

# 民間機用ガスタービンの国際共同事業

伊藤 源 嗣

(石川島播磨重工業(株))

## 1. 序言

英国Rolls-Royce社(以後RRと略称)との共同開発事業として1980年に始まったRJ500プロジェクトは1983年には5ヶ国の企業が参加した合弁会社IAEを中心とするV2500プロジェクトに発展し、現在は基本型の量産と派生型の開発が並行して行われる段階に達している。1990年には通商産業省工業技術院の大型プロジェクト制度による「超音速輸送機用推進システム(以下HYPERと略称)」の研究開発プロジェクトが8ヶ年計画でスタートし本年秋には中間評価が行われる段階まで来ている。このプロジェクトにはわが国の航空エンジン3社即ちIHI、KHI、MHIの他米国General Electric社(以下GEと略称)、米国UTC社、RR、フランスSNECMA社(以下SNと略称)が参加している。

以上の二例はわが国の航空エンジン産業が通商産業省の支援を受け、いわゆるナショナル・プロジェクトとして取り組んでいるものであるが、この他にIHIはRRのRB211/TrentプログラムとGEのGE90プログラムに、KHIはRRのRB211/TrentプログラムとUTCのPW4000プログラムに、又MHIはUTCのPW4000プログラムにそれぞれRSP(後述)として参加しており、民間機用ガスタービンでは国際共同事業が一般的な事業形態になって来ている。

このような国際共同事業の意義、形態、特徴、問題点、今後のすう勢等について以下に紹介したい。

## 2. 国際共同事業の意義とすう勢

それぞれの事業で差はあろうが、一社、一国でなく多国間・多企業間の国際共同事業のメリットとしては、①巨額の研究・開発資金負担の分散による軽減、②各社の先行技術の集積による先端技術製品の実現、③市場基盤の拡大、事業リスクの軽減：等が挙げられる。エンジンの燃料消費の低減、軽量化、低騒音化、対環境適合性の向上(騒音・排気)、安全性の向上、整備コストの低減等要求の高度化に伴う研究開発費の高騰、マーケットのグローバルイゼーション等を考えれば今後の民間機用ガスタービンの研究・開発を含む事業形態として国際共同事業はより一般化し、すう勢になっていくであろう。

わが国にとって国際共同事業への参加は、第二次世界大戦後の特殊な制約のもとに大巾に立ち遅れた航空用ガスタービンの技術、事業のキャッチアップに大きな役割を果たしているという意義も決して見過しにはできない。

一方国際共同事業は不可避免的にパーティ間のコーディネーション、インターフェースの設定・維持が必要になり、一社で執行なう事業に比べ決定に長時間を要するというデメリットもある。国際共同事業を如何に成功に導くかは、メリットを最大限に生かし、デメリットを最小限に喰止めることができるかどうかにかかっていると云っても過言ではない。

### 3. 国際共同事業の形態

国際共同事業にはさまざまな形態がある。HYPERは厳密に直接は繋がらない特殊なケースなので別途述べることにすると大略以下の形態が存在する。

#### (1) 合併事業

V2500がこの代表例で参加パーティが独立の合併企業を設立し、議決権等に出資比率による差はあるとしても、各パーティが基本的に平等な義務と権限を有する。事業の全分野の活動への参画が可能で参加パーティにとって得る所が大きく満足感も高いが、反面各パーティの意見が一致しない場合決定に時間が掛かり、インターフェース、コーディネーション等に人手とコストが余計に掛かるというマイナス面もある。

#### (2) R S P

Risk (and Revenue) Sharing Partner方式とよばれ事業の持つリスクを負担する代りに参入比率に応じて収入の分配も受ける方式で、わが国では収入分配方式とよばれることが多い。1で述べたわが国のエンジン・メーカー各社が個別に参加しているプログラムは全てこの方式である。この方式の場合はエンジンを製品としてとりまとめ、その社の製品として販売する主体会社があり、その他の参加会社は設計・開発段階をプログラム・シェア(%)に応じた作業又は費用の支弁で分担し、生産段階ではプログラム・シェアに応じた%に相当する部品の生産等を行い、シェア相当の収入の分配を受ける。併し販売・マーケティング、プロダクト・サポート、プログラム・マネジメント等は主体会社が単独で実施するので、主体会社以外のパーティはこれ等活動のための経費を、収入から予め合意された比率で天引きされて分配を受ける。

#### (3) サプライヤ

いわゆる下請である。各メーカー毎に国際的コスト競争力の見地から強い部品と弱い部品があり、特に強い部品を集中的に(複数社から)受注し、更に国際的競争力を高めている例がある。国際的競争力を高めるためには多額の設備投資を必要とするため、サプライヤとしての契約期間を10年以上の長期間にする例もある。

### 4. V2500

#### (1) 事業形態

前述の通り合併会社IAEを主体とする5ヶ国対等の共同事業である。IAEはスイス法人であるが、実際の本社機構は米国コネチカット州グラストンベリに置いている。

る。I A E を構成するのは U T C ( 3 2 . 5 % ) , R R ( 3 0 % ) , ( 財 ) 日本航空機エンジン協会 ( 2 3 % ) , 独の M T U ( 1 1 % ) , 伊の FiatAvio ( 3 . 5 % ) の 5 社である。日本航空機エンジン協会 ( 以下 J A E C と略称 ) は I H I ( 6 0 % ) , K H I ( 2 5 % ) , M H I ( 1 5 % ) の 3 社により構成される。

事業のマネジメントは 5 社からの出向者により運営される I A E が執行う。開発段階では仮想的に一社が全ての開発作業を実施したとして詳細な開発プログラムの全作業 ( 設計・試作・試運転・諸試験等 ) のコストを計算し % 表示にして上記各社のシェアに応じて作業を分担する。各作業の出来、不出来も含み実際どれだけのコストが掛かったかはお互いに問う所でない。各社間のインターフェースは文書と図面あわせて二千点近くに達し、その境界を越えて他社の領分に踏み込むことはない。取産段階ではエンジン全体のコストを 1 0 0 % とし、上記 % に相当する部品の製造を各社は分担し、同一比率で収入の分配を受ける。交換部品の発生は部品により偏りがあるので、収入分配にあたって不公平の生じないよう調整が行われる。なお収入からは I A E のマネジメント・コスト、I A E の直買品のコスト等を天引きの上配分される。

## ( 2 ) エンジンの概要

基本型は 1 5 0 席の中・短距離機エアバス社 A 3 2 0 搭載の V 2 5 0 0 - A 1 ( スラスト 1 1 . 3 T = 2 5 , 0 0 0 l b s ) である。バイパス比約 5 . 4 の 2 軸ターボファン・エンジンで、低燃費、低騒音、低有害排ガス成分排出の特徴を有する。ファン直径 1 M 6 0 0 m m , 全長 3 M 2 0 0 m m , 乾燥重量 3 . 3 6 T である。低圧系はファンと 3 段低圧圧縮機、5 段低圧タービンより成る。高圧系は 1 0 段高圧圧縮機、円環型燃焼器、2 段高圧タービンより成る。低圧系は 3 軸受、高圧系は 2 軸受、軸受支持フレームは 3 箇所である。制御方式は全電子制御 ( F A D E C ) で完全な二重系を採用している。1 9 8 8 年 6 月に米国連邦航空局 ( F A A ) の型式承認を取得、1 9 8 9 年 5 月には搭載機 A 3 2 0 の商用運航が始まっている。

A 3 2 0 を長胴化し 1 8 0 席機にした A 3 2 1 向けのスラスト向上型 V 2 5 0 0 - A 5 ( スラスト 1 3 . 6 T = 3 0 , 0 0 0 l b s ) , 1 5 0 席のマクダネル・ダグラス社 M D 9 0 - 3 0 搭載の V 2 5 0 0 - D 5 ( スラスト 1 2 . 7 T = 2 8 , 0 0 0 l b s ) はそれぞれ F A A の型式承認を本年 1 1 月、本年 1 2 月に取得することを目指して開発が進められている。外形・寸法は基本的に - A 1 と同一であるが、- A 5 , - D 5 とともに低圧圧縮機は 4 段になり、バイパス比は約 4 . 6 になっている。

## ( 3 ) わが国の担当部位 / 技術

5 ケ国間の約束事と異り J A E C を構成する日本の 3 社の間にはインターフェースはなく J A E C 一本の形で技術開発が進められている。J A E C は 3 社からの出向者で構成される。J A E C の担当部位はファン・インタミディエート・ケーシング・モ

ジュールが主なもので低圧圧縮機もこのモジュールに含まれる。担当部位については空力、構造・強度、機械設計等全ての技術開発上の責任を負っている。空力要素（この場合ファン・低圧圧縮機）の性能確認、翼等の振動特性・寿命、構造部材の剛性・寿命試験等を実施し、設計要求を満足していることの確認も実施する。この他エンジン補機類の約50%の開発責任を負っている。詳細設計と開発（要素試験を含む）は専門メーカーの担当であるが、要求仕様の設定、メーカーの選定、設計審査、試験計画の審査、試験結果の判定等はJ A E Cの責任である。開発用エンジンは12基試作され、型式承認までに約5,000時間、その後も年間約3,000時間の開発試験が実施されている。J A E Cは大略シェアに相当する約23%の試験を引受けている。実際の開発エンジンの運転はI H I瑞穂工場で実施されている。

#### (4) 事業の現状と将来展望

これまでに200基を越す量産エンジンを出荷した。確定契約と仮契約を合すると1,000基を越す受注残を抱えている。湾岸危機と世界的な不況で1991年は新規受注が止ったが今年になり景気の回復とともに商談も活発化してきた。長期的には明るい見通しをもっている。

ボーイング社のB737将来型への採用の検討、新型の200席クラス機に搭載するスラスト16Tクラスの派生型の検討も始まっている。民間機用エンジンのライフ・サイクルは20～25年（交換部品を含めれば40年）と極めて長いもので、夢も大きいが息の長い努力も必要である。

### 5. H Y P E R

#### (1) 事業形態

前述の通り工技院大型プロジェクト制度による研究事業である。V2500の場合と同じ国内3社により設立された「超音速輸送機用推進システム技術研究組合（H Y P E R組合）」が国内での本事業の主体であるが、G E , U T C , R R , S Nは組合には加わらずN E D O主導の下に同システムの技術研究開発に関わる協議会に国立の諸研究機関及び組合と共に加わる形で研究に参画している。本事業は制度上の制約で、ある程度民間企業の立場からは自己負担を伴うという認識であるが、考え方は100%国家助成である。超音速民間旅客機およびそのエンジンの実用化が早くて2005年、場合によっては2010年とされる点からこの事業形態は誠に適切なものであると云えよう。

#### (2) エンジンの概要

地上静止から高度20～30km、巡航マッハ数5まで適応可能な低バイパス比ターボファン・エンジンとラム・ジェット・エンジンを組合わせたコンバインド・サイクル・エンジンである。この内マッハ数2.5～3までを受持つ低バイパス比ターボ

ファン・エンジンは21世紀初頭の実用化を狙うもので機速・高度・定格によりバイパス比その他サイクル・パラメータを最適値に近付けられるようにエンジン各部の面積、翼の取付角等が変えられる可変サイクル・エンジンになっている。実用機の目標は極めて高度な仕様を仮定しているが実際に試作するエンジンでは現在の技術水準から見て、高度ではあるが実現可能なサイクル仕様・構成等になっている。8年間の研究期間中に地上試験のみでなくマッハ数3までの高空高速飛行状態をシミュレートした状態での運転・試験を実施する計画である。

#### (3) 参加パーティの担当部位／技術

全体とりまとめはHYPER組合が担当する。IHIはエンジン・システムのインテグレーション（試運転担当含む）、高圧圧縮機、高圧タービンの研究を主に担当する。KHIは燃焼器の研究を主に担当する。MHIはファン、低圧タービンの研究を主に担当する。GEは主にターボマシナリーの設計のレビュー（DRB）、軸受室の研究、高空性能試験場でのエンジン試験の実施を担当する。UTCは主にラム燃焼器の要素試験、燃焼器の概念設計を担当する。RRは主にターボ主燃焼器の高温試験、NOx低減研究、騒音試験の実施を担当する。SNは主にラム・インテーク及びラム・ノズルの数値解析と騒音試験のデータ評価を担当する。

マッハ数3までは将来の実用化を目標とした研究、マッハ数3～5は技術実証を目標とした研究であるが、マッハ数3までに限ってもソニック・ブーム、騒音、NOx新材料等々未踏で、今の所実現のメドが立っていない技術が数多く含まれており、本研究事業への期待は大きい。

#### (4) 将来展望

超音速民間旅客機とそのエンジンの開発は本研究プロジェクトが終了する今世紀末に実用化開発段階を迎え2005～2010年に運航を開始するものと予想されている。そのプロジェクトは日米欧三極の多国国家間ナショナル・プロジェクトになるものとみられ、本研究事業の成果が果す役割は極めて重要なものになるものと期待される。

#### 6. 結言

RJ500に始まりV2500で実用製品の成果を得た国際共同事業はHYPERプロジェクトに、そして各種プロジェクトへのRSP参加という形で拡がりを見せて来ている。今後参加形態は、それぞれの機種の特長、各社の事業等により多様化するがすう勢として拡大の一途をたどると思われる。わが国産業界の悲願は高圧系の担当であり、システム・インテグレータとしてプロジェクトをリードする立場になることであるが、一方グローバルな市場により良く適応するための国際協調を最優先に考えて取組む立場を踏み外すことのないよう心して取組みたいものである。

# 次世代先進材料の研究開発動向と展望

坂本 昭 (財)次世代金属・複合材料研究開発協会

## 1. まえがき

21世紀初頭に向けて、航空宇宙分野においては、スペースプレーン、SST(超音速輸送機)、HST(極超音速輸送機)等、またエネルギー分野においては、石炭ガス化発電、核融合等、様々な計画がなされている。

これらの計画を実現するためには、超高温などの極限環境下において、高比強度、高比剛性、耐熱衝撃・熱疲労性、耐酸化性など既存材料では実現不可能な要求性能を満足できる構造材料が必要不可欠とされている。なかでも、スペースプレーンの機体及びエンジン部材、ガスタービン動翼、核融合炉の壁材などに使用される1000~2000℃の高温に耐える軽量な構造材の開発が最も望まれている。

スペースプレーン、SST/HSTは、次世代の超高速輸送手段として21世紀初頭にはその実現化の期待が高まり、最近とみに欧米各国の開発の動きが激しくなっている。その開発のキーテクノロジーの一つは、高速飛行に伴う高温の使用環境に耐える耐熱構造であり、その構造設計の鍵を握るのが材料技術である。

このような背景のもとに工業技術院の次世代産業基盤技術研究開発制度の新材料開発の1プロジェクトとして「超耐環境性先進材料の研究開発」が平成元年度に8年計画として発足した。研究開発の実施にあたっては、材料設計や材料評価に関する基礎研究から材料創製技術までの応用に向けての研究開発を並行して行うことが必要であり、産官学の緊密な連携をとりながら、分担協力体制のもとに推進されている。

各国のスペースプレーン開発計画に包含されて研究開発が進められている先進的軽量耐熱材料においても同様な事情にあり、産官学からなるコンソーシアムが編成され、ナショナルプロジェクトとして推進されている。(1)、(2)

以下本稿では、スペースプレーン用材料の技術動向と「超耐環境性先進材料の研究開発」プロジェクトの現状について紹介したい。

## 2. 次世代航空・宇宙機用材料の技術動向

### 2.1. 次世代航空・宇宙機用材料の課題

スペースプレーンには、種々の形態・運用方法等があるが、我が国に於ては、“大気圏内では空気吸込み式エンジンにより加速し、大気圏外ではロケットエンジンにより推進する、水平離着陸型の極超音速有人輸送機”と定義されている。(3)従って、航空機並の十分な安全性と

運用の自在性を持つべきであり、当然、有翼・再使用型となる。スペースプレーン(SSTO, Single-Stage-To-Orbit)では、携行する酸化剤の量を最小にする目的で、空気中の酸素を成るべく有効に使用するために、低高度を極超音速で飛ぶ時間が長くなる。従って、スペースシャトル(TSTO, Two-Stage-To-Orbit)では熱環境の厳しいのは再突入時であるのに対して、SSTOでは発進時が厳しく且つ更に苛酷となる。機体表面平衡温度分布の一例をFig. 1(4)に示す。

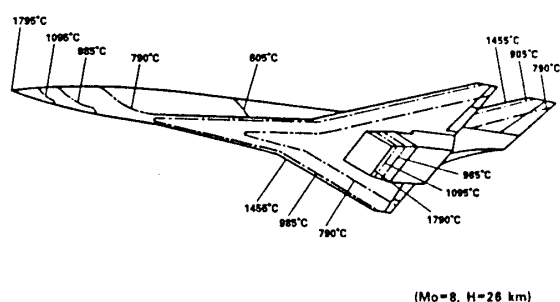


Fig.1 Skin temperature for uncooled structure of space plane(4)

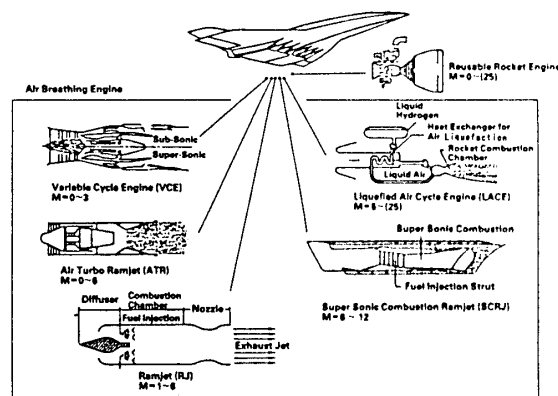


Fig.2 Engine types for space plane(5)

推進系についてみると、現在の大型亜音速機の推進系は、高バイパス比ターボファンエンジンが主流となっており、これはその経済性が良いことと大出力でも騒音低減に有利であるためである。

しかし、超音速飛行に対してはターボジェットエンジンの方が経済性が良くなり、約M3.5を越える極超音速領域になるとターボエンジンの性能が十分には発揮されなくなり、ラムジェットエンジンの使用が必要となる。そのため現在考えられている超/極超音速輸送機用の推進システムは、亜音速から超音速域まで良い経済性を保つことができるようにするとともに、離着陸時

の騒音低減対策も考慮した可変サイクルエンジン (VCE) が多く、M4~5の極超音速域まで飛行するものでは、ターボエンジン (VCEを含む) とラムジェットエンジンを組合わせたコンバインドサイクルエンジン (エアターボラムジェット, ATR) が考えられている。(Fig.2<sup>(6)</sup>) M5を越すようなものはスペースプレーン用エンジンである。

熱の問題は機体構造の場合よりも更に深刻であり、必然的に超高温域での使用に耐える軽量材料が不可欠となる。液体水素を燃料とするエンジンでは、極低温特性とともに水素脆性が問題となる。以上を概括すれば、①耐熱材料技術、②極低温材料技術、③計量構造設計技術、④熱防衛・冷却・熱管理技術、等の開発が特に重要であるといえる。材料技術は、成形・加工の技術、非破壊検査技術等を含めて、重要な役割を演ずることになる。

## 2.2 SST/HST, スペースプレーン等次世代航空・宇宙機への利用が期待される先進材料

航空機に現用の高力アルミニウム合金、チタン合金、炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料、超合金あるいはこれらの材料の改良型も部位により当然使用されるが、次世代航空・宇宙機を実現させるためには、包括的に言えば-253~2000℃の温度範囲で現用材料を上回る比強度・比剛性を有する材料が必要となる。Fig.3<sup>(6)</sup>に有望材料の比強度の温度依存性を示す。(図には急冷凝固チタン合金を上回るTi-Al系金属間化合物やこれをマトリックスとする複合材料や超合金を上回る高融点金属間化合物は、示していない。)また、図には極低温域は示していないが、液体水素タンク用材料としては現用の溶接用高力アルミニウム合金の高性能化の他に、熱可塑性樹脂基やアルミニウム基の複合材料が有望視されている。

これら有望材料のうち、実用化されているのは、使用温度レベル150℃までのCFRP (炭素繊維強化プラスチック) のみであり、それ以外はいずれも開発途上にあるものばかりである。Fig.4<sup>(7)</sup>にスペースプレーンの適用部位と候補材料を示す。スペースプレーン用構造物として有望な先端的材料は、複合系の材料が中心となる。想定される使用温度範囲で、有望な材料系の耐用温度をFig.5<sup>(8)</sup>に示す。斜線部は、既達成域 (実用化という意味ではない、文献値)、梨地域は、現在の技術動向からみた2000年頃の達成予測 (期待) 域とした。

図から500~1000℃及び1500℃以上の領域には、現時点では、先進的な軽質耐熱材料はないと言える。前者の温度範囲は、現在、超合金が使用されているが、この範囲の新規開発材料は、いずれも超合金より優れた比強度、比クリープ強度等が期待される。1500℃以上では耐酸化先進カーボン・カーボン、セラミックス、セラミックス基複合材料及び傾斜機能材料が開発対象となる。

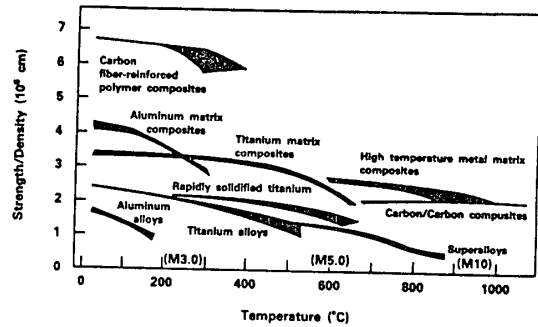


Fig.3 Specific strength versus temperature for advanced materials<sup>(6)</sup>

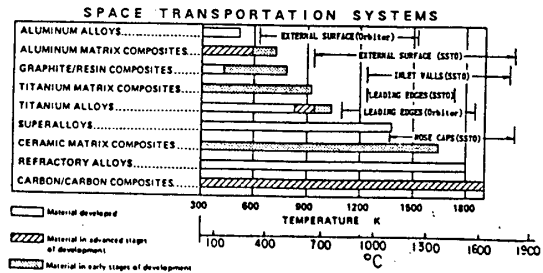


Fig.4 Temperature range of airframe and candidate materials for space planes<sup>(7)</sup>

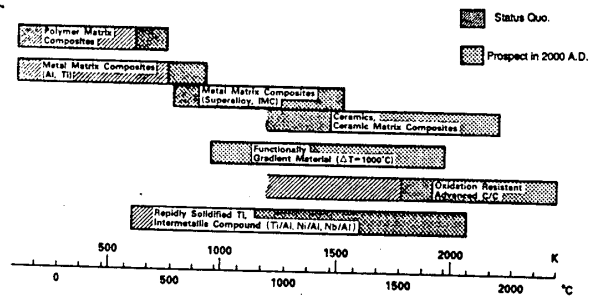


Fig.5 Expected temperature capability of advanced materials<sup>(8)</sup>

## 3. 「超耐環境性先進材料の研究開発」プロジェクト

### 3.1 研究開発目標及び研究開発体制

高温環境下での等方的な強度、耐酸化・耐食性、靱性等に優れた金属間化合物及び耐熱性、高温における比強度等に優れた先進複合材料の超耐環境性先進材料の開発のための基礎技術を確立する。

耐熱温度としては

高比強度金属間化合物	1100℃
繊維強化金属間化合物複合材料	1100℃
高融点金属間化合物	1800℃

炭素繊維/炭素系母材複合材料

大気中短時間	2000℃
大気中長時間	1800℃

を目指している。

この研究開発は、平成3年度現在で工業技術院及び科学技術庁に属する国立6研究所と新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から委託を受けた (財) 次世代金属・複合材料研究開発協会の民間9社、石油産業

活性化センター（PEC）の8研究室の分担により進められており、共通基礎技術については国公立4大学の支援を得ている。

この研究は、第1期（平成元年～4年度）、第2期（平成5年～8年度）の8年計画で実施されている。

### 3.2 研究開発のこれまでの成果

#### (1) 金属間化合物の開発

##### i) 高比強度金属間化合物

TiAl系金属間化合物を開発対象材料としている。本系材料は、常温での延性が低く、加工性が悪いので、常温延性の改善が中心で課題となっており、更に高温強度及び耐酸化性の向上が必要となっている。このため、まず、正確な平衡状態図を作成して、組成、結晶構造、変態点、異種元素の固溶範囲等を把握することが必要である。

雰囲気制御装置を付加した高温X線回折装置を用い、高温で活性なTiAl金属間化合物の構造解析を行った結果、最新の状態図に示されている高温での $\alpha$ 相を確認した。さらに、同方法を用いてTiAl金属間化合物の高温状態図作成に必要な手法を確立した。今後、種々の組成、温度域での測定を行い、状態図を作成するための基礎データを蓄積する。また、結晶構造、機械的性質に及ぼす化学量論組成からのずれの影響を検討するとともに、第3添加元素として、V, Cr, Mn, Nb, Mo, Taを選択し、添加効果の検討している。創製・プロセス技術の一つとして、「融体直接薄板化技術」と称するTiAlの薄板製造技術がとり上げられ、不活性雰囲気中シートキャスターを用いた圧延用素材の製造及び恒温圧延機による熱間圧延に着手している。また薄板の二次成形加工は不活性雰囲気中の超塑性成形が検討されている。このプロセス研究では、TiAl薄板に超塑性成形能を具備させるための凝固制御及び加工熱処理などによる組織制御技術が重要となる。

TiAlの溶解・鋳造については、成分変化挙動の検討、凝固組織解析ならびに凝固組織に及ぼす冷却速度の影響の検討を行った。また鋳塊の熱処理による組織変化、高温変形挙動の把握など組織制御上必要な基本的な知見を得ている。また二次成形加工に関連して、本系材料の塑性変形特性に及ぼす組成、組織及び加工条件の影響に関する基本的な知見を得るとともに、塑性加工性を高めるためには、組織制御（等軸微粒化）が重要であることを明らかにした。

粉末冶金ルートのプロセス開発としては、粉末射出成形法によるニアネットシェイプ成形がとり上げられ、造粒射出原料用の結合剤、脱脂雰囲気の検討がなされている。

##### ii) 高融点金属間化合物

NbやMo等の高融点金属のアルミナイドやシリサイド等の金属間化合物は、高温環境下での等方的な強度、耐酸化・耐食性、耐摩耗性などに優れた材料であり、特に、1800℃程度までの耐熱構造材料として期待が大きい。この種の高融点金属間化合物の研究の歴史は浅く、まず可能性を有する金属間化合物についての系統的な調査と解析が必要となる。このため、平衡状態図を作成して有効な組成を探索し、その結晶構造とともに、物理的、化学的機械的特性を体系的に整理することから研究を開始している。

高融点金属間化合物としてNb-Al系を取り上げ、その状態図の作成に着手した。2000℃までの超高温域において、雰囲気制御下で、X線回折法によるその場観察が可能な超高温域状態図作成装置を開発し、これを用いてNb-Al二元系状態図の作成を行っている。

本系金属間化合物の創製プロセス技術については、精密鋳造技術と合金粉末成形技術の開発を行っている。精密鋳造技術では、溶解、鋳造に適した高熱源溶解鋳造装置の開発を行うとともに、本系金属間化合物用の精密鋳造鋳型の試作開発を行った。合金粉末成形技術では、高純度溶解、組成制御溶解に関する基礎試験を行うとともに、小型プラズマ溶解ガスアトマイズ装置を設計・制作し、粉末製造基礎試験を行っている。また焼結性に関する基礎研究を実施するとともに、粉末圧延の要素技術に関する研究が行われている。

#### (2) 先進複合材料の開発

##### i) 炭素繊維/炭素系母材複合材料

本系材料の最大の欠点は、炭素固有の酸化消費が大きいことであり、耐酸化被覆処理の必要性が宿命づけられている。

前述のように、耐熱・耐酸化性に加えて、高い力学特性の目標性能が示されており、これらを達成するためには、炭素繊維の高性能化からC/C複合材料に対する耐酸化被覆技術まで一貫かつ統合した技術開発が必要である。炭素繊維として石油ピッチ系3種類、石炭ピッチ系及びPAN（ポリアクリロニトリル）系の計5種類の繊維を用いて、PEC8研究室（3グループ）及び民間3社により、次の4のカテゴリーの研究が実施されている。また、国立研究機関では、メソフェーズピッチをマトリックスとするC/C複合材料の製造条件の探索、炭素繊維及びC/C複合材料の酸化挙動の解明、マトリックスに耐酸化性を付与するための酸化抑制剤の探索などC/C複合材料高能化のための基礎的検討を行っている

①炭素繊維の高性能化（石油ピッチ系）。

②マトリックスの改質

（酸化抑制、炭化収率の向上、破断歪の向上など）。



③加圧レジンチャー法、化学気相浸没法、高圧含浸炭化法、複合ロッド成形法などの新複合化成形技術。

④耐酸化被覆技術。

①については、繊維の引張特性及び圧縮特性の向上を図るために、繊維の断面構造として、PEC3研究室より、それぞれランダム構造、オニオン構造及び二重構造化が提案されているが、各研究室とも所期の構造発現のための基本的な紡糸条件等を明らかにし、多孔紡糸での所期構造発現の検討に入っている。

②については、マトリックス前駆体のフェノール樹脂へのピッチの混合による炭化収率の向上や繊維/マトリックス界面の適合性改善、矽化物、珪化物やプリセラミックスポリマーの添加による耐酸化性向上などの基礎的な検討が行われた。

③については、加圧レジンチャー法による炭化収率向上を確認するとともに、残存気孔のサイズ及び形態が加圧力の影響を受けることを見出した。

化学気相浸没法 (Chemical Vapor Infiltration, CVI) として、本プロジェクトでは、マトリックスの析出速度を高め、かつ深部の空隙まで充填させる目的で、圧力バルスCVI法 (以下バルスCVI法と略す) と温度勾配CVI法の2の手法を検討している。

バルスCVI法は、多孔質C/C複合材料をプリフォームとして用い、これにSiCを充填することにより強度と耐酸化性を兼ね備えたC/C複合材料を得ようとする発想のもとに適用され多孔質C/Cに対する充填基礎実験によりプリフォーム内部にSiCの析出・充填が可能であることを確認している。温度勾配CVI法は、フィラメントワインドなどによる炭素繊維成形体へのマトリックスCの含浸手段として適用し、含浸条件の検討が行われている。

④については、SiC系の被覆技術を開発し、1700℃耐酸化の目的を得るとともに、2000℃耐酸化の新しい物質系の探索及び被覆システムの予備検討に入った。

ii) 繊維強化金属間化合物複合材料

高比強度金属間化合物TiAlの開発と併行して、これをマトリックスとするSiC繊維/TiAl系金属間化合物複合材料の開発が進められている。

研究内容は、下記の3のカテゴリーに分けられるが、これらは相互に関連しており、特に②は①と③の共通課題である。また、高比強度金属間化合物の成果は、逐次本テーマにとり入れながら研究を進められる。

①高性能 (高強度、耐酸化) 炭化珪素系繊維の開発。

②繊維とマトリックスの適合性の向上。

③複合化成形技術の開発。

①については、SiC (PC) 及びSiMC (PC)

の両繊維とも、電子線照射による不融化处理によって、酸素含有量を大幅に低減させ、耐熱性に優れた炭化珪素系繊維の合成に成功した。

②については、繊維/マトリックスの界面反応を抑制するためのバリアー材料を探索し高融点金属及びセラミックスの数種の有望な材料系に絞り込むとともに、物理的適合性も含めた界面制御のコンセプトを明らかにしつつある。

③については、本系複合材料の複合化成形プロセスとして、溶射プリフォームのHIP成形が有望であるとの結論を得、マトリックス材の溶射によるプリフォーム製造条件およびHIP条件の検討を行っている。

また、本系複合材料の新複合化成形技術として、CVI法を適用した3次元耐熱繊維織物との複合化技術を開発するために、様々なチタン原料からチタンの気相法による析出について基礎的な検討が行われている。

(3) 評価技術

超高温などの極限環境下では、常温で考えられる材料の破壊とは異なる複雑な現象が予測される。また、超耐熱材料の用途を考えれば一定の温度、負荷等の条件下で使用されることはなく、各要因が絶えず変動しているので、材料特性は相当広範な環境下で評価される必要がある。特に、高温下における材料の評価方法、データ蓄積が皆無に近い状況では、評価技術の開発自体が重要になっている。そこで、まず高温における熱物性値の計測技術の開発を進めるとともに、高温環境下における力学的性能、耐食・耐酸化性の評価技術の開発と評価試験が国立研究機関を中心に行われている。

一般に材料開発は、新たな産業を起こす基盤技術であり、歴史的にみても新材料の開発、実用化には長年月を要している。「超耐環境性先進材料」の開発も容易ではないと考えられるが、産官学の関係各位の緊密な連携による更に活発な研究開発の推進によって所期の成果が得られるものと期待される。

4. 材料評価の課題 (あとがきに代えて)

以上に、次世代航空・宇宙機用材料の開発動向について述べた。一般に新機種の開発において、選定された材料の特性値は、その製品の性能に直接影響を与える設計上の重要な役割を有している。従って、設計段階で使用される材料データは、確立された製造技術により製造された材料から採取された試験片によって取得し、統計処理によって標準化されたものでなければならない。しかし、SST/HST、スペースプレーンへの適用が検討されている材料の多くは、開発途上の新規材料であり、設計に使えるようなレベルのデータは殆どなく、必要な

データを新たに取得して行くことから始めなければならない。また我が国は、第二次大戦後の航空機産業再建時の特殊な事情により、航空機用材料の分野では、開発から実用化に至る一連の公的な作業システムが整備されていない。従って、開発から実用化に至る過程での材料の特性評価、設計データ取得、データベースの構築、標準化など材料評価の方法論を確立する必要がある。新規開発材料は、設計の初期から必要な特性について統計処理できるほど多数のデータが取得されていることは望めない。

従って、材料評価と設計を連けいさせて、設計のフェーズの進展、つまり予備・概念設計、機体形状決定、詳細設計の各段階のニーズに対応させて取得する特性の項目（例えば静的強度、熱物性、クリープ、疲労、破壊靱性、亀裂伝ば、環境効果）をふやし、データベースを充実させて、設計許容値の信頼性を高めて行くといった効果的な方法が考えられる。これら先端耐熱構造材料に関する設計データベースをもつことが、国際共同開発への参画の条件の一つになろう。また、先端材料に対しては、材料欠陥の検出能の問題で慣用の非破壊検査技術で対応し難い場合も多く、開発材料の品質と信頼性向上のために非破壊検査技術の開発も不可欠である。

#### <謝辞>

本稿の第3章に示した研究成果は、次世代産業基盤技術研究開発の一環として（財）次世代金属・複合材料研究開発協会がN E D Oから委託を受けて実施し、得られたものである。

#### 参考文献

- (1) N.Newman : AIAA-90-5206, AIAA International Aerospace Planes Conference, Oct.,1990.
- (2) Survey Reports on German Activities in Hypersonics, BMFT, Apr.,1991.
- (3) 砂川：新素材，2(2)(1991),39.
- (4) T.A.Heppenheimer : The National Aerospace Plane, Pasha Market Intelligence, 1987.
- (5) 平成2年度「スペースプレーン開発動向調査報告書」日本航空宇宙工業会，1991.3.
- (6) J.M.Swihart:Aeronautical Developments for 21st Century,50th Wright Brothers Lectureship in Aeronautics, Sept.,1987.
- (7) J.E.Stone, L.C.Kock : Hypersonic Airframe Structure Technology Needs and Flight Test Requirements, NASA CR3130,1979.
- (8) 次世代宇宙航空機開発動向調査報告書（第2分冊）「SST/HST 開発動向調査」日本航空宇宙工業会，1988.3.