

環境適合型次世代超音速推進システム関連技術用語集

超音速輸送機用推進システム技術研究組合

目次

A．プロジェクト、航空機関係.....	2
B．エンジン関係.....	4
C．要素関係.....	4
D．制御関係.....	15
E．材料関係.....	17
F．環境対策技術関係.....	23
G．その他.....	24

環境適合型次世代超音速推進システム関連技術用語集

超音速輸送機用推進システム技術研究組合

A. プロジェクト、航空機関係

H S C T (High Speed Civil Transport)

米国で 1986 年～1998 年まで実施された技術開発プログラム H S R P における次世代超音速輸送機の呼称。

H S R P (High Speed Research Program)

米国で1986年～1998年まで、N A S A が国家資金により進めていた次世代超音速輸送機に関する研究プロジェクト。このプログラムでは、フェーズ とフェーズ に分けられ研究が行われた。フェーズ では、環境適合性が重視され亜音速機並の空港騒音、オゾン層へのエンジン排気の影響、ソニックブームの許容レベル、低NO_x排出を実現するエンジン技術の開発に重点がおかれた。空港騒音の目標としては、亜音速旅客機に適用されている I C A O Annex16 Volume1 Chapter3 騒音規制値よりも1dB低騒音化することが掲げられ、具体的な技術開発に着手されたが1998年に中止となった。

H Y P R

「超音速輸送機用推進システム研究開発」プロジェクトの略称。

通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度により、1989年度に開始され、1998年度までの10年間にわたる研究開発プロジェクトである。この研究開発プロジェクトは、飛行速度マッハ数5までをカバーする超/極超音速輸送機 (S S T / H S T) 用推進システムに必要な熱・空力技術を主に取得することを目的として、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (N E D O) からの委託により国内外の企業ならびに国立研究所が参加して実施されたものである。

U E E T (Ultra Efficient Engine Technology)

亜音速、超音速および軍用を中心とした革新的な技術の開発を行うことを目的とし、N A S A / 民間が主体となって1999年～2003年の計画で研究開発を進めている。CO₂15%削減、NO_xは離着陸時の排出量を1996年のI C A O 規制値に対して70%削減することを目的としている。

機体と統合した研究開発では、ベースエンジン、ベース機体を設定、飛行ミッションの設定を行い、機体 - エンジンを統合して環境に対する評価を行う。一方、設計サイクルにかかる時間の削減、開発コストの低減をねらい、高精度シミュレーションツールの開発を行う計画としている。

要素研究開発では、NO_x低減型燃焼器の開発、ファン、コンプレッサ、高圧タービン、低圧タービンについての高負荷化、軽量化の開発を行う。C M C ライナ、ディスク、翼、P M C (Polymer Matrix Composite)、排気ノズルの軽量化材料についての開発を進めている。

E E F A E (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine)

2000年から2004年の予定で、EUの9カ国内の15企業、2大学、2研究機関が主体となって実施される研究開発。より公害のない、より効率的で信頼性、整備性に優れ、コストが安い飛躍的に進んだエンジンの開発を行うことを目

的とし、CO₂を20%削減、NO_xを80%削減、騒音を5～10dB削減、メンテナンスコストを30～40%削減、開発/生産コスト20～30%削減を目標としている。RRが主体となって進めているAntle (Affordable Near-Term Low Emission) とMTU / SNECMAが主体となって実施するClean (Component Validation for Environmentally Friendly Aero Engine) という大きな2つのプログラムの中で研究開発が進められている。

主な研究内容として高圧圧縮機、低NO_x燃焼器、高圧タービンの高性能化、改良を目指した改良型高性能コアエンジン、高速、高温低圧タービン、排気で圧縮された空気に熱を与えて性能向上を図る熱交換器の開発等についても実施する計画である。

ICAO

International Civil Aviation Organization

民間航空に関わる機関の国際的な連絡組織。ここで民間航空の運航に係わる各種の取り決めや規定を定めているが、環境保全に関するものとして航空機に起因する空港周辺の騒音やエミッション等の規制値の規定がある。

SST

Supersonic Transport

超音速輸送機。音速の3倍(マッハ数3)以下で超音速巡航飛行する民間航空機を指す。現在就航中のものは英国・仏国共同開発のConcorde(飛行マッハ数約2)と旧ソ連のTU-144が実用化された。米国はConcordeとほぼ同時期に開発を進めたが、国の資金援助が打ち切られたため開発が中断された。

HST

Hypersonic Transport

飛行マッハ数が3～5程度の超音速輸送機を一般にこう呼ぶ。実用化されたものはまだ無い。

コンコルド

Concorde

英国と仏国の政府間協定による国際共同開発の世界最初の実用超音速輸送機。1975年に就航し、英国と仏国のエアラインによりパリ/ロンドンとワシントン/ニューヨークの間を主に定期運航して来ているもの。95年秋に就航20周年を祝ったが、主翼桁などに疲労割れが発見されるなど話題を蒔いた。また、2000年7月にパリ、シャルルドゴール空港を離陸直後に墜落事故を起こし、運行停止。その後、運行再開されたが、2003年10月には、完全退役し、27年間の超音速民間機の歴史に幕を下ろした。定員約100名で、アフターバーナ付きターボジェットのため経済性が悪く、騒音は極めて大きくICAO規定の適用外として運航が許可されている。わずが遅れて、当時のソ連が同様な超音速輸送機のTU-144を実用化したが、現在は運用されていない。

超音速ビジネスジェット機(SSBJ)

Super-Sonic Business Jet

この機体のアイデアは10年以上前にソ連のスホーイ社が既に提案しているが、最近の超音速機計画等を受け新たに関心が高まっており、仏のダッソー社、米のボーイング社が関心を示している。ビジネスのグローバル化にともない高速輸送

の必要性が高まっており、ある調査会社によれば市場は十分にあるとも言われる。このためSSBJでは効率を若干犠牲にしてもマッハ1.6~2.0と低めの巡航速度を狙って、エンジンへの要求レベルを下げる傾向にある。機体サイズは亜音速機のB737クラスに近く、デリバティブとして旅客機形に発展する可能性も秘めている。

Q S P

Quiet Supersonic Platform

ガルフストリームとロキードからの働きかけでDARPAが、2000年度にSupersonic Aircraft Noise Mitigation Programを行ったが、その延長として2001年度から新たにQSP計画を発足させた。これは、陸上超音速飛行が可能な低ソニックブームと低騒音、効率性を向上させた長距離超音速機に必須な技術開発を行うもので、フェーズ1が1年、フェーズ2が1年の計2年の計画である。適用候補としては、長距離偵察機、攻撃機、高速輸送機等の軍用機とSSBJが後方である。

D A R P A

US Defense Advanced Research Projects Agency

米国防総省の研究・開発部門である高等研究計画局。

S 4 T

Silent Small Supersonic Transport

2003年からNASAにて開始されたプロジェクト。20席以下、マッハ数1.6以上(但し、陸上では1.2以上)とする機体のソニックブーム低減のための研究開発プロジェクト。

B . エンジン関係

ターボ・エンジン

Turbo Engine

大気より吸い込んだ空気を圧縮機により圧縮し、これに燃料を吹き込んで燃焼・膨張させることにより推力を得ようとするものであり、ファン・圧縮機・燃焼器・タービンの主要素から構成されるジェットエンジン。

H T C E

High Temperature Core Engine

燃焼器及び高圧タービンの実証試験を行うため、圧縮機、燃焼器、高圧タービン等を組合わせた試験機で、主として燃焼器出口とタービン入口温度を目標値に合わせて試験をすることを目的とする。基本的に圧縮機、燃焼器、高圧タービンの組み合わせで構成され、いわゆるコアエンジンの形態をとる。英国ロールスロイス社ではHTDUとも言う。

C . 要素関係

ファン

Fan

ジェットエンジンの推進効率を高めるようにしながら推力を増大するには、噴出ガス速度をあまり高めず、噴出ガス重量を増す方がよい。このために空気圧縮機

の前方に取り付けられた大型の羽根をファンと称する。

圧縮機

Compressor

ガスタービンにおいて、前方から吸入された空気を、後方に進むにつれ次第に空気の体積を減少させ圧力を上昇させる部分。

燃焼器

Combustor

ガスタービンで圧縮機からの圧縮空気の供給を受け、燃焼を噴射して燃焼させ、その熱エネルギーによって高温・高速の燃焼ガスをつくる部分。

タービン

Turbine

ガスタービンにおいて燃焼器の下流側に設置され、翼断面をした羽根を車板に放射状に取り付け、これに速度の大きいガス流を吹き付け車板を回転させて、回転動力を取り出す部分。

排気ノズル

Exhaust Nozzle

タービンを出た流れを設計ジェット速度が得られるように決められた断面積の噴出口を持ち、推進力を作り出す部分。

N P R

Nozzle Pressure Ratio (ノズル圧力比)

排気ノズル入口での全圧を大気圧で除した値。この値が決まると、排気ノズル内のマッハ数が決まるため、排気ノズルの作動状態を表すパラメータとして用いられる。NPRは飛行状態で変化し、地上では低く、高空高マッハ飛行時には高くなる。ある NPR に対して推力が最高となる発散部出口面積 (A9) と絞り部面積 (A8) の比 (A9/A8) が決まっているため、超音速輸送機用エンジンには飛行状態で変化する NPR に対応できるよう、可変コンバージェントダイバージェントノズルが装備されている。

推力係数

Thrust Coefficient (Cf)

排気ノズルの性能を表すパラメータで、エンジンが実際に発生した推力を排気ノズル入口での状態量 (全圧、全温、流量) で理論的に算出した理論推力で除した値。この値が高いほど排気ノズルが効率よく作動していることを示している。

タービン入口温度

Turbine Inlet Temperature

ガスタービンの高圧タービンの入口に於けるガス温度。高圧タービンは、燃焼器出口のすぐ後ろに配置されているため、その入り口に於ける燃焼ガスの温度は、ガスタービンシステム中でほぼ最高の値となる。構造上、最も過酷な高温条件にさらされる部分であり、ガスタービンの設計諸元の中でも代表的な温度である。

キャビティ

Cavity

エンジンの部品間の空間。ディスクやケーシング周辺に多く形成され、わずかな空気が流れているが、特に回転体に面しているキャビティでは、回転に引きずられる流れとキャビティへ流出入する流れが干渉し、非常に複雑な流れ場となっている。

リグ試験

Rig Test

エンジンの各要素についてそれぞれ独立にその性能や、強度などの特性試験が可能なように設定された試験装置で行われる試験。

セクタモデル

Sector Model

円環状の試験対象の一部分について製作した扇形供試体であって、燃焼器あるいは圧縮機 / タービンの翼列の試験に用いられる。一部分のモデルで全体の特性をシミュレートできる。

アニュラモデル

Annular Model

セクターモデルに対し、その試験対象全体を製作したもの。実体そのもので試験可能となるので試験の精度が上がり、エンジン組込み用の部品そのもので事前確認試験あるいは詳細な特性試験を行うことが多い。

当量比

Stoichiometric Ratio

例えば燃焼などの化学反応の場合、反応に過不足のない最適な燃料と酸化剤（空気）の割合 1 としたときの燃料の量の倍率を当量比と言う。

希薄予混合予蒸発燃焼方式

Lean Premixed Prevaporized Combustion

希薄燃焼方式とは、最適な空気と燃料の混合比よりも空気過剰状態にして燃焼させる方式である。空気を過剰にするため、平均火炎温度を低下させることができる。予混合予蒸発燃焼方式とは、燃料と空気を均一に混ぜ、かつその燃料を完全に蒸発をさせた上で、燃焼器へ流入させ燃焼させる方式である。これにより、局所的な火炎温度の高温部がなくなる。希薄予混合予蒸発燃焼方式は、上記を組み合わせたものであり、平均的、局所的な火炎温度の低下により、NO_x 排出量の低減に大きな効果が期待できる。しかしながら欠点としては、混合気が希薄であるが故、消炎の可能性の増大や、離陸時などに代表される高出力時の燃焼器入口温度が高い状態では、自己着火や逆火を引き起こし、燃焼器に重大な損傷を与える可能性がある。

ダブルアニュラ燃焼器

Double Annular Combustor

低 NO_x 化のための有力な手段として希薄燃焼方式がある（希薄燃焼については前記 希薄予混合予蒸発燃焼方式を参照）。1つの燃焼領域しか持たない燃焼器において、高出力で低 NO_x となるように希薄化を行うと、低出力では火炎が不安定となる。この欠点を解決策として、燃焼器を2つ組み合わせる方法がある。す

なわち、低出力では1つの燃焼器のみに燃料を集中させて火炎温度をあげて安定性を高め、高出力では2つの燃焼器を使用することで燃料を分散させて NOx を低減させる。このような燃焼器のことをダブルアニュラ燃焼器と呼ぶ。

逆火

Flash-back

ブンゼンバーナ等においては、主燃焼領域であるバーナ出口から予混合領域である筒の中に火炎が入り込む現象。実用燃焼器に対しては、予混合領域ではげしい熱発生によって急速な化学反応が生じ、火炎が主燃焼領域から上流に伝播する現象。

自己着火

Auto-ignition

燃料蒸気が引火点よりもずっと高い温度で、火炎伝播させるのに外部の着火源を必要としないで発火する現象。自発着火ともいう。

拡散燃料噴射弁

Air blast fuel injector

燃料噴射弁から噴射された燃料と空気を燃焼器内で拡散・混合しながら燃焼させる燃料噴射弁のこと。現状の航空用ガスタービンエンジンで使用されている燃料噴射弁形態であり、局所的に燃料濃度が濃い領域があるため、安定して燃焼することが可能である。ただし、希薄予混合予蒸発方式に比べて局所的に火炎温度の高い領域が形成されるため、NOx 排出量が増加する。

パイロット燃料噴射弁

Pilot fuel injector

安定した燃焼を実現することを狙った燃料噴射弁のことであり、ダブルアニュラ燃焼器等において、メイン燃料噴射弁と対にして用いられる。供給燃料が少なく燃焼が不安定になりやすい低出力条件では、パイロット燃料噴射弁のみを使用することで、燃料が比較的濃くなり安定燃焼が実現できる。一方、メイン燃料噴射弁は低 NOx 燃焼を狙った燃料噴射弁のことである。高出力条件では供給燃料が多く火炎温度が高くなるため、燃焼が安定する半面、NOx 排出量が増加する。そこで、パイロット燃料噴射弁に加え、メイン燃料噴射弁も使用することで、希薄燃焼を実現し NOx 排出量が低減可能である。

メイン燃料噴射弁

Main fuel injector

前述のパイロット燃料噴射弁を参照のこと。

F A R

Fuel Air Ratio

空気流量に対する燃料流量の質量割合 (= 燃料 / 空気) のこと。燃料流量に対して空気流量が相対的に多い条件では、F A R が大きいほど燃料流量割合が高く、火炎温度は上昇する。

A F R

Fuel Air Ratio

F A R の逆数。燃料流量に対する空気流量の質量割合 (= 空気 / 燃料) のこと。

ライナ

Liner

燃焼領域を形成する筒のこと。

フォトディテクタ

Photo Detector

光を受けて電気信号を発生する装置。

プローブ

Probe

測定される信号を伝えるためのユニット。探針。

予混合管

Premix Pre-vaporizing Tube

液体燃料を燃焼領域に入るよりも前に、空気と混合し蒸発させる予混合予蒸発方式の燃料噴射弁における、燃料が空気と混合し蒸発する領域のこと。

ファジー評価関数

Fuzzy Observer for a value to be controlled

制御対象として、複数のパラメータが有る場合に、基本的には、これらのパラメータをファジー関数による重み付けを行い、一つの評価値に合算したものである。通常、評価関数は値を最小に制御するという目的に使用されるが、ここでの評価関数は、ある最適な値に制御するための値であり、制御対象で有る。

希釈空気

Dilution Air

燃焼器の中～下流領域より燃焼室内部に流入させ、燃焼ガスと混合して燃焼ガスの温度分布をタービン入口で要求される温度分布にするための空気。通常、燃焼器に流入する空気のうち、燃焼用空気と冷却用空気以外の残りの空気が希釈空気として用いられる。当該プロジェクトにおける燃焼制御の研究では、この希釈空気流量を調整して燃焼用空気の流量を制御し、主燃焼領域の火炎温度を最適な値に制御してNOxやCO排出量を低減している。

MMC

Metal Matrix Composite

複合材料は「異質で異形の材料を組み合わせて合成することによって、単体では持ち合わせなかった特性を実現し、要求に適合するように優れた性質を持つように作られた材料」と定義される。この定義で用いられている組み合わせや合成の意味は原子オーダーのことではなく、ミクロ的には素材固有の性質を維持したまま、他の材料と混ざり合うことを意味するものである。複合材料は基地になっている物質（マトリックス、matrix）、強化材として用いられている物質毎に分類され、基地が金属からなる材料を金属基複合材料すなわちMMCと定義している。

ファンローター

Fan Rotor

ファンジェットエンジンの入口部にあって推力を発生させる為の空気を後方に送り出す機能を持つと同時にその一部の空気をエンジン内部に送り込む機能を有する回転する羽根車。エンジン内部に送り込まれた空気は圧縮されて所与の燃料に

より燃焼しファンなどの回転部を回転させるエネルギーの生成に与る。

H I P 処理

Hot Isostatic Press Process

HIP(Hot Isostatic Pressing:熱間静水圧加圧成形)は、高温でガスを圧力媒体として、材料の表面に同時に等しい圧力(静水圧)を働かせて、成形や接合を行わせるプロセスである。金属基複合材料を製造する際には、強化材と基地を金属カプセルで真空封止しHIP処理により成形する。HIP処理前のカプセル内の強化材と基地はHIP処理により熱間で等方に圧縮されることにより空隙が無くなり、真密度な複合材料となる。

クーポン試験片

Specimen

機械的特性取得試験に用いる試験片。材料の機械的特性は試験方法、試験片形状によってデータにばらつきが出るために試験方法、試験片形状等が規格化されている。当該プロジェクトでは、過去に次世代金属・複合材料研究開発協会にて実施された「構造用耐熱金属複合材料のデータベース構築に関する研究」で用いられている規格を基にし、機械的特性データを取得している。

ブリスク

Blisk

ファンジェットエンジン等ターボ機械において軸流の羽根とディスクと呼ばれる部分が、鋳造成形あるいは機械加工による削り出し成形である等に拘わらず、一体になっているもの。

高負荷遷音速タービン翼

High Loaded Transonic Turbine Blade

翼の回転周速に対してエンタルピ変化量が高く、翼列の出口マッハ数が音速を超えるタービン翼のこと。

2次元翼列

Two Dimensional Cascade

翼高さ方向に翼断面形状が変化しない翼のこと。

フィルム冷却

Film Cooling

スロットや孔から冷却空気を吹き出し、翼面を覆うような冷却膜を形成して、高温ガスから翼面への熱負荷を低減する技術である。

インピンジメント冷却

Impingement Cooling

冷却空気を小孔から噴流で吹き出し、冷却面に冷却空気を衝突させる冷却方式である。通常、圧縮空気を多数の孔を有するヘダー(インサート)と称する内部ヘダーに供給し、その多数の孔から冷却空気を吹き出す。高い冷却性能を有しており、第一、二段静翼、燃焼器壁の冷却に多用される。

シェイプト孔

Shaped Hole

ディフューズ孔とも呼ばれる。フィルム孔を流出側にひろげてディフューザーを形成し、フィルム空気がフィルム孔出口で放出される際の運動量を低減する。結果的に、フィルム空気の主流への貫通力が低減し、フィルム空気は冷却対象面に沿って流れる。さらに、フィルム空気が主流の直角方向へも拡散し、フィルム冷却効率分布が均一化する。

ローテーション数

Rotation Number

回転流路内流れにおいて、コリオリ力によって誘起される二次流れの指標である。角速度 ω 、管内流速 v 、管径 d とし、ローテーション数 Ro は d / v とあらわされる。

ヌセルト数比

Nusselt Number Ratio

同一レイノルズ数条件下で、回転流路におけるヌセルト数を、静止流路におけるヌセルト数で除したものである。ヌセルト数 Nu は、熱伝達係数 h 、熱伝導率 λ 、代表長さ d とすると、 $Nu = h d / \lambda$ とあらわされる。

C F D (Computational Fluid Dynamics)

数値流体力学。流れの基礎方程式を高速大型の計算機を用いて厳密に解くことにより、より正確に流れの解析を行う数値解析流体力学が最近発達している。基礎方程式であるナビエ・ストークス方程式を用いて流れの解析を行うことは、数学的な困難さと共に、解を得るまでの演算量が膨大なものとなり、その時間と計算コストが重要な問題であり、この演算量の引き下げが数値解法の大きな課題の一つである。スーパーコンピュータあるいは超並列計算機の高度化によりこの技術が発達した。最近の航空機や航空エンジンなどの流体機械の性能向上はこの技法の発達により、相当の部分を風洞実験や回転翼列実験に置き換えられるようになり、これを使用する演算システムを数値風洞などと呼ぶ例も出ている。

空力数値シミュレーションコード

Aerodynamic Numerical Simulation Code

流れの基礎方程式であるナビエ・ストークス方程式やオイラー方程式の解法として各種の計算手法が提案され、実用に入っている。これらの計算手法は計算コードとも呼ばれ、計算流体力学のためのものであるため、空力数値シミュレーションのための計算コードとも呼ばれる。

Navier - Stokes方程式

Navier - Stokes Equation

粘性を考慮し、流れの運動とそれとともなって生じる力の関係を表す運動方程式。

乱流モデル

Turbulence Model

粘性のある流れ場をC F D解析する場合、ナビエ・ストークス方程式を基礎方程式として用いるのが主流となっているが、時間平均した際に生じるレイノルズ応力項のモデル化部分。

L E S

Large Eddy Simulation

乱流モデルに対し、小スケールの渦挙動のみをモデル化し乱流渦をより厳密に非定常的に捉えようとするもので、ナビエ・ストークス方程式をより直接的に近い形で解くことができる。

ミキサー

Mixer

エンジンから噴出される排気を効率良く混合するため排気ノズルに取り付けた装置。

エジェクタ

Ejector

外部空気を導入して排気ジェット速度を低減するための排気ノズル部に取り付けた装置。本研究では、ローブミキサーとの組み合わせにより効率良く外部空気をエジェクタ内に導入し、排気ジェットを騒音上問題にならない排気速度400m/s相当まで低減することに成功した。

コンバージェント・ダイバージェントノズル

Convergent-Divergent Nozzle

絞り型ノズルのあとに流れ方向に向かって断面積が拡大する発散型ノズルを取り付けたノズルのことで、これにより、タービンからの噴流は亜音速のまま絞りの中でマッハ1まで加速され、さらに発散部で超音速に増速されてエンジンから噴出される。超音速輸送機用エンジンではコンバージェントダイバージェントノズルが必要となる。

ローブミキサー

Lobed Mixer

エンジンから排出される噴流を効率良く混合するための排気ノズル部に取り付けた装置。特に、後ろから見ると菊の花びらのような形状をしたノズルの場合ローブミキサーという。排気ジェット速度をすばやく減衰させることにより低騒音化を実現することを狙いとする。

d B (デシベル)

Decibels

音の大きさを表わす音圧レベルの単位。

翼通過周波数音

Blade Passing Frequency Noise

ファン騒音で動翼枚数×回転数 (rpm) / 60 で決まる周波数の音。本研究では、主にファン動翼の後流と静翼の干渉による圧力変動に伴い発生する翼通過周波数音の低減を傾斜型静翼の適用により達成した。

コヒーレント

Coherent

ここでは音の相関のことをいう。例えば、異なるマイクロフォンで計測した信号の位相が揃っているとコヒーレントが高いという。

排気ジェット

Exhaust Jet

排気ノズルから推進力を得るために排出される噴流。排気ジェットと周囲の空気とが混ざり合うことによりジェット騒音が発生する。一般に、排気ジェットの速度の8乗に比例してジェット騒音は増大することが知られている。

吸音ライナ

Acoustic Liner

音を吸収する装置。本研究で用いる吸音ライナには、多孔質構造材を採用しており、入射した音のエネルギーを熱エネルギーに変換することにより広帯域な吸音を可能にしている。

CMC 静翼

CMC Vane

CMC (セラミックス基複合材料)製の静翼である。本研究ではタービン最後部のEGV(Exit Guide Vane)への適用を試みており、バンド-ベーン一体型構造を採用している。CMCは金属に比べて耐熱性・比強度に優れており、冷却空気低減によるエンジン高効率化・軽量化のメリットを有する。

可変コンバージェントダイバージェントノズル

Variable Convergent-Divergent Nozzle

絞り部と発散部の断面積を変化させることのできる機構を有するコンバージェントダイバージェントノズルのこと。

トランスピレーション冷却構造

Transpiration Cooling Structure

浸み出し冷却構造とも呼ばれ、通常は多孔質材の狭い空隙に冷却空気を通過させる冷却方法。狭い空隙を通過する際に冷却空気が触れる伝熱面積が大きいことで熱伝達量が増加することと、高温ガスに晒される面から冷却空気が一様に吹き出されることにより、高温ガスからの熱伝達を削減されるという2つの効果で高い冷却能力を実現できる。ここでは、特に前者の伝熱面積拡大効果を実現する構造をトランスピレーション冷却構造と呼んでいる。

タービンシュラウド

Turbine Shroud

タービン動翼の外周側に位置して、タービン部の流路外形を構成する部材である。耐熱性および動翼のこすれに対する耐久性が要求される。

ベーン

Vane

ガスタービンにおいて、回転する翼をブレード(動翼)と呼ぶのに対し、回転しない方の翼をベーン(静翼)という。

バンド - ベーン一体型

Band - Vane in one piece structure

空気の流路であるパッセージを形成するベーン(静翼部)と、そのエンジン径方向の両端に位置するバンド(円筒部)を一体の構造としたもの。エンジンの前後方向から見ると、工の字の形となる。複合材やセラミックスでこの構造を製造するのが難しく、こういった新材料を使用する際は分割構造にし、バンドとベーンを機械的に結合するのが一般的である。ただし機械的な結合を採用すると、シー

ルが難しい、新材料適用で期待される重量軽減メリットが小さいなどの問題点がある。

サージマージン

Surge Margin

圧縮機の作動点からサージラインまでの余裕度合を示す。サージマージンの定義式は2通りあり、等流量における圧力比で示す場合と、等回転ライン上でのサージポイントに対する作動点の圧力比と修正流量の関係で示す場合がある。

PIV (Particle Image Velocimetry : 粒子画像流速測定法)

PIVとは流体中に微粒子を混入して、その微粒子の動きを監察することにより流体の流速を測定する方法のひとつである。レーザー光を流体中の微粒子に短い時間間隔で照射し2枚の粒子画像を撮影する。その時間間隔と粒子の移動距離から流れの方向と速度を求める。燃焼器内の高温ガスの速度分布を高温に耐えるMSF粒子を用いて2次元と3次元で測定できる。

超高温タービン

Ultra-high-temperature Turbine

ガスタービンエンジンにおいてタービン部に流入する燃焼ガスの温度(タービン入口温度)が1500を超えるような非常に高いものをいう。タービン入口温度を高くすることができると、熱効率の向上、出力の増大が得られることが理論的にわかっている。

疑似多孔質構造極微細空冷技術

Quasi-porous-media Fine Air Cooling Technology

軽石のように多孔質な壁の内側から冷たい空気を供給し、壁を通過させて壁の外側に流し出すと、外側を流れる高温ガスにより加熱されている壁を大変効率よく冷却できる。タービン翼、燃焼器など高温の壁を冷却する方法としては最もすぐれている。これをトランスピレーション冷却(Transpiration cooling)ともいう。実際にはきわめて微細な空隙はほこりなどで詰まってしまうので適切な空隙の大きさには限界がある。そこで、壁の内面に冷却空気の多数の微細なジェット(直径0.3~0.4mm)をぶつけて冷却(インピンジ冷却)し、その後壁にあけた多数の微細な冷却孔(0.3~0.4mm程度)から壁の外側(高温ガス側)へ冷却空気を吹き出して外表面を膜状に覆う(フィルム冷却)構造を作り、軽石状ではないけれども、それに匹敵する疑似構造(疑似多孔質)とすることによって、最も効率の良い冷却をねらったものである。

最先端の耐熱材

Most Advanced Superalloys

ニッケルを主成分とする超耐熱合金において、部品を単結晶で製作できるような材料をいう。

単結晶精密鋳造

Precision Casting of Single crystal

内部が中空で複雑な冷却構造となっているような部品(タービン翼)を鋳造で製作する技術(精密鋳造)において、結晶の成長を制御し、全体が一つの結晶で成型されるような技術をいう。単結晶の部品は多結晶の部品にくらべ高温強度が高く、寿命が長い。

流体：固体連成伝熱解析

Conjugate Computation of Fluid Flow and Thermal Conduction

タービン翼など物体まわりの流れを数値解析（CFD）で解明する手順と物体内部の温度を熱伝導の計算で解く手順を並行して行うことをいう。物体まわりの流れの温度と物体の壁の温度は互いに影響を及ぼしているため、それぞれを独立で解析する従来の方法に比べ、実際の現象により忠実な解析方法であるが、計算が複雑で大規模になるためこれまではあまり実施されていない。

Fore-Loaded 型

Fore-Loaded type

タービン翼の背側と腹側の翼面の圧力差を翼の前半部分で大きくし、この部分で多くの負荷をとるように翼面の圧力分布を調整したもの。これに対して従来の翼に見られるように、翼の後半部分で多くの負荷を取るようにした翼を Aft-Loaded 型と呼ぶ。

段負荷係数

Stage Loading Factor

あるタービン段が発生する仕事をそのタービン動翼の運動エネルギーで無次元化したもの。この値が大きい場合は大きな流れの転向によって仕事をせねばならず、翼型の空力設計が難しくなる。

反動度

Stage Reaction

段全体の熱落差に対する動翼での熱落差の割合。一般的には反動度 50%が最も効率の良いタービンと言われる。

直線翼列風洞

Linear Cascade

実験室レベルの静止翼の試験において、流体通路を矩形のダクト状としてその中に供試翼を直線状に配置して翼列の性能試験を行う装置。これに対して翼を環状に配置して試験を行う装置は環状翼列風洞と呼ばれる。

断熱効率

Total-to-total Efficiency

あるタービンで等エントロピー膨張をした場合に発生する仕事に対する実仕事の割合。エンジン性能向上のためには、タービンでも翼列での損失を低減させてこれを増大させることが求められる。

修正回転数

Corrected Rotating Number

実際の回転数を基準条件での回転数に換算した値。すなわち実際の状態と流れが相似であるような基準状態での回転数を示す。

高負荷タービン

Highly Loaded Turbine

ある仕事を得るのにタービン段数や翼枚数を削減できるように、タービン段や翼 1 枚あたりの負荷を上げたタービン。エンジンの軽量化や部品点数の削減に貢献

するが、衝撃波の発生や減速域の増大による損失が大幅に増大してゆくため、これらをどのように抑えるかが技術課題である。

全圧損失係数

Total Pressure Loss Coefficient

翼列の上流と下流の全圧差を翼列下流の動圧で無次元化した値。翼列間では境界層内での渦の損失や翼の 2 次流れの干渉によるミキシング損失などでこの値が増大する。

D．制御関係

F A D E C

Full Authority Digital Engine (or Electronic) Control

エンジンの作動を制御する装置で、デジタル・コンピュータを使って全ての信号の処理と演算をデジタル信号で取り扱うシステム。制御対象のエンジンの大きさ、出力に関係なく素子とボードが使用出来、制御プログラムの入れ替えで広範囲の制御が可能であることと、信頼性を上げるために 2 回路、3 回路と並列の制御回路を持つことが容易である。

分散制御技術

Distributed Control System

あるシステムの制御を行うに当たり、そのサブコンポーネント毎に独立した制御を行うような制御システムを設定する方式。それぞれのサブコンポーネントの中で最適な制御を行うことが出来ることが特徴。このサブコンポーネントを統合的につなぎ合わせて全体制御を行うことにより、精密な制御が可能となる。この場合、サブコンポーネント毎に制御可能な小型高性能の制御要素と全体を統合制御できる制御ロジックを設定することに技術の新しさが求められる。

光データバス

Optical Data Bus

光ファイバーによる信号の伝送路を言う。電磁波による干渉を防ぐことが出来るので、電磁妨害や雷による異常などから信号を守る事が出来る。

E C U

Electrical Control Unit

エンジンの電子制御システムにおいて中心的な役割を担う電子制御装置。基本的な機能は、エンジン出力指令値に応じて、エンジン各所のセンサ信号を用いて制御演算を行い、適切な制御信号をエンジン・アクチュエータに送るものである。この他に機体等との通信機能、各種自己診断機能等を有する。

プラスチックパッケージ I C

I C (Integrated Circuit : 集積回路) のパッケージには、一般的にミリタリ仕様のセラミック・パッケージと民生・産業仕様のプラスチック・パッケージの 2 種類がある。従来、航空用電子機器には高信頼性と広い温度範囲の要求に応じて、ミリタリ仕様の I C が使用されてきた。しかし、近年これら I C の製造中止品種が増加傾向にあり、将来的にはミリタリ仕様の I C は全廃される可能性も否定できない。このため、将来の航空用電子機器には、保証温度範囲が狭い民生・産業仕様の I C を使用していかざるを得ないと予想されるが、プラスチック I C はセ

ラミックICに比べて、耐湿性が劣ること、前述したように保証温度範囲が狭いことなど、使用する上で考慮しなければならない課題がある。

パターンサーチ法

Pattern Search Method

最適化手法である山登り法の種類。アルゴリズムは各変数を正負に動かしてみても最適化評価が向上する方向に新しい基点を設け（調査動作）、元の基点と新しい基点を使ったパターン動作をおこなう。この手法の特徴は、ある点における関数の値だけを用い、勾配は必要としないことである。また、調査動作の際に様々なステップサイズ X_i が各変数に使われ、ステップ分だけ各変数を動かす際には一番確からしいステップの方向が最初に試されることも特徴である。

最適制御ロジック

Performance Seeking Control Logic

エンジンからのセンサ信号でECUのメモリに組み込まれたオンラインエンジンモデルを同定し、同定されたモデルで性能が最適（燃料消費量が最少）となる条件を求め、得られた条件をエンジン制御則に適用する制御ロジックである。同定されたオンラインエンジンモデルを有するので、エンジン個々の性能差、エンジン制御則設計時のミスマッチ、劣化によるエンジン特性の変化を補正することが可能である。

スマートセンサー

Smart Sensor

マイクロプロセッサをセンサ自体に装備し、信号処理機能などを付加したセンサ。主制御装置とはシリアル通信などの手段を用いて信号授受を行う。従来、主制御装置で行っていた信号処理や故障診断などをセンサ側で処理することにより、主制御装置の負荷が軽減でき、また接続線数の削減が図れる。

フィードバック制御

Feedback Control

制御量を時々刻々検出して目標値と比較し、両者の間に差があればこの差を常にゼロにするような操作を加えることによって制御を行なう方式である。

ストールマージン制御

Stall Margin Control

通常はワーストケースを想定してストールマージンが設定されるが、巡航時等のエンジン入口圧力が均一で安定しているときは、ストールマージンの削減が可能である。このストールマージンを削減して、ファンと圧縮機の効率を向上させてSFCを向上させる制御をストールマージン制御と言う。なお、ストールマージン制御の実現には、エンジン入口状態を計測するセンサ、ファン・圧縮機の安定性を評価するモデル、評価モデルとエンジンの動作状態より最適ストールマージンを求めるロジックが必要である。

アクティブチップクリアランス制御

Active Tip Clearance Control

ファンからの抽気空気でタービンケースを冷却し、タービン翼とタービンシュラウドの隙間を減らし、タービン効率を向上させ、SFCを改善する制御である。チップクリアランスの制御にはまだチップクリアランスセンサを使った閉ループ

制御の実用化例はないが、飛行状態およびエンジン運転状態によって抽気空気流量を設定する開ループ制御は既に実用化されている。

二次空気流量制御

Secondary Cooling Airflow Control

タービン翼温度が制限値に対して十分低温であるときに、圧縮機から抽気されるタービン翼の冷却空気流量を節約し、エンジン効率を向上させ、燃料消費率を改善する制御である。適用に際しては翼寿命を考慮する必要がある。

二重系ファデック

Dual-Channel FADEC

エンジンの作動を制御する装置であり、デジタル・コンピュータを使って全ての信号の処理と演算をデジタル信号で取り扱うシステム。同じ制御系を2系統持ち、制御を行っている系統に故障が発生した場合に、もう一方の系統に制御権を移してエンジン制御を続行できるようにしている。この結果、制御系の信頼性が確保される。

OS

Operating System

日本語では基本ソフトウェアとも呼ばれる。入出力処理やメモリ管理など、共通して利用される基本的な機能を提供し、コンピュータシステム全体を管理するソフトウェア。OSを土台としシステムを作り上げることで、ソフトウェアを部品化し再利用することで、ソフトウェアの開発・検証を省力化、標準化できる利点がある。代表的なOSの例としてはMicrosoft社のWindowsやLinuxなどがある。処理をリアルタイムに実行することを重視し、そのための機能を実装したOSをリアルタイムOS(RTOS)と呼び、Windowsなどの汎用OSとは区別される。FADEC(Full Authority Digital Electronic Control)をはじめとする制御コンピュータでは応答時間が一定の範囲内にあること、すなわちリアルタイム性を保証する必要がある。

リアルタイムOSは、所定時間内に完了させるための時間管理機構を備えている。

パイロメータ

Pyrometer

放射温度計。物体の表面から放射される輻射光の強度が表面温度により変化するという性質を利用した温度計測法である。

E．材料関係

先進複合材料

Advanced Composite Material

カーボン繊維、セラミック繊維、など軽量で抗張力の高い特殊繊維を目的に合わせた並べ方或いは織り方をしたものを中心にして強度を得て、有機材料やカーボン、セラミックス、アルミ、チタン材などを配置させた材料。使用される温度・環境により適切な選択がされる。エンジンでは、カーボン繊維セラミック繊維の複合材や、チタンとアルミの金属化合物なども含めて称する。

単結晶材

Single Crystal Material

1個の素材が単一の結晶で出来たものを指し、鑄造の際に特殊な結晶の出発点を細工してこの結晶構造を生成する。結晶粒界がないのでクリープに対し大きな強度を持つ特徴がある。主として高圧タービンの動翼に使用される。

TiAl

チタン金属とアルミ金属との金属間化合物。この金属間化合物をエンジンでの比較的高温部に適用し、エンジン軽量化をはかれる。本研究で扱ったチタンアルミ合金を以下に示す。

- ・ M V S : 国内で開発されたクリープ強度に優れるTi-Al-Mo-Si系の鑄造用TiAl合金
- ・ M V S C : 国内で開発されたクリープ強度に優れるTi-Al-Mo-Si-C系の鑄造用TiAl合金
- ・ K 5 C : 米国で開発されたTi-Al-Cr-Nb-W-B-C系の鑄造用TiAl合金
- ・ 4 7 X D : 米国で開発されたTi-Al-Nb-Mn-B系の鑄造用TiAl合金
- ・ 4 8 2 2 : 米国で開発されたTi-Al-Nb-Cr系の鑄造用TiAl合金

重量鑄造法

Gravity Casting

重力鑄造：溶けた金属が重力により落下するのを利用して鑄型内に充填する鑄造方法で一般的に精密鑄造で使われる方法である。

吸引鑄造法

Suction Casting

鑄型室内を減圧して、溶けた金属を吸い上げることにより鑄型内に充填する特殊な鑄造方法。

溶湯充填速度

鑄造時に鑄型内に溶けた金属が充填される速度。

粉末冶金材

Powder metal (PM)

微細な結晶粒を高温高圧で成形した素材であり、均質な結晶構造が得られるので、大きな疲労強度が得られる特徴がある。タービンディスク材として実用化されている。

断熱コーティング

Thermal Barrier Coating (TBC)

金属部品の表面に熱伝導性の低い皮膜をコーティングして高温ガスから部品を保護する。この目的のために使用されるコーティングを断熱コーティングと言う。一般に酸化珪素あるいはジルコニアなどの耐熱セラミックスをプラズマ溶射によりタービン翼などの表面に皮膜生成させる。熱遮蔽コーティングと同じ。

TBCコーティング(熱遮蔽コーティング)

Thermal Barrier Coating (TBC)

金属部品の表面に熱伝導性の低い皮膜をコーティングして高温ガスから部品を保護する。この目的のために使用されるコーティングを断熱コーティングと言う。一般に酸化珪素あるいはジルコニアなどの耐熱セラミックスをプラズマ溶射によ

りタービン翼などの表面に皮膜生成させる。

プラズマ溶射

Plasma Spray

部材表面に、異種材料を被覆する技術。高温で溶融した原料粉末を部材に吹き付けて製膜する溶射法の内、熱源として Ar や H₂ などを電離したプラズマを用いるもの。主に厚膜の形成に用いられることが多く、またプラズマを熱源とするためセラミックスなどの難溶融物質の被覆も可能である。ただし、被覆粒子間に化学的結合が形成され難く、緻密な膜の形成は難しい。

EB - PVD

Electron Beam Physical Vapor Deposition

耐熱コーティングを施工する方法の一つ。電子ビームを用いて溶射材を真空中で加熱・蒸発させ、対象物表面に成膜させる方法であり、コーティング厚さ方向に成長した柱状組織となる。

TGO

Thermal Growth Oxide

断熱コーティングにおいて、トップコートとボンドコートの界面に形成される高温酸化層。一般に温度が高いほどその成長速度は速くなり、酸化層の成長はトップコートのはく離を招く。

トップコート

Top Coat

断熱コーティングを構成する 2 層のうち、表面側のセラミックス層。熱伝導率の低いセラミックスを金属表面にコーティングすることにより、高温燃焼ガスに対して金属基材温度を低く保つことができる。

ボンドコート

Bond Coat

断熱コーティングを構成する 2 層のうち、基材側の金属層。セラミックス層と金属基材の接着層であり、高温耐食性に優れた合金が用いられる。

アルコキシド

Alkoxide

アルコール分子中の水酸基に含まれる水素原子を金属原子に置き換えた化合物。酸化物セラミックスの製造に際し、ナノメートルサイズの微細粒子の形成や低温焼結時の原料として用いられる。

ムライト

Mullite

Al と Si の複酸化物セラミックスで、組成は 3Al₂O₃・2SiO₂。強度はあまり高くないが高温での安定性に優れ、また酸化物セラミックスの中では熱膨張係数が比較的小さいため、SiC 等の非酸化物系セラミックスを酸化より保護する被膜材料として期待されている。

ジルコン

Zircon

Zr と Si の複酸化物セラミックスで、組成は $ZrSiO_4$ 。金属ジルコニウムやジルコニアの原料として用いられることが多いが、ムライトと同様、熱膨張係数が比較的小さいため非酸化物系セラミックスに対する酸化保護膜として期待できる。

充填材 (フィラー)

Filler

PIP 法によるセラミックスの製造は大きな体積収縮を伴うため、部材に欠陥が導入されやすく、また寸法精度上の問題の発生も考えられる。そこで体積収縮を低減させるために、粉末を充填材として導入することが多い。通常は熱分解により形成されるセラミックスと同種材が用いられるが、本研究ではこれに加えて、形成されるセラミックスの一部と化学反応し改質するための反応性充填材の検討を行った。

TMS - 75、121、138

TMS - 75、121 は独立行政法人である物質・材料研究機構 (旧金属材料技術研究所) により開発された Ni 基単結晶超合金の名称であり、TMS は Tokyo Meguro Steel の略。また 75、121、138 は開発番号である。

シュリンケージ

Shrinkage

引け巣と言われ、鑄造欠陥の一種で、金属の凝固収縮によってできるものをいう。

蛍光浸透探傷検査

Fluorescent Penetrate Inspection

表面欠陥を検出する非破壊検査方法。欠陥部に蛍光液を浸透させることにより、紫外線下で発光する欠陥部を目視で検査する。暗室で検査するので、健全部と欠陥部のコントラストが大きいいため欠陥部を明瞭に班別することができる。

ラーソン・ミラー・パラメーター

Larson Miller parameter

クリープ破断時間 ($h : h_r$) を変数とするパラメータで一般に $T(20+\log(h))$ であらわされる。クリープ強度はこのパラメータに対して相関があることが知られており、横軸にラーソン・ミラー・パラメーター、縦軸に応力をとって、クリープ強度を整理することができる。

N18

仏国 SNECMA 社が開発した粉末冶金材の名称。損傷許容性に優れたタービンディスク材としてフランス空軍機の一部に実機採用されている。

示差熱分析

Differential Thermal Analysis

試料と基準物質との温度差を温度の関数として測定し、試料の吸熱、発熱の熱的变化を調べる分析方法。例えば合金の融点、凝固点や、相変態温度を調べることができる。

溶体化反応

Solution Heat Treatment Reaction

溶体化とは、金属の熱処理の一つで、組織を均一にする目的で行われる。溶体化

の後に時効処理と呼ばれる熱処理を行い、強度を調整する場合がある。

溶射チャンバー

Chamber for Low Pressure Plasma Splay

熱遮蔽コーティング等の一施工方法である低圧溶射用の真空チャンバーのこと。溶射は大気中で行われる大気溶射と、低圧下で行われる低圧溶射があり、低圧溶射は主に施工中の基盤およびコーティングの酸化を防ぐために適用される。

クリープ特性

Creep Characteristic

材料が一定の荷重下で時間とともに変形していく現象をクリープと呼ぶ。クリープによる変形の特徴は、荷重負荷時に起こる歪み速度が減少する第1領域、歪み速度がほぼ一定となる第2領域、歪み速度が増加し破断にいたる第3領域に分けられる。航空用エンジンの場合には、高温ガスにさらされるタービン部の動翼が最も問題となる。

鍛造

Forging

金属を金属工具の間で圧縮して塑性成形加工する方法で、加工工具のタイプにより自由鍛造、型鍛造に大別され、また加工温度、条件によって冷間加工、熱間加工等に分類される。所定形状を得るとともに、鍛練を加えることにより最適組織を整えるための手段としても行われる。

高サイクル寿命

High Cycle Fatigue

くり返し荷重により亀裂が発生し破損することを疲労破壊というが、繰り返し荷重が 10^5 サイクル程度以上での破損となる場合を高サイクル疲労と呼び、その寿命を高サイクル寿命をいう。発生応力が降伏応力以下でも破損に至る。

凝固解析

Solidification Analysis

鑄造プロセスにおいて、溶けた金属が鑄型内を流動、充填、冷却、凝固していく過程をシュミレーションし、専門家のノウハウや、多くの経験を必要とする鑄造方法の最適化、リードタイムの短縮化を可能とする手段。

バーナーリグ装置

Burner Rig Test Equipment

燃焼ガスを吹き付けることにより、高温曝露、熱衝撃、熱サイクル等への部材の耐久性を確認するための装置。

熱サイクル試験

Thermal Cycle Test

熱の負荷を繰り返すことにより部材の寿命等を予測する試験。熱応力が部材の発生応力に対して支配的な場合に有効である。一般的には熱負荷のサイクル数を問題とするため、1サイクルに要する時間を短くした評価試験となる。

L C F

Low Cycle Fatigue

くり返し荷重により亀裂が発生し破損する現象を疲労破壊というが、LCFはくり返し荷重が 10^4 サイクル程度以下で破損に至る低サイクル疲労破壊を指す。低サイクル疲労破壊は特に高応力が発生する応力集中部で起こりやすい。

自己潤滑性複合材料

Self-lubricating Composite

材料そのものに潤滑性を付与し、必ずしも潤滑油を供給する必要がない軸受などの機械部品を作製することが出来る複合材料のこと。

セラミックス基複合材料 (CMC)

Ceramic Matrix Composite

セラミックス材料の特性を向上させる目的で、異種材料を複合したもの。機械的
特性の改良の目的には微細粒子や繊維状材料の複合が行われる。特にセラミックス材料の脆性克服の目的では、連続繊維の複合が有効とされ、その破壊挙動を非脆性的なものに変換することにより、高い破壊抵抗を発現させることが可能である。

SiC/SiC 複合材料

SiC/SiC Composite

耐熱性の高いセラミックス材料である炭化ケイ素(SiC)を、細く柔軟な SiC 繊維で強化した複合材料。現在研究されている CMC の主流である。強化繊維の劣化を防ぐために、マトリックスの形成には PIP 法や CVI 法などの特殊な手法が用いられることが多い。また、繊維とマトリックスが同種の材料であるため、界面での結合強度を弱めるための界面層の導入が不可欠である。

PIP法

Polymer Impregnation Pyrolysis Method

CMC において、比較的低温でマトリックスを形成するための技術。有機前駆体を熱分解することによりセラミックス材料を生成するもの。SiC の生成には、ポリカルボシランに代表される、主鎖に C と Si を有する高分子材料が原料として用いられる。一般に複雑形状品や大型部材への適用に優れている。ただし形成される SiC の組成は化学量論比よりも C が多くなる傾向があり、余剰分の炭素による特性の低下が知られている。

三次元繊維強化材

Three Dimensional Fiber Reinforced Material

繊維を複合した CMC は、繊維軸方向と繊維軸垂直方向でその特性が大きく異なり、特に繊維と垂直にかけられた応力に著しく弱いため、繊維が三次元的に配向された三次元強化材はあらゆる方向への応力に対応できる点で有利である。しかし複雑に繊維が配向するため母相との複合や焼成等の作製工程が困難となる。

燃焼ガス(暴露)加熱試験

Burner Rig Test

燃焼ガス中に試験体をさらして加熱する方式で実機環境(排ガス)に近い条件で試験できるが、試験条件を自由に設定できない事や流路管内でのバースト試験は装置全体の破損の恐れがあるため破壊まで試験できない欠点がある。

F．環境対策技術関係

オゾン層破壊

Ozone Layer Depletion

上層大気中のオゾン層が人為的な原因で破壊されることを指す。地上から放出されるフッ素化合物、航空機の排気中のNO_xや水蒸気などの影響が研究され始めた。

ソニック・ブーム

Sonic Boom

航空機が超音速で飛行するときに翼前縁等から発生する衝撃波が地上に到達するときの、瞬間的な圧力変動と衝撃音を言う。航空機の翼形状を工夫することにより、マッハ1.5位までソニックブームを気にならない程度とすることが可能との研究もあるが評価の分かれるところである。

I C A O Chapter 3

航空機から発生する騒音のレベルに関する国際民間航空機構による亜音速輸送機に対して1976年に定められた規定。離陸時と着陸時の飛行直下および離陸飛行450m側方線上それぞれの計測点での騒音基準値が定められている。2006年以降申請の亜音速輸送機に対してはChapter3よりもさらに厳しいChapter4が適用されることになった。ただ、次世代超音速輸送機についての具体的な基準は決っていない。

A I

Artificial Intelligence

「人工知能」の略。人間が行っている知的な作業をコンピュータで模倣したもの。具体的には、論理的な推論を行ったり、経験から学習したりするコンピュータプログラムのことをいう。

P I V法

Particle Image Velocimetry

流れに微小な粒子を混入する事で流れを可視化し、その粒子挙動を追跡する事によって、2次元、3次元の非定常流速分布を計測する手法。「粒子画像流速測定法(P I V)」。

放電プラズマ焼結法

Spark Plasma Sintering

サンプル粉末を充填したグラファイト製型について、加圧しながらパルス直流電流を流し、サンプル粉末と型で発生するジュール熱によりサンプル粉末を焼き固める方法。加圧焼結法の一つ。パルス直流電流を通電中、粉末粒子間に放電現象が起こり、プラズマが発生しているのではという説があり、このことから放電プラズマ焼結法と呼ばれるようになった。

ボールオンディスク摩擦試験機

Ball-on-Disk Friction Tester

ディスク試験片にボール試験片を一定荷重のもとで垂直に接触させながら、ディスク試験片を回転あるいはボールを移動させてしゅう動させる摩擦試験機。

Al_2O_3 -50mass% BaSO_4

金属材料の分野で一般的に用いられている表現法で、アルミナ (Al_2O_3) 50 質量%、硫酸バリウム (BaSO_4) 50 質量%で構成されているということを指す。

窒素酸化物 (NO_x)

NO_x

大気中の窒素がエンジンの燃焼器の中などで燃焼により酸化されて発生した窒素酸化物の総称。組成としては、 NO 、 NO_2 等がある。

G. その他

構造損傷許容設計

Damage Tolerance Design

実際の構造部材には、素材欠陥、介在物、加工不良等による何らかの初期亀裂（欠陥）が存在することを前提とし、その亀裂がくり返し荷重より進展しても急激な破壊に至る前に、分解検査等により発見できるように設計すること。

疲労亀裂

Fatigue Crack

繰返し荷重により発生する亀裂であり、亀裂発生後、くり返し荷重により進展し破損にいたる。破面にはくり返し荷重により進展したことを示す貝殻状の模様（ストライエーション）が観察される。

亀裂進展寿命

Crack Growth Life

ある長さの亀裂が入った状態から繰返し荷重が作用し亀裂が進展し、破断に至るまでの寿命。

クリープ疲労寿命

Creep Fatigue Life

高温で荷重が負荷された時に荷重方向に変形するクリープ現象が繰返し発生した場合の寿命。

クリープ損傷則（寿命消費則(Time Fraction Rule)、延性消耗則(Strain Fraction Rule)含めて）

Creep Damage Rule

クリープ変形により破壊に至るまでの状態の変化過程を表した数値（損傷値）を、材料が受けたひずみ履歴や応力履歴などの関数として数式表現したものがクリープ損傷則である。寿命消費則は、応力の履歴を用いており、延性消耗側はひずみの履歴を用いている。

弾塑性クリープ構成式

Elastic-Plastic-Creep Constitutive Equation

材料の弾塑性特性とクリープ特性の両者を取り込んだ構成式。

ダブテール部

Dovetail

ディスクと翼を結合する個所の総称。タービンディスクでは、一般的に軸方向に

翼部とディスク部に交互に凹凸部を設け組み付ける方式を採用している。

等価歪範囲

Equivalent Strain Range

最大負荷時と荷重除荷後の各方向のひずみ成分の差を算出した後、これらのひずみの差分を用いて等価ひずみを算出した値。

伝達マトリクス

Transfer Matrix

回転軸の振動解析に一般的に用いる伝達マトリクス法に用いる要素の特性をあらわした行列。要素の結合個所では変位、回転、荷重、モーメントの自由度を持っている。

光ファイバー

Optical Fiber

光信号を送る媒体であり、材料にガラスを用いた極めて細い（ $100\mu\text{m}$ 程度）線状の物である。特徴としては信号が光であるため、電磁気的なノイズの影響を受けないこと、電線に比べて軽量であること、波長の異なる光信号を同時に伝送できることなどが挙げられる。

光センサー

Optical Sensor

光信号を利用したセンサーの総称。電磁気的なノイズの影響を受けないこと、非接触計測が可能なことなどが主な特徴である。航空用エンジンへの適用についてはパイロメータや着火検出器等、既に実用化されたものの他に、ポジションセンサ、回転数センサなどが研究開発されているが、対環境性を有する光部品の種類が限られていることが導入の障害になっている。

ロータダイナミクス解析

Rotor Dynamics Analysis

回転機械の振動特性を把握するための振動応答解析のこと。回転軸に発生するジャイロモーメント、軸受けの剛性および減衰、静止部の振動特性を考慮し、回転軸に発生するアンバランスを考慮した振動応答解析により、エンジン運転領域内に有害な振動が発生しないように構造物の設計をおこなう。

有限要素法

Finite Element Method

構造物の解析領域を有限の大きさの微小領域（有限要素）に分割し、その領域に材料特性、荷重条件、拘束条件等を設定し、応力および変位等を算出する近似解法。有限要素の大きさが小さいほど精度が上がる。

影響関数法

Influence Function Method

亀裂がない場合の応力分布を用いて、板厚方向及び板幅方向に任意に分布する応力下に存在する3次元表面亀裂の応力拡大係数（K値）を効果的に求める手法のこと。その原理は、亀裂面のある1点に単位分布応力を付与した場合のK値を亀裂面の多くの位置に対して求めておき、それらをデータベース（K値への影響係数）として予め作成しておくことにより、任意分布応力下の表面亀裂のK値を重

ね合わせにより簡易に求めることによっている。このK値を用いることで任意分布応力下を進展する表面亀裂の疲労亀裂進展解析をParis則を代表とする亀裂進展則に基づいて簡易に実施することができる。

高速フーリエ変換

Fast Fourier Transform

時間領域の波形データを周波数領域のデータに変換する手法。通常のフーリエ変換では解析時間がかかるため、演算回数を減らしリアルタイムでの解析ができるように改善された手法。

損傷則

Damage Mechanics

構造物がくり返し荷重およびクリープ変形により破壊に至るまでの状態の変化過程を表した数値（損傷値）を、材料が受けたひずみ履歴や応力履歴などの関数として数式表現したものが損傷則である。繰り返し荷重による疲労とクリープ変形が複合した疲労寿命の予測を精度良く行うためには、材料ごとの損傷則を把握しておく必要がある。

非破壊検査

Non Destructive Inspection

素材・部品などの亀裂や介在物、空洞などの欠陥を、被検査物を破壊することなく検査すること。被検査物の内面の欠陥を検査する放射線透過検査や超音波探傷検査、表面の欠陥を検査する浸透探傷検査や磁粉探傷検査、渦流探傷検査などがある。

PODデータ

Probability Of Detection

非破壊検査における欠陥検出確率を指す。ある大きさの欠陥に対し、その欠陥を検出できたか否かのデータ、またはその欠陥から得られる信号値のデータについて、統計的処理を実施することで算出され、対象とする非破壊検査システムの能力評価に適用される。

ハイブリッド軸受

Hybrid Bearing

内外輪が軸受鋼製で、転動体がセラミックス製の軸受。

四球試験

Four Ball Testing

4個の同一寸法の鋼球をピラミッド型に積み上げ、下の3個を試料に浸漬し、上の1個を押し付けて回転させる試験。下の3個を固定し上と下の玉ですべり接触をさせ摩耗性能を評価するものと、下の3個を拘束せず上と下の玉で転がり接触をさせ、疲労性能を評価するものがある。

リムシール

Rim Seal

ガスタービンにおいて、タービンディスクの周囲の空間に主流高温ガスが流入するのを防止するために、当該空間の外周部に設けられるシール構造のこと。通常は、ディスク側とステータ側のそれぞれから軸方向に張り出した1個または複数

のフィンが互いにオーバーラップした構造が採用される。

過大アンバランス

Over-Loaded Unbalance

エンジンの回転体に発生するアンバランスの中で、翼の飛散等により発生する非常に大きいアンバランスのこと。特に、翼重量が最も重いファン動翼が飛散した場合にはエンジンに破壊的な荷重が発生し重大な被害を引き起こすため、このアンバランスでの解析を行ない構造上問題の無いことを確認する必要がある。

以上

索引

<p>A</p> <p>A F R 7</p> <p>A I 23</p> <p>Al₂O₃-50mass% BaSO₄..... 24</p> <p>C</p> <p>C F D 10</p> <p>CMC 静翼 12</p> <p>D</p> <p>D A R P A 4</p> <p>d B 11</p> <p>E</p> <p>E B - P V D 19</p> <p>E C U 15</p> <p>E E F A E 2</p> <p>F</p> <p>F A D E C 15</p> <p>F A R 7</p> <p>Fore-Loaded 型 14</p> <p>H</p> <p>H I P 処理 9</p> <p>H S C T 2</p> <p>H S R P 2</p> <p>H S T 3</p> <p>H T C E 4</p> <p>H Y P R 2</p> <p>I</p> <p>I C A O 3</p> <p>I C A O Chapter 3..... 23</p> <p>L</p> <p>L C F 21</p> <p>L E S 10</p> <p>M</p> <p>M M C 8</p> <p>N</p> <p>N 1 8 20</p> <p>Navier - Stokes 方程式 10</p> <p>N P R 5</p> <p>O</p> <p>O S 17</p> <p>P</p> <p>P I P 法 22</p> <p>P I V 13</p> <p>P I V 法 23</p> <p>P O D データ 26</p> <p>Q</p> <p>Q S P 4</p> <p>S</p> <p>S⁴T 4</p> <p>SiC/SiC 複合材料 22</p> <p>S S T 3</p>	<p>T</p> <p>T B C コーティング 18</p> <p>T G O 19</p> <p>T i A l 18</p> <p>T M S - 7 5、1 2 1、1 3 8 20</p> <p>U</p> <p>U E E T 2</p> <p>あ</p> <p>アクティブチップクリアランス制御 16</p> <p>圧縮機 5</p> <p>アニュラモデル 6</p> <p>アルコキシド 19</p> <p>い</p> <p>インピンジメント冷却 9</p> <p>え</p> <p>影響関数法 25</p> <p>エジェクタ 11</p> <p>お</p> <p>オゾン層破壊 23</p> <p>か</p> <p>拡散燃料噴射弁 7</p> <p>過大アンバランス 27</p> <p>可変コンバージェントダイバージェント 12</p> <p>き</p> <p>疑似多孔質構造極微細空冷技術 13</p> <p>希釈空気 8</p> <p>希薄予混合予蒸発燃焼方式 6</p> <p>逆火 7</p> <p>キャピティ 6</p> <p>吸引鑄造法 18</p> <p>吸音ライナ 12</p> <p>凝固解析 21</p> <p>亀裂進展寿命 24</p> <p>く</p> <p>クーポン試験片 9</p> <p>空力数値シミュレーションコード 10</p> <p>クリープ損傷則 24</p> <p>クリープ特性 21</p> <p>クリープ疲労寿命 24</p> <p>け</p> <p>蛍光浸透探傷検査 20</p> <p>こ</p> <p>高サイクル寿命 21</p> <p>構造損傷許容設計 24</p> <p>高速フーリエ変換 26</p> <p>高負荷遷音速タービン翼 9</p> <p>高負荷タービン 14</p> <p>コヒーレント 11</p> <p>コンコルド 3</p> <p>コンバージェント・ダイバージェントノズル 11</p>
--	---

さ	サージマージン	13	に	2次元翼列.....	9
	最先端の耐熱材	13		二次空気流量制御.....	17
	最適制御ロジック	16		二重系ファデック.....	17
	三次元繊維強化材	22	ぬ		
し				ヌセルト数比.....	10
	シェイプト孔.....	9	ね		
	四球試験.....	26		熱サイクル試験.....	21
	自己潤滑性複合材料.....	22		燃焼ガス(暴露)加熱試験.....	22
	自己着火.....	7		燃焼器.....	5
	示差熱分析.....	20	は		
	修正回転数.....	14		バーナーリグ装置.....	21
	充填材(フィラー).....	20		排気ジェット.....	11
	重量鑄造法.....	18		排気ノズル.....	5
	シュリンケージ.....	20		ハイブリッド軸受.....	26
	ジルコン.....	19		パイロット燃料噴射弁.....	7
す				パイロメータ.....	17
	推力係数.....	5		パターンサーチ法.....	16
	ストールマージン制御.....	16		反動度.....	14
	スマートセンサー.....	16		バンド-ベーン一体型.....	12
せ			ひ		
	セクタモデル.....	6		光センサー.....	25
	セラミックス基複合材料.....	22		光データバス.....	15
	全圧損失係数.....	15		光ファイバー.....	25
	先進複合材料.....	17		非破壊検査.....	26
そ				疲労亀裂.....	24
	ソニック・ブーム.....	23	ふ		
	損傷別.....	26		ファジー評価関数.....	8
た				ファン.....	4
	タービン.....	5		ファンローター.....	8
	タービン入口温度.....	5		フィードバック制御.....	16
	タービンシュラウド.....	12		フィルム冷却.....	9
	ターボ・エンジン.....	4		フォトディテクタ.....	8
	ダブテール部.....	24		プラスチックパッケージIC.....	15
	ダブルアニュラ燃焼器.....	6		プラズマ溶射.....	19
	単結晶材.....	17		ブリスク.....	9
	単結晶精密鑄造.....	13		プローブ.....	8
	鍛造.....	21		分散制御技術.....	15
	弾塑性クリープ構成式.....	24		粉末冶金材.....	18
	断熱効率.....	14	へ		
	断熱コーティング.....	18		ベーン.....	12
	段負荷係数.....	14	ほ		
ち				放電プラズマ焼結法.....	23
	窒素酸化物(NO _x).....	24		ボールオンディスク摩擦試験機.....	23
	超音速ビジネスジェット機.....	3		ボンドコート.....	19
	超高温タービン.....	13	み		
	直線翼列風洞.....	14		ミキサー.....	11
て			む		
	伝達マトリクス.....	25		ムライト.....	19
と			め		
	等価歪範囲.....	25		メイン燃料噴射弁.....	7
	当量比.....	6	ゆ		
	トップコート.....	19		有限要素法.....	25
	トランスピレーション冷却構造.....	12			

よ			
	溶射チャンバー	21	
	溶体化反応	20	
	溶湯充填速度	18	
	翼通過周波数音	11	
	予混合管	8	
ら			
	ラーソン・ミラー・パラメーター	20	
	ライナ	8	
			乱流モデル
			10
			り
			リグ試験
			6
			リムシール
			26
			流体：固体連成伝熱解析
			14
			る
			ロータダイナミクス解析
			25
			ローテーション数
			10
			ローブミキサー
			11