くて50%程度である[13]。

切欠きや円孔等が強度に及ぼす影響を評価するために、Compact Tension法により、破壊靱性（面内、即ち強化繊維を切断する方向に亀裂を進展させた場合）の測定を行った。図7(a)は臨界応力拡大係数 ( $K_{Ic}$ : 亀裂進展抵抗の初期値) の温度依存性を、同図(b)には亀裂進展抵抗  $K_{Ic}$  の亀裂進展長さ  $\Delta a$  依存性を示した。室温における供試C/C複合材料の  $K_{Ic}$  は、 $7 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$  程度で高靱性セラミックスの程度である。しかしながら、繊維強化複合材料の常

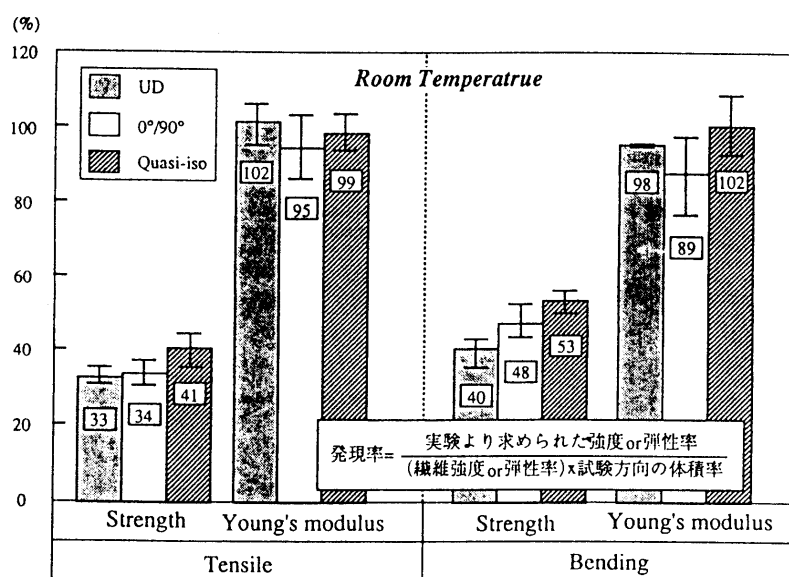


図6 室温における引張及び曲げの強度及び弾性率の強化繊維特性発現率

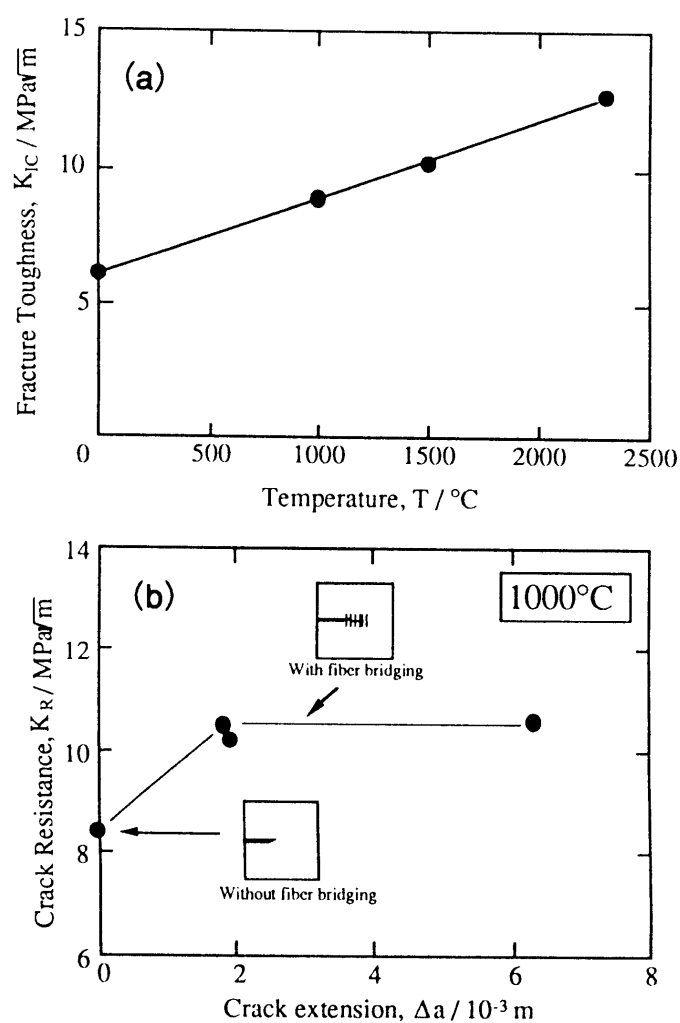


図7 0°/90°材の破壊靱性試験結果 (a) 破壊靱性値の温度依存性, (b) 1000°Cにおける破壊抵抗曲線

として[14]、亀裂進展とともに架橋繊維の効果で $K_{Rc}$ が増加するR-曲線挙動を示す。

引張強度と同様の逆温度依存性は、図8に示す層間せん断強度（Short beam 法で測定）においても現われており、層間せん断強度（ILSS；Interlaminar shear strength）は1000℃まで直線的に増加した後ほぼ一定値を示した。しかし、ILSSの値は極めて低く、室温で比較すると、ILSSが低いことが問題にされているCFRP（Carbon fiber reinforced plastics）と比較しても、約1オーダー低い。図9（a）及び（b）は、DCB（Double cantilever beam）法で求めた層間のモードI破壊靱性試験結果であり、直交積層材及び擬似等方材のR曲線を示している。図示のように、層間の破壊抵抗についてもCFRPよりも約1オーダー低い値を示す。C/C複合材料の適用に際しては、脆く弱い層間特性を考慮して設計することが重要である。

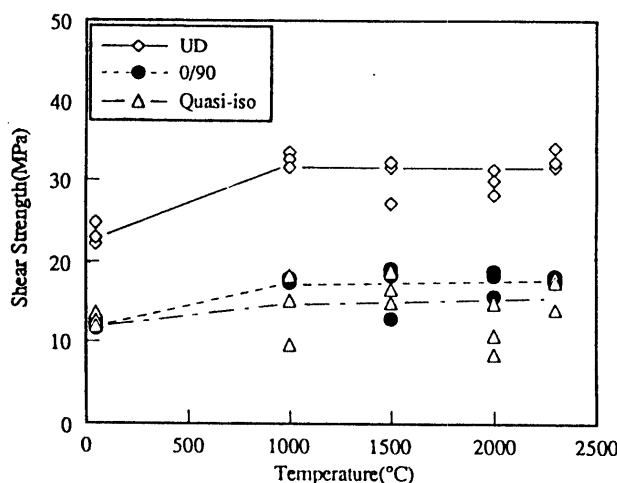


図8 各種積層C/C複合材料におけるShort beam 法で求めた層間せん断強度（ILSS：Interlaminar shear strength）の温度依存性

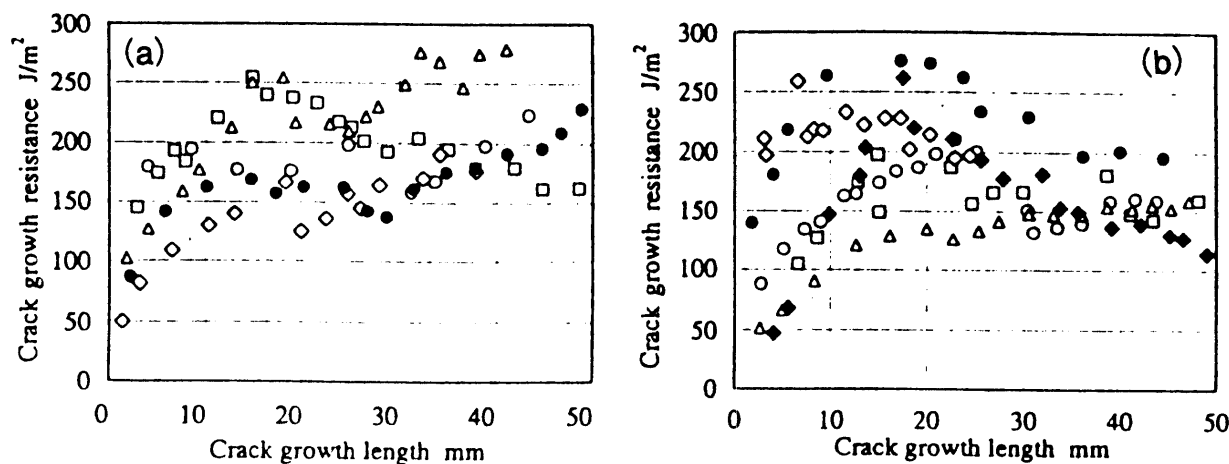


図9 DCB（Double cantilever beam）法で求めたC/C複合材料のR曲線挙動（a）直交積層材，（b）擬似等方材

ATREXの1回の運転時間は数十分のオーダーであり、総運転時間もとりあえずは数十時間を想定すれば十分である。しかしながら、振動負荷は存在するため、低サイクル域の疲労挙動を把握しておくことは重要であろう。図10(a)及び(b)は(0°/90°)<sub>s</sub>材と(0°/90°/±45°)<sub>s</sub>材のSN曲線である。本図は引張の振動負荷の結果で、最大負荷と最小負荷の比は10倍である。(0°/90°)<sub>s</sub>材では静的強度の85%の振動数に依存しない疲労強度が得られたが、(0°/90°/

$\pm 45^\circ$ s 材では振動数の増加とともに減少し、 $10^5$ 回で一定値に達している。このように、両者の挙動には顕著な相違が見られるが、試験後の破断面にも、 $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)$ s 材の破壊が層間破壊に関連して起こり、 $(0^\circ/90^\circ)$ s 材では層間破壊に無関係であるという相違が見られた。

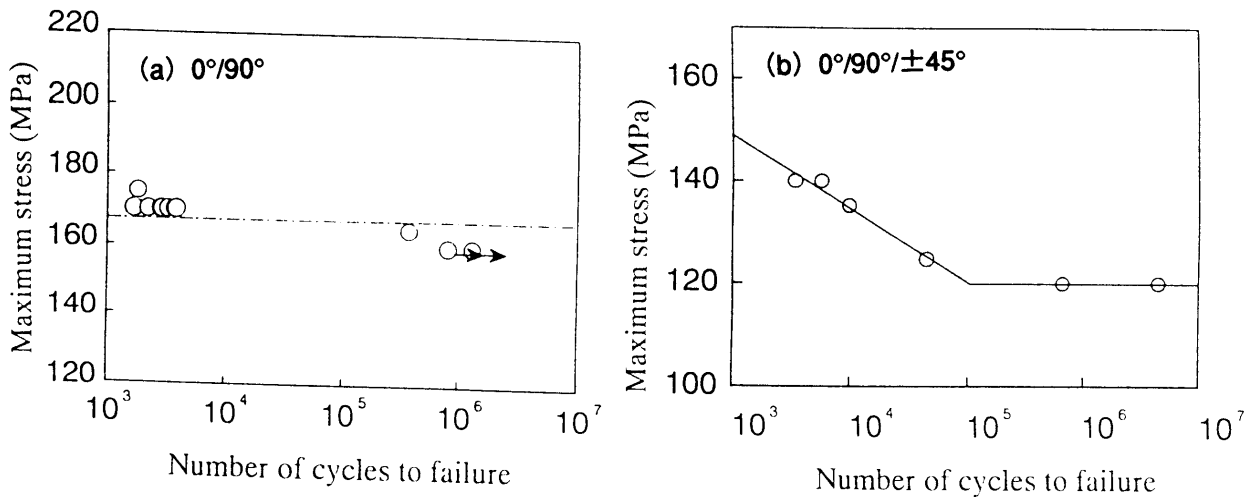


図10 引張疲労におけるC/C複合材料のSN曲線 (a)  $(0^\circ/90^\circ)$ s材, (b)  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)$ s材

## 2.2 熱特性

熱特性については、熱膨張係数 (CTE) と熱伝導率の測定結果について言及する。図11 (a)及び(b)は、三種類の積層構成のC/C複合材料に対する、面内及び面外のCTEの測定結果である。繊維配向が二次元的なため、CTEも顕著な異方性を示し、面内方向で $-2 \sim 1 \times 10^{-6}/K$ 、面外方向で $4 \sim 7 \times 10^{-6}/K$ である。特に面内のCTEが積層構成によらず一定値を示すことは注目されよう。この様に面内のCTEは極めて低く、C/C複合材料は熱環境下における寸法安定性には優れるが、他の材料との接合部に大きな熱歪のミスマッチを生む可能性はある。

図12 (a)及び(b)には、一方向および擬似等方積層のC/C複合材料の面内及び面外の熱伝導率を示す。C/C複合材料の熱伝導率は、用いる強化繊維の種類に依存して大きく変化する。本研究で用いたM40では面内の室温における熱伝導率はAlの半分程度であるが、Graphite化率の高い高熱伝導率繊維を用いれば、高熱伝導率金属の銅より高いものも得ることができる[15]。

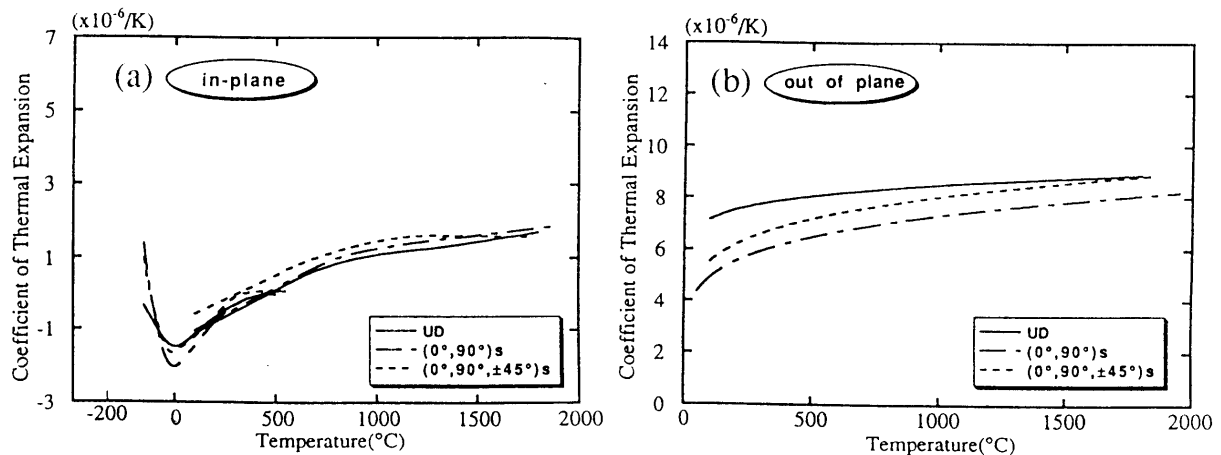


図11 各種積層C/C複合材の熱膨張係数 (a) 面内 (b) 面外



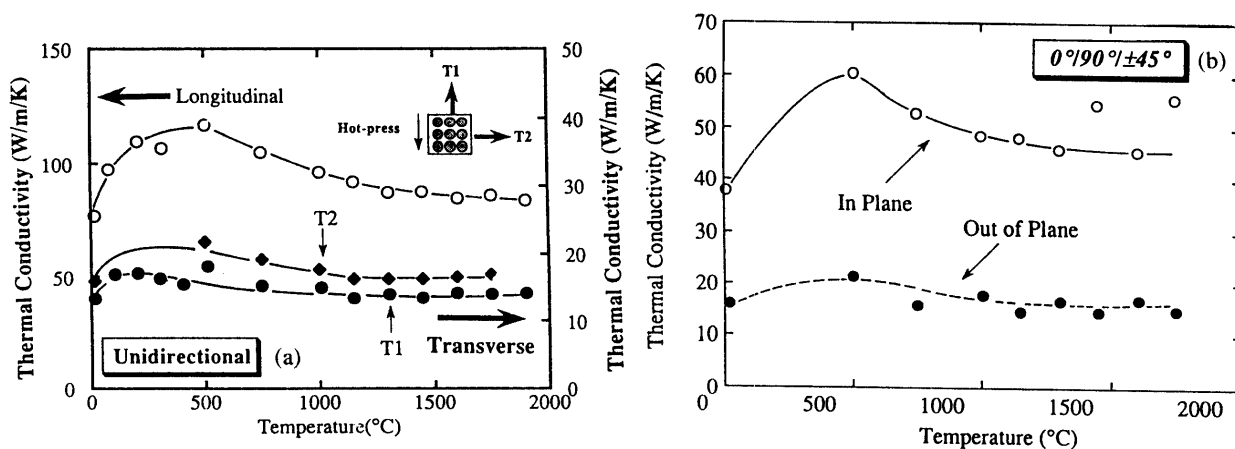


図12 各種積層C/C複合材の熱伝導率 (a) 面内 (b) 面外

### 2.3 耐環境性

C/C複合材料は酸化雰囲気中において500℃付近から酸化による重量減少が顕著に観察され、その防止技術は実用上の最大の課題である。耐酸化性向上のために、通常は耐酸化性のセラミックス (SiC等) を表面にコーティングする方法が採用されており、ここでもSiCコーティングが施されたC/C複合材料の酸化挙動についての評価結果を示す。

酸化実験では、C/C複合材料をクセノンランプにより加熱し、温度計測と共に重量の時間変化を測定した。図13はSiCをコーティングしたC/C複合材料 (SiC-C/C) の重量減少率に関するアレニウスプロットをコーティング無しのもの (Bare材) と比較した結果で、縦軸は各時刻の重量を初期重量で無次元化した値である。これより、Bare材の酸化速度は化学反応速度律則 (低温域) と酸素の大気中に於ける拡散律則の二つの熱活性化過程により

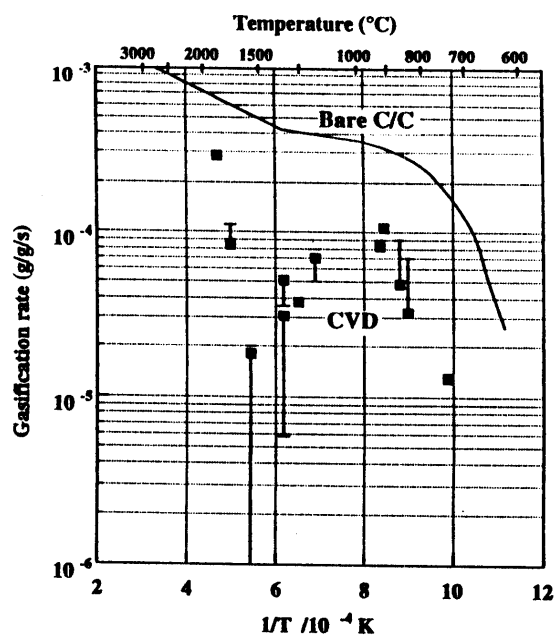


図13 SiCをコーティングしたC/C複合材の酸化速度

支配されていることがわかる。SiC-C/Cではコーティングの効果でBare材に比べると酸化速度は減少するが、コーティング中に発生しているクラックを通じての酸化のために、SiCコーティングのみでは酸化防止効果は十分ではない。通常はSiCの上に硼素系ガラス $B_2O_3$ をover coatしてこの酸化を防ぐ。ただし、硼素系ガラスは1200℃以上で蒸発が激しくなり、これ以上の温度域ではこの方法は有効性は薄れて行く。タービンディスクに関しては酸化雰囲気の一部は1200℃以下で、この点に関しては問題はないが、高速回転時の遠心力で熔融した $B_2O_3$ が吹き飛ばされるという恐れはある。なお、SiCは1700℃以上ではSiOとCOとなって分解するため、この保護方法は1700℃が適用限界である。

ATREXエンジンは水素を燃料としているため、C/C複合材料も高温水素雰囲気曝される。炭素材料は950℃から水素と反応しメタンを生成するとされており、水素雰囲気化の耐環境性の測定も行ったが、1500℃以下では酸素の1/1000以下の反応性しかなく大きな問題に至らないことを確認した。

## 2.4 スピンバーストテスト

金属等では、回転時の遠心力による破壊挙動は、静的な引張試験におけるそれとは大きく異なることが知られている。そこで本研究では、C/C複合材料の回転破壊に対する設計基準を明らかにするために、外径 $\phi 300\text{mm}$ 、内径30mm、厚さ3mmの擬似等方性C/C複合材料円盤を用いて、スピン（バースト）テストを実施した。破壊試験用のC/C複合材料円盤としては、この強度測定用のものの他に、回転時の破壊靱性を評価するために図14に示すように内側から12, 30, 45, 及び60mmと長さを変えた亀裂を入れた材料も用意した。

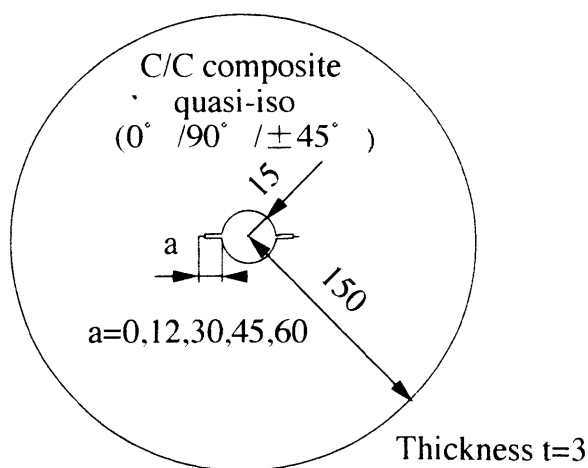


図14 スピンテスト用C/C複合材料製円板

図15は試験結果の一例で、破壊回転数は24720 rpm / minであり、周速で427 m / sであった。この他4枚の円盤のバースト試験を実施したが、いずれもほぼ同一破壊強度を示した。図中の実線は内孔縁に発生する最大周方向（フープ）応力を、破線は周方向（フープ）応力を円盤の半径全体で平均化した値である。一方横線で示した応力値120MPaは、静的引張試験で得られた同一擬似等方性材の強度である。本図より、回転C/C複合材料円盤が延性材料のような挙動を示し、平均引張応力が破壊基準になることが分かる。C/C複合材料のように脆い材料に

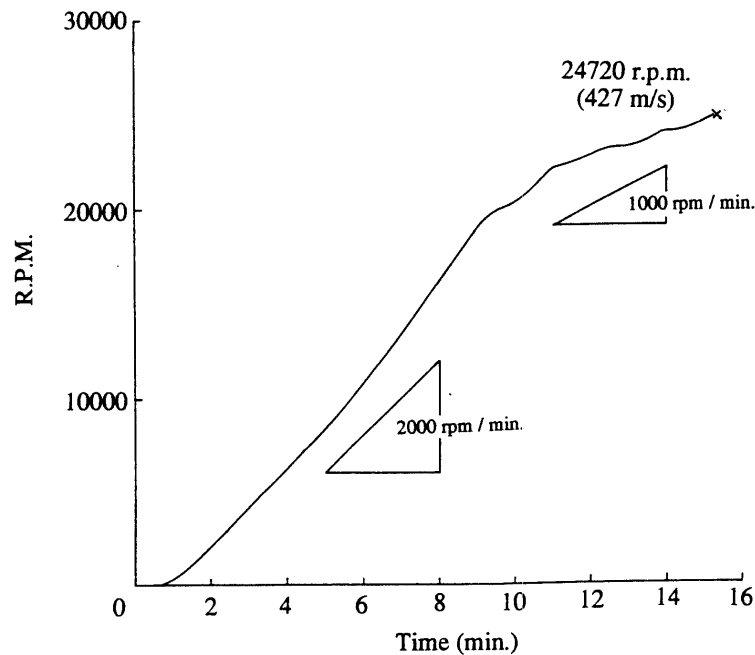


図15 平滑円板におけるスピントテスト結果

関してこの結論は一見奇異に感ずるが、同様の挙動は、後述のように円孔付きの引張試験でも得られている。

亀裂入り円盤から求めた破壊靱性値も、応力拡大係数で約 $16\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ と、静的な引張荷重で求めた値（図6）の2倍以上の値になっており、遠心力破壊では静的な荷重条件とは異なる有利な設計基準が適用可能であることが理解される。

### 3. タービンディスクの構造設計

#### 3.1 負荷応力

C/C複合材料の適用を予定しているタービンディスクは、図1中にチップタービンとファンブレードとして示した部材であり、現在の1/4スケールのモデルではファンブレードの外直径をおよそ300mmに設定している。タービンディスクは、C/C複合材料（強度がクリティカルになるため、連続繊維強化を考えている）を適用するものとしては極めて複雑な形状を持つため、C/C複合材料の適用に当たってまず問題にすべき点は、C/C複合材料で成形しやすいように、しかも性能を落とさないですむ形状を工夫することであろう。そのため、図16に示した遠心ターボファンも考慮に入れた基本構造の検討や、ファンブレードの曲がり、更にはファンブレードの総枚数に関する検討も行い基礎形状を決定した。結論として以下の三点を確認した。

- 1) 遠心ファンは流れに直交する断面積が大きくなりすぎ、空力抵抗が大きくなるため、採用困難。
- 2) ファンブレードの曲がり（曲率分布）を変更することは圧縮効率から好ましくない。
- 3) ファンブレードの数を減らし、ブレードの厚みを増加させ、接合構造を簡略化することでC/C複合材料化に対応する。

形状の複雑さは避けられない障害であるが、荷重条件は遠心力と熱負荷のみを考慮すればよく、従って、内側のファンディスク、ファンブレード、及び外側のタービンリング（+チップタービン）に分けて考えると、ファ

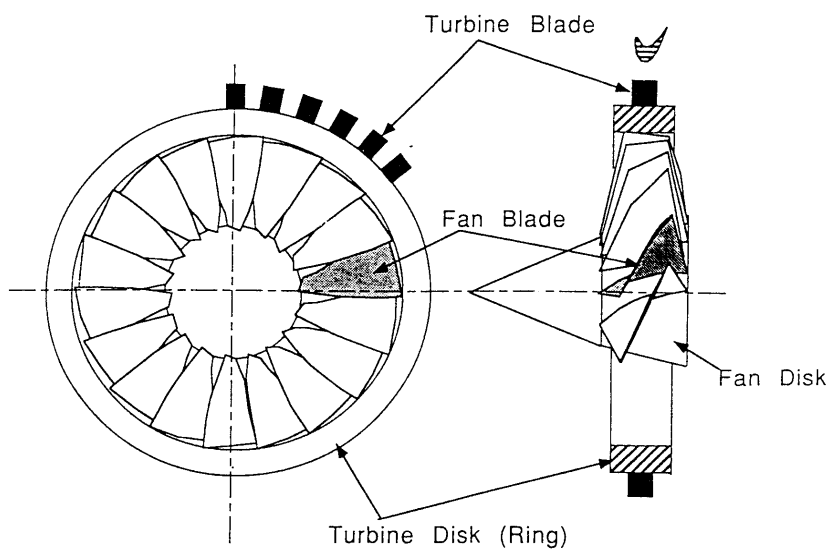


図16 タービンディスク概念図

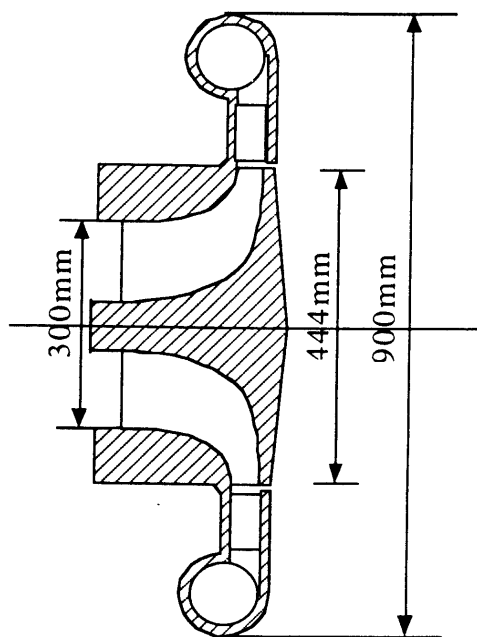


図17 遠心ターボファン概念図

ンディスクは応力が複雑な三軸応力が発生するものの、タービンリングは周方向の法線応力、ファンは径方向の法線応力が支配的であり、設計応力は比較的単純である。従って、回転軸を  $z$  軸に取った円筒座標系を考えると、繊維による主たる強化方向は、ファンディスク： $r, \theta, z$ の三軸強化、ファンブレード：径方向、タービンディスク：周方向が理想的である。設計に当たっては、このような繊維配向をいかに実現させるかが重要課題となる。

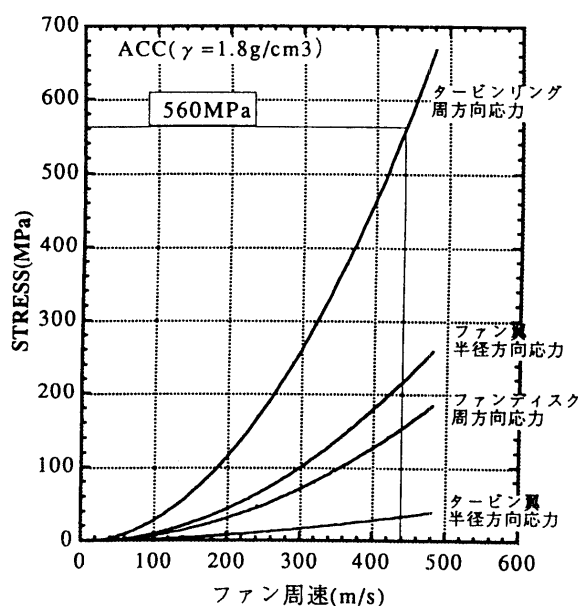


図18 チップタービン各部の応力

ファンディスク、ファンブレード、タービンリング各部が独立に回転し、これらの各部間に相互作用がないと仮定したときの最大法線応力を回転数の関数として見積ると、図18に示すようにタービンリングの周方向に（リングを広げる方向に）最大応力が作用し、その他の部位ではその半分以下の小さな応力しか発生しないことが分かる。ステップ2の当面の目標であるファン外周部の周速420m/sでは、タービンリングの周方向応力は560MPa程度となる。一方、現状の高強度C/C複合材料を文献値[13]でみると、二方向（0°/90°積層）強化のC/C複合材料の強度が70～800MPa程度のものが得られているおり、タービンディスクへの同材料の適用時には二方向に繊維量を等分せず、周方向に集中的に強化した物を用いても良いことを考慮すると、1000MPa以上は期待でき、C/C複合材料のタービンディスクへの適用が不可能ではないことが推定される。

タービンディスクの構造として、一体構造と三分割構造を考えており、二種類の構造の長所及び問題点の検討結果を以下に述べる。

### 3.2 一体構造

図19に示すような $r, \theta, z$ の三軸に繊維を配した三次元織物を強化素材に用い、C/C複合材料の厚肉円盤をまず成型し、これを二次加工（切削）してファンディスク、ファンブレード、タービンリング及びチップタービンを形成する。この一体構造方式は、タービンディスクの複雑形状を形成するという観点からは有利であるが、以下の問題点がある。

- 1) ファンはねじれた形状を有しており、ファンの曲面に添って強化繊維を配することは困難である。従ってファンブレード中の $r$ 方向の強化繊維が切断されることになり、ファンディスクの強度が不足することが憂慮される。
- 2) ファンディスクには等方性、タービンリングには周方向に一方向強化に近い繊維配向が要求される。しかし、一体の織物でこのように繊維充填率を変化させ、最適強化繊維の配分を実現する事は困難である。

- 3) 一番外側に位置するため、タービンリングには最大の遠心力が作用する。この力によってタービンリングは外周方向に大きく膨れ、ファンブレードを外側に引っ張ることになり、ファンブレードの破壊を引き起こすことが憂慮される。

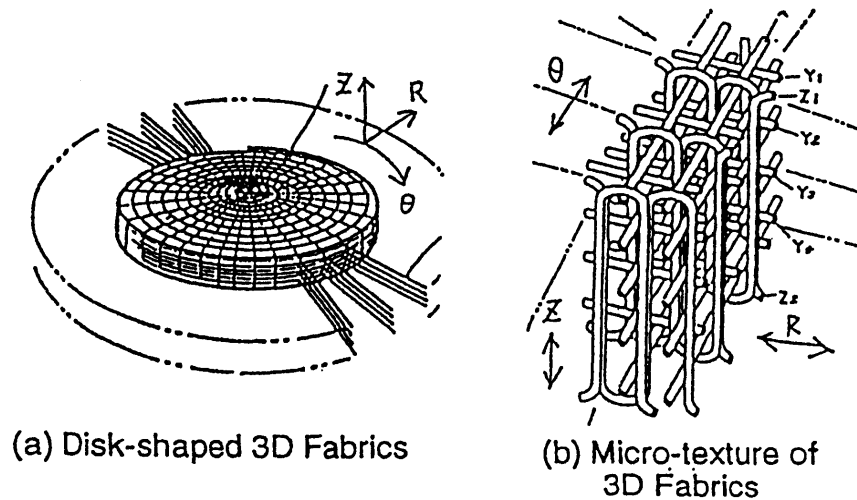


図19 ディスク状三次元織物と微細組織

3) の伝達応力は、タービンリングの厚さ（周方向の剛性）によって変化する。金属製ファンブレードの場合は、図20に示すようにファンブレードは板バネを介してタービンリングに接合され、伝達力を緩和しているが、C/C 複合材料でこのような薄板の複雑構造を取ることは困難である。C/C 複合材料の場合には、外側リングの周方向の弾性率 $E$ （ヤング率）を変化させる方法が有力と思われる。即ち、図21に示すように、周方向の $E$ を高めることによってファンブレードとタービンリング間の遠心力による変位差を低下でき、この結果として、図22に示すよ

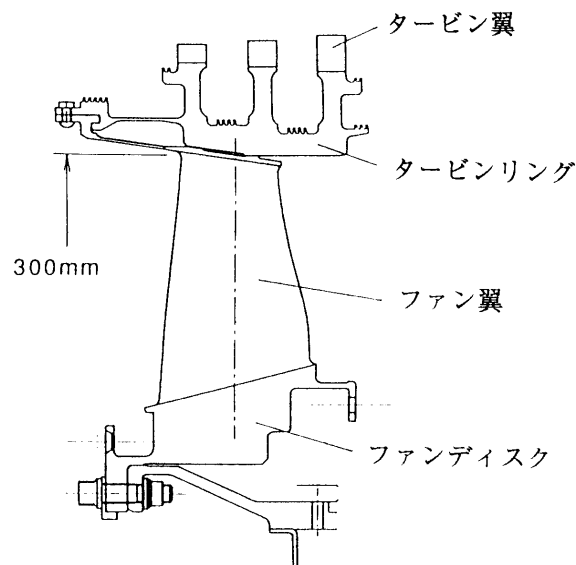


図20 金属製ファンブレードの構造

うにファンブレードの伝達力を減らすことができる。この計算でファンブレードの幅は根本（ファンディスクとの接合部）で約100mmとしている。特にEの比を5倍にとるとファンブレードへの伝達力をほぼ0にすることができる。一体構造方式に関しては、各方向の繊維含有率を調整してこの比を変化させることができるが、織物メーカーとの検討では、この比は最大で3程度までにした織物を作製することは可能であるとの結論を得た。図23は既述の弾性率比を3（周方向の強化繊維含有率は約40%）にしたタービンディスク試作品の外観写真である。この試作品は、特にファンブレードとタービンリング間の伝達力の検討を行うために試作したもので、ファンブレードに相当する部分は、剛性だけを合わせてあり、捻りや断面変化は無視している。

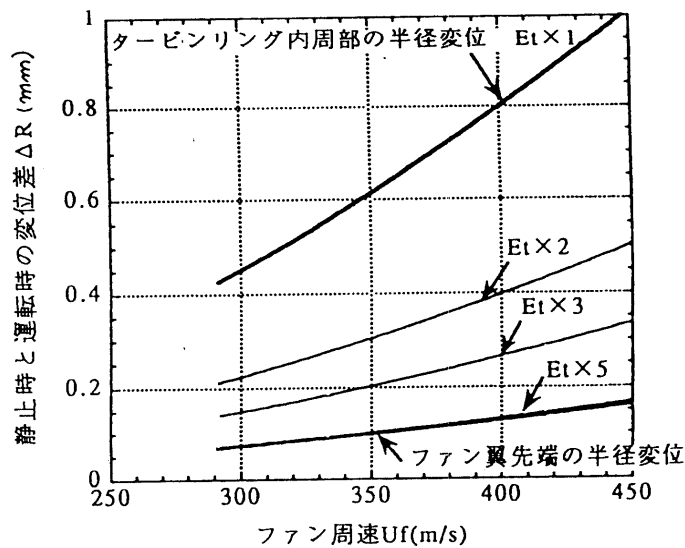


図21 ファン周速とファン／リング間変位差の関係

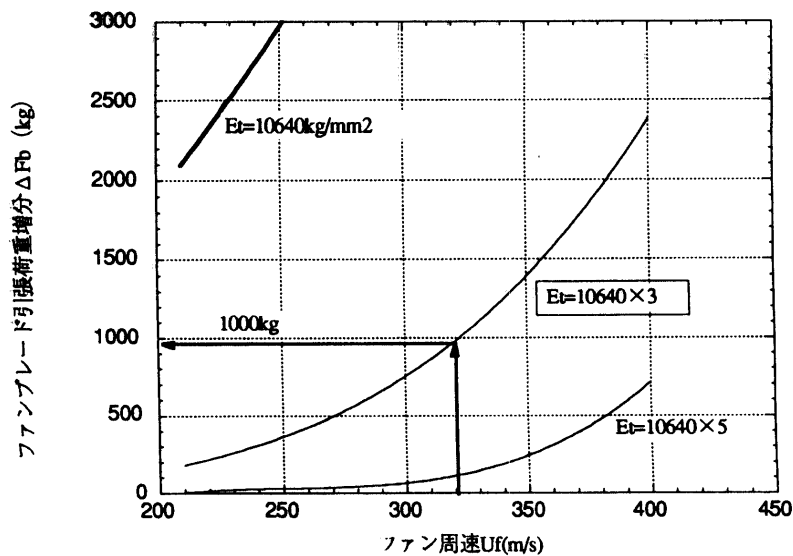


図22 タービンリングの周方向ヤング率とファン引張荷重増分の関係



図23 C/C複合材料製一体型タービンモデル

### 3.3 三分割構造

ファンディスク、ファンブレード、タービンリングを別個に作製し組み立てる方式で、図24に示すように、ファンディスクとファンブレードの接合にはダブテール方式を、またファンブレードとタービンリングの接合部にはピン接合を採用しており、チップタービンは切削加工でタービンリングの外側に形成する予定である。この方式では、各部材が単純形状にブランクダウンされているので、強化繊維の配向は理想的なものが実現できる。また、一体構造で問題となったファンブレードとタービンリング間の伝達力も、ピン接合方式を採用することにより、ピンの滑りによって半径方向の変位差を許容し、応力伝達をなくすことができ、問題にならない。

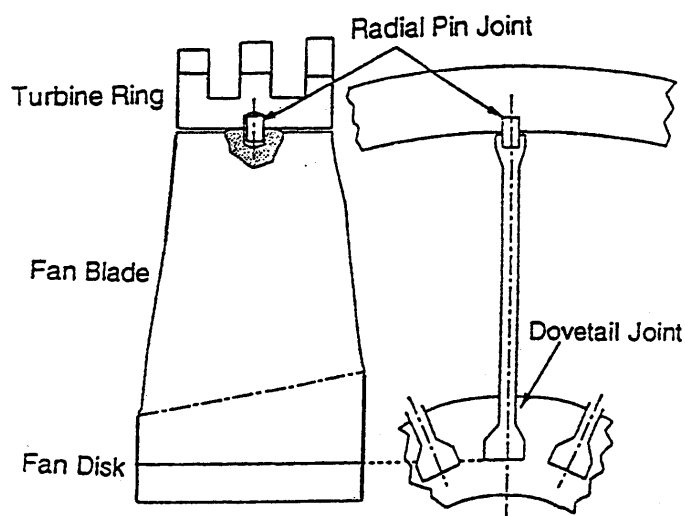


図24 分割型タービンモデルにおける接合構造



一方、不安材料は以下の四点である。

- 1) 接合部における応力集中による強度低下
- 2) 多数の接合部それも滑り結合を採用しているため回転の重量バランスを維持するのが困難で、高速回転時に不安定振動を引き起こし易いと想定されること。
- 3) ピン接合部における摺動面近傍の酸化
- 4) 図 25 のような組立方法を考えているが、組立時に回転時にもバランスを精度良く維持するように組立することは困難。

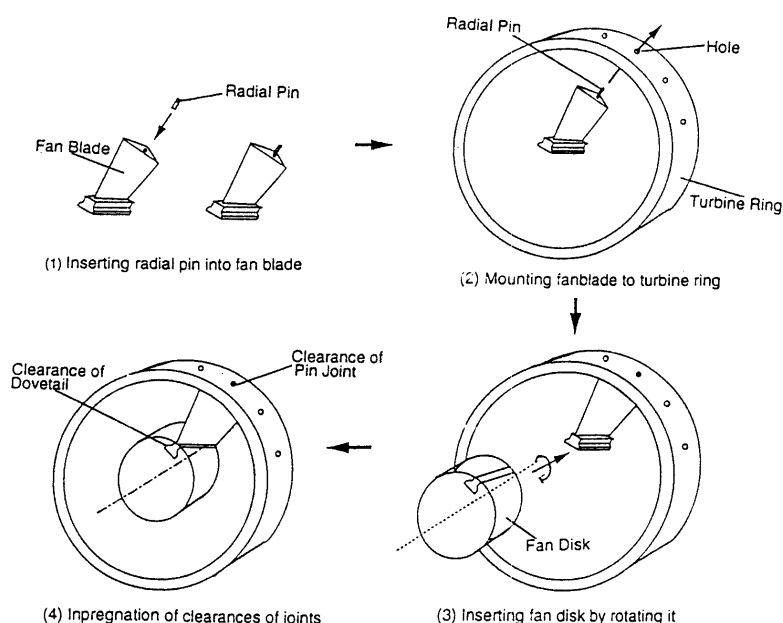


図25 分割型タービンモデルの組立方法

三分割方式では、2)と4)が最大の問題点となると推定され、この点の検討に当たり、C/C複合材モデルを直接つくるのはあまりにもコスト高であるため、CFRPモデルを作製して定量的な検討する予定である。しかしながら、タービンリングとファンブレードの接合構造は、両者間の相対運動を径方向に拘束しており、従ってファンブレードの剛性によって軸対称に維持しようとする安定構造になっている。従って、不安定振動の発生を高回転数まで抑制する効果を生むことを、ある程度は期待している。また、3)に酸化はSiCのピン及び穴部にSiCカラーを使用することで対応する予定である。

三分割方式に関して、問題点として取り上げた課題は、ダブテール接合部の最適化問題と1)の接合部における応力集中効果である。

#### (1) ダブテール接合部の最適化

ファンディスクとファンブレード間には、図 24 に示したダブテール型の接合構造を採用することにした。通常の航空機のエンジンでは、図26に示す多段のクリスマスツリー型のものが良く用いられるが、C/C複合材料の形状付加能力からみてクリスマスツリー型の採用は困難と判断した。

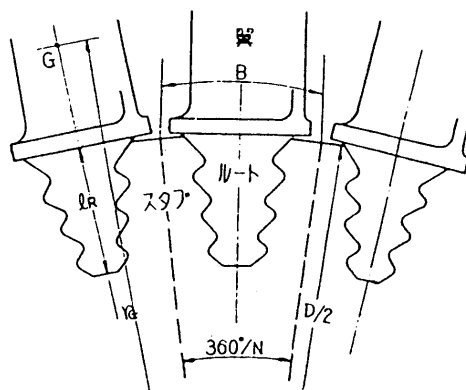


図26 クリスマスツリー型ダブテール

ダブテール形状の最適化のために、簡略化した材料力学計算、FEM解析、実験の三者を併用して検討を行った。簡略化した材料力学計算では、図27に示すようなモデルを用いて形状と荷重負担能力の関係を概算した。考慮した形状パラメータはダブテール部の肩部角度 ( $\theta_n$ )、首部幅 ( $t_b$ )、ダブテール挿入角度 ( $\xi$ )、ダブテール深さ ( $H$ )、ダブテール底部幅 ( $b$ ) およびディスク厚さ ( $T$ ) であり、図中①～④で示す各応力によってダブテールが破壊するとした場合の最大加重負担能力と形状の関係を求めた。計算では、12枚のファン（ダブテール植え込み角度： $\theta = 30^\circ$ ）を有する1/4モデル（外径  $\phi 400\text{mm}$ ）を想定し、ディスク外径 ( $R$ ) を90 mm、ディスク厚さ ( $T$ ) を120 mmと仮定した。

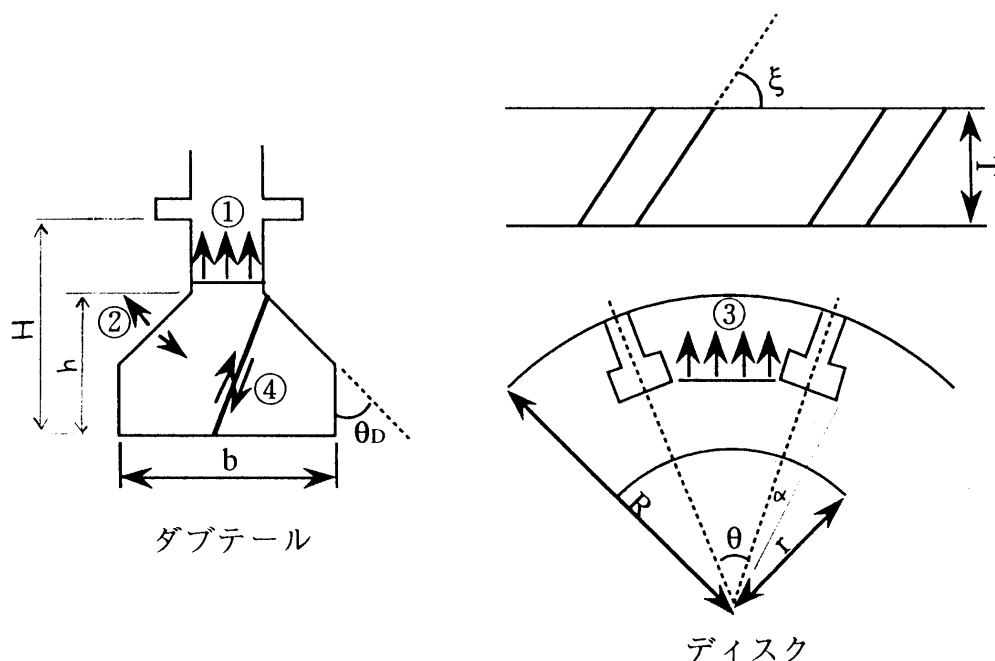


図27 簡略化解析モデル

①で示したダブテール首部の応力で破壊する場合、ダブテールの最大加重負担能力 ( $P_D^{\max}$ ) はC/C複合材料の強度 ( $\sigma_f^{DT}$ ) を用いて、

$$P_D^{\max} = \sigma_f^{DT} t_D T / \sin \xi \quad (1)$$

により示される。図28はダブテールに用いる材料を $0^\circ/90^\circ$  積層の複合材料 ( $\sigma_f^{DT}=20\text{kgf/mm}^2$ ) と仮定した場合に、 $\xi$ をパラメータとして $\sigma_f^{DT}$ と $t_D$ の関係を示したものであるが、いずれの $\xi$ においても $t_D$ が3mm以上であれば回転時に発生する4 ton の荷重を負担することができることがわかる。

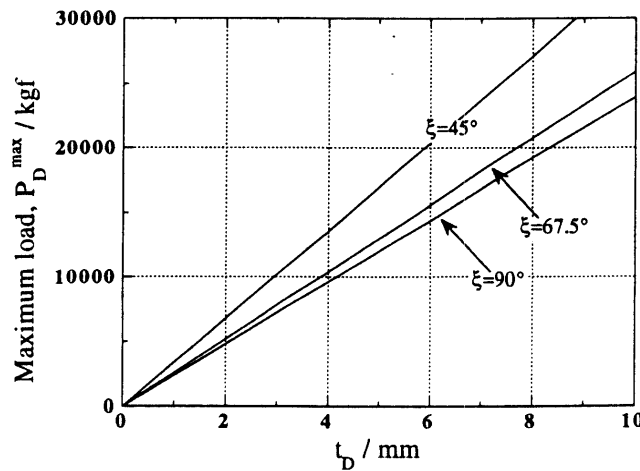


図28 ダブテール首部幅 ( $t_D$ ) と最大加重負担能力 ( $P_D^{\max}$ ) の関係

②に示したダブテールとディスクの接触部における圧縮で破壊する場合、肩部接触面における摩擦角 ( $\phi$ ) およびディスク部の圧縮強度 ( $\sigma_f^C$ ) が影響し、以下のように示される。

$$P_D^{\max} = \sigma_f^C (b - t_D) T \frac{\sin(\theta_D + \phi)}{\cos \phi \sin \theta_D \sin \xi} \quad (2)$$

図29は、ディスク部に擬似等方性材 ( $\sigma_f^C = 16\text{kgf/mm}^2$ ) を用いることを想定し、後に示す実験より求めた  $\phi = 11.38^\circ$  を用いて計算したものであり ( $\xi = 67.5^\circ$  と仮定)、 $P_D^{\max}$  と  $b - t_D$  の関係で示している。 $P_D^{\max}$  は  $\theta_n$  が小さい場合ほど大きくなる傾向にある。また、 $b - t_D$  を大きくすることが  $P_D^{\max}$  の向上に有効であるように思われるが、次に示すディスク部の引張応力を増加させることになり、最適値が存在する。

ディスク部の引張応力による破壊の場合 (③)、ダブテール深さ ( $H$ )、ディスク植え込み角度 ( $\theta = 30^\circ$ )、ディスク外径 ( $R = 90\text{mm}$ ) によって  $P_D^{\max}$  が変化し、ディスクの引張強度を  $\sigma_f^{DISK}$  とした場合には、以下のように示される。

$$P_D^{\max} = 2\sigma_f^{DISK} (R - H) T \sin\left(\frac{\theta - 2\alpha}{2}\right) / \cos \alpha \cos \frac{\theta}{2} \quad (3)$$

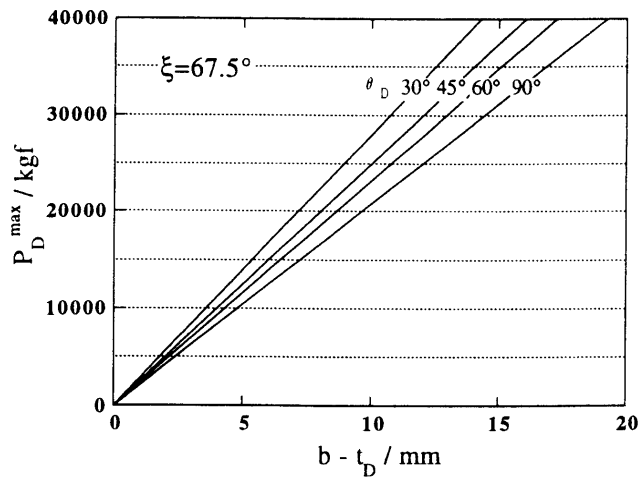


図29 ダブテール接触部の圧壊を考慮した最大加重負担能力

したがって、ディスクの引張強度 ( $\sigma_f^{DISK} = 11 \text{ kgf/mm}^2$ ) を用いて  $P_D^{\max}$  を求めると図30の破線を得る。図中実線は、ダブテール首部で破壊する場合の加重負担能力が5~20 tonになるように首部の幅を変化させた場合に、接触部の圧壊が発生する荷重を示している ( $\xi = 67.5^\circ$ ,  $\theta_n = 45^\circ$  と仮定)。したがって、実線と破線の交点が最大の  $P_D^{\max}$  を与えることになる。いずれの場合にも、回転時に発生する4 ton の荷重に比べて大きく、ディスクの引張および圧壊に関しては、かなり設計に自由度があることが分かる。

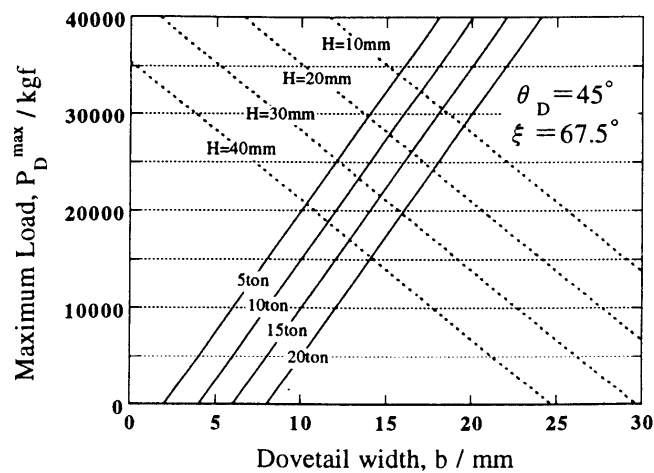


図30 ダブテール接触部の圧壊を考慮した最大加重負担能力

次に、ダブテール部のせん断応力で破壊する場合 (④) について考えてみる。積層型のダブテールを想定しているため、発生する最大せん断応力は積層面を横切る方向に作用するが、これまでこの種の実験データは得ていない。そこでここでは、 $P_D^{\max}$  から発生するせん断応力を予測し、その傾向を見ることにした。せん断応力に影響する形状パラメータはダブテール首下の高さ (h) であり、以下のように示すことができる。

$$\tau_{\max} = \frac{P_D^{\max}}{2hT} \left\{ 1 + \frac{1}{\sin(\theta_D + \phi)} \right\} \sin \xi \quad (4)$$

試算の結果、 $\theta_n$ に対する依存性は小さく、 $30^\circ \sim 90^\circ$ でほぼ同程度のせん断応力が発生する。そこで、 $\xi = 67.5^\circ$ 、 $\theta_n = 45^\circ$ と固定して $P_D^{\max}$ を求めたのが図31である。図より、 $P_D^{\max}$ を5 tonとした場合に、 $h$ を10~15 mm程度にとれば、最大せん断応力は5~3 kgf/mm<sup>2</sup>程度の値になる。実測値が存在しないため不確かではあるが、最も弱い層間せん断応力が1 kgf/mm<sup>2</sup>程度の値であることから、繊維を切断する方向にある最大せん断応力面でのせん断強度は、5~3 kgf/mm<sup>2</sup>程度を有するものと推測される。

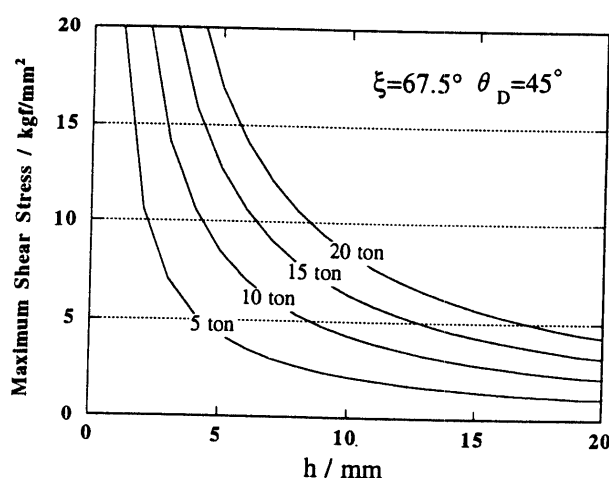


図31 ダブテール部に発生する最大せん断応力

以上の概略計算より、C/C複合材料を用いたダブテール構造が成立する見込みが得られた。そこで、より詳細な検討を行うため、図32に示すようなメッシュを用いてFEM解析を行った。積層型のダブテールの適用を前提に、図の幅方向が積層方向になるような構造をモデル化し、表2に示すように、肩部角度、角部曲率、異方性の影響を考慮した解析を行った。表3はダブテールに24 tonの荷重が負荷された場合に、各モデルに発生する最大最小の応力値を各要素の局所座標系で示している。したがって、4 tonの荷重負荷を考える場合には、表中の値を1/6すればよい。また、表4は、解析結果の傾向を定性的に示している。得られた結果で注目すべきは、層間せん断応力に相当する $\sigma_{xy}$ であり、4 tonの荷重負荷に換算した場合にも異方性を考慮すると5~6 kgf/mm<sup>2</sup>程度の応力が接触部近傍で発生している。表4より、 $\theta_n$ を小さくすることが、層間せん断応力を低下させるために有効であることが分かるが、積層型のC/C複合材料の層間せん断強度が1 kgf/mm<sup>2</sup>程度であることを考慮すると、積層方向を強化した三次元強化C/C複合材料の適用が必要であるものと考えられる。

他の応力について見てみると、 $\theta$ を低下させることが各部の応力を低下させる傾向にあること、および首部の曲率を1 mmから4 mmへと大きくすることが首部の引張応力を30%程度低減する効果があることが明らかになった。また、層間せん断応力の場合同様、等方性とした場合の解析に比べ異方性を考慮した場合には最大応力が上昇する傾向にある。特に、接触域における板圧方向の圧縮ひずみが非常に大きな値になるため、注意を要する。このような傾向は、積層方向およびせん断の弾性率が軸方向に比べて極端に低いことを反映した結果であると考えられる。

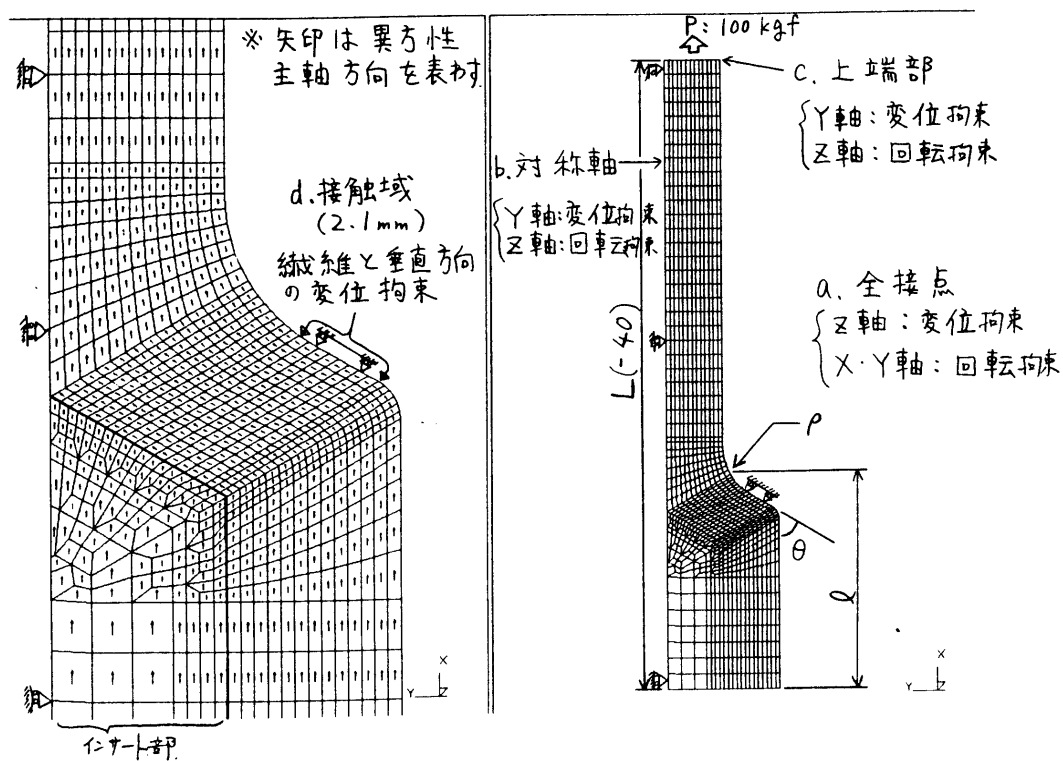


図32 ダブテール部のFEM解析に用いたメッシュ図

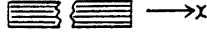



表2 FEMによる解析パラメータ

ケースNo.	モデル形状			使用物性	
	L (mm)	$\theta (^{\circ})$	$\rho$ (mm)	等方性	異方性
A-I	120	45	1	○	
B-I	120	45	4	○	
C-I	85	45	1	○	
D-I	85	45	4	○	
D-O	85	45	4		○
E-I	85	60	4	○	
E-O	85	60	4		○

表3 ダブテール部のFEM解析から得られた最大および最小応力

ケースNo.	モデル形状			応力 (kgf/mm <sup>2</sup> )			
	L	$\theta$	$\rho$	$\sigma_M$	$\sigma_x$	$\sigma_y$	$\sigma_{xy}$
A-I	120	45	1	51.63 -31.00	51.60 -32.46	10.15 -56.81	14.09 -19.35
B-I	120	45	4	40.66 -30.59	39.39 -32.04	8.43 -56.70	13.96 -19.99
C-I	85	45	1	51.62 -31.03	51.59 -32.48	10.15 -56.81	14.08 -19.35
D-I	85	45	4	40.65 -30.62	39.38 -32.07	8.43 -56.70	13.94 -19.99
D-O	85	60	4	52.74 -50.63	51.31 -82.01	6.72 -59.00	30.38 -27.78
E-I	85	60	4	41.87 -22.32	41.83 -23.44	8.94 -71.50	15.81 -21.93
E-O	85	60	4	54.77 -42.47	54.71 -63.59	5.17 -57.83	36.28 -30.30

表4 ダブテール部のFEM解析結果の定性的傾向

歪 (応力) 成分	関連する破壊モード	Lの増加	$\rho$ の増加	$\theta$ の増加
ダブテール首部の 繊維方向引張歪 (応力)	繊維の引張破壊 	→	↓	→
ダブテール接触域周辺の 積層断面内剪断歪 (応力)	層間剪断破壊 (MODE II)  繊維の剪断破壊 	→	→	↑
ダブテール接触域の 板厚方向圧縮歪 (応力)	—	→	→	↑
インポート・ハブ上部の 板厚方向引張歪 (応力)	層間の引張破壊 (MODE I) 	→	→	↑

注) 表中記号:   → : 影響小  
                  ↓ : 減少  
                  ↑ : 増加

ダブテールに関する実験的検討としては、これまで図33に示すようなダブテール接合におけるディスク側の強度評価を行った。パラメータとしては肩部角度 ( $\theta_n$ ) を変化させて実験を行った。その結果、ディスク側での破壊が主に圧縮モードでの破壊によるものであることが明らかになった。そこで先に述べた概略計算における(2)式を用いて、図34に示すように摩擦係数をパラメータとして圧縮強度の計算を行った。破壊モードが圧縮であることから、いずれの場合にも同一の破壊強度になるものと推測されることから、圧縮強度  $\sigma_f^C = 16 \text{ kgf/mm}^2$ 、摩擦係数 0.2 (摩擦角  $\phi = 11.38^\circ$ ) を得た。先の概略計算の際にも述べたように、本実験結果を用いて解析を行うとダブテール部の強度は十分確保され、ディスクとして適用可能であることが確認された。

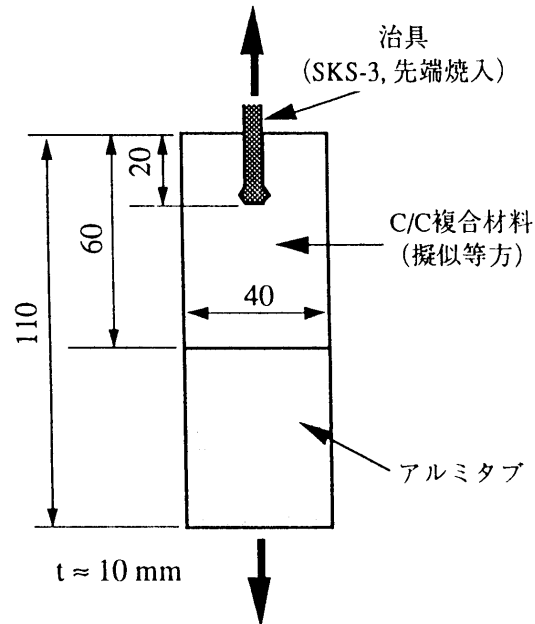


図33 ダブテール接合におけるディスク側の強度評価用試験片

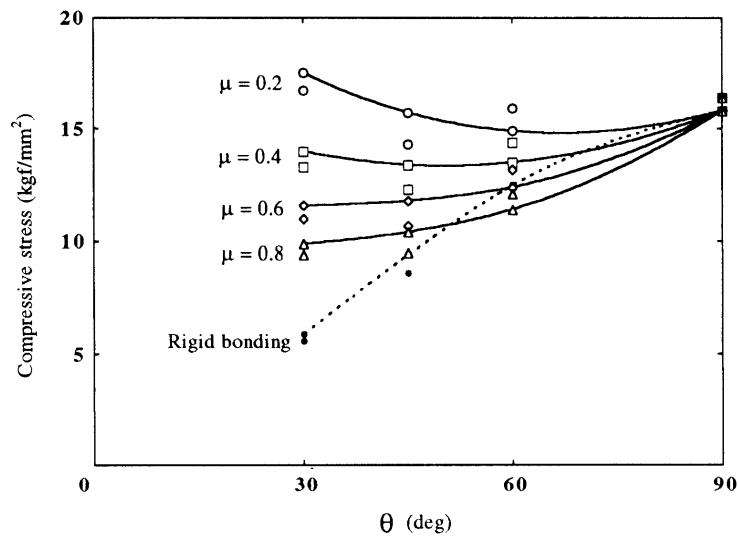


図34 強度評価結果より推定された圧縮強度

## (2) ノッチ敏感性

航空機などの回転式のエンジンの設計においては、高負荷応力の部材には孔等の応力集中源をつくらないことが常識とされている。これに反して、本研究では最大応力の発生が見込まれるタービンリングに、図24に示したようにピン接合のための孔を設けることにしている。この影響を見積もるために、円孔を設けた引張試験片の強度を平滑材の強度と比較した。試験片幅は全ての円孔材試験で30mm一定値とした。図35は、円孔を有する擬似等



方積層の試験片から得られた破断荷重を、円孔横の最小断面積で割った値（平均応力）を円孔径に対してプロットしたものである。図中、灰色の領域は平滑材の強度を示している。本図から明らかなように、円孔材の強度（破壊時の平均応力）は円孔径の増加と共にわずかに低下する傾向はあるものの、全ての円孔径において平滑材の強度のばらつきの範囲内にある。この傾向は直交積層材の場合も同様であり、これよりC/C複合材料は、円孔程度の応力集中に対してはほぼ完全な応力緩和がなされる材料といえる。この傾向は、平滑材のスピンバーストテストで破壊基準が平均応力となったことに対応した現象と理解でき、C/C複合材料では図24の設計が成立することに、十分な根拠を与えるものといえる。

同様の応力集中に対する不敏感性は、セラミックマトリックスの複合材料について報告されており[16]、図33のような欠陥の発生とそれによる応力再分配が応力緩和の基本メカニズムであるとしているが、本報告のC/C複合材料ではこのような欠陥は観察することはできなかった。一方、応力集中に対する敏感性は、破壊靱性の測定に用いたような鋭く大きい亀裂に対しては図7に示したように観測されており、上述の不敏感性は円孔程度の激しくない応力集中にのみ現れる現象といえる。従って設計に当たり鋭い切欠の導入は避けるべきである。

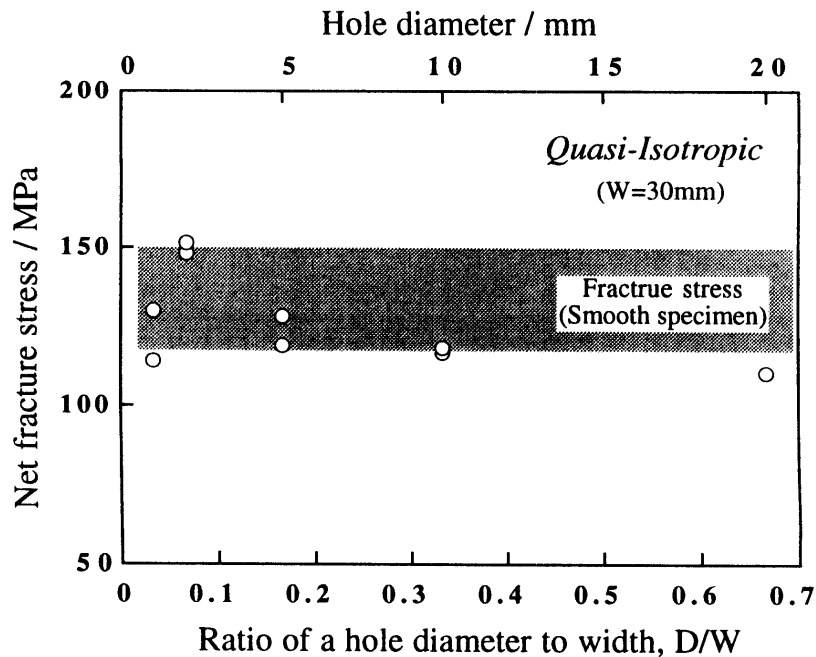


図35 円孔を有するC/C複合材料の強度

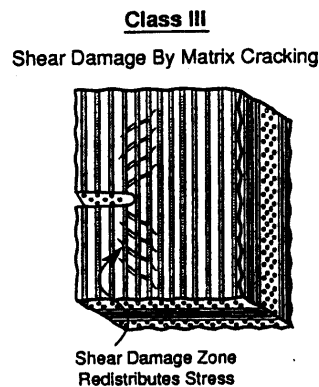


図36 セラミックマトリックス複合材料の応力緩和機構

#### 4. まとめ

ATREXエンジンにはタービンディスクの他に、燃焼室フレイム・ケーシング、熱交換器、ミキサーなど2000℃を越す高温が予想される部材がたくさんあるが、タービンディスクは動的な加重を受けるためC/C複合材料の適用が最も困難と判断されたために最初に検討を始めた。上述のように同部材に関してはモデル試作の段階に入っており、現在次に困難と思われる熱交換器の検討を始めている。

#### 参考文献

- [1] N. Tanatsugu, et.al.: Development Study on ATREX Engine, Proc.'94 IAF, 1994.
- [2] 例えば航空宇宙学会編：航空宇宙工学便覧, p.920, 1994.
- [3] 例えば材料学会編：極限状態と材料, 裳華房, pp.99-150, 1987.
- [4] C.R.Thomas ed., Essentials of Carbon-Carbon Composites, Roy. Soc. Chem., 1993.
- [5] L. Rubin, Application of Carbon-Carbon, Chap.9, Eds. J.D. Buckley and D.D.Edie, NASA Pr1254, 1992-5.
- [6] G. Savage : Carbon-Carbon Composites, Chapman & Hall, 1993.
- [7] 張東植, 中川隆夫, 大蔵明光, 東京大学生産技術研究所報告, 35(8), 251-292 (1991).
- [8] J.R.Strife, J.E.Sheehan, Am. Ceram. Soc. Bul., 67(2), 369-374 (1988).
- [9] J.E.Sheehan, Carbon, 27(5), 709-715 (1989).
- [10] 超高温材料研究所, 超耐熱材料の超高温下における耐久性に関する研究, NEDO-ITK-9209, 1993-3.
- [11] 超高温材料研究所, 超耐熱材料の超高温下における耐久性に関する研究, NEDO-ITK-9309, 1994-3.
- [12] 向後保雄, 八田博志, 大蔵明光, 藤倉正国, 清宮義博, 炭素, No166, 40-46 (1995).
- [13] 次世代金属・複合材料研究開発協会, 第1～6回超耐環境性先進材料シンポジウム講演集, 1990～1995, 東京.
- [14] 香川豊、八田博志、セラミックス基複合材料、アグネ承風社、1990.
- [15] 本田英昌、小林和夫、ハイテク炭素材料、工業調査会、1987.
- [16] F.E.Heredia, S.M.Spearing, T.J.Mackin, M.Y. He, and A.G.Evans : J. Am. Ceram. Soc., 77(11), 2817-27(1994).