768-775.

- 13) Ozelton, M. W. et al.: Fatigue Life Improvement by Cold Working Fastener Holes in 7050 Aluminum, ASTM STP 927, 1986, pp. 53-71.

- 14) Speakman, E. R.: Advanced Fastener Technology for Composite and Metallic Joints, 13)に同. (1986), p. 5-38.
15) Leland, T. et al.: An Alternative to Chromic Acid Anodizing, SAE TPS No. 90053, 1990.

—特 集—

機体用金属材料の開発の歩み^{*1}笹 嶋 幹 雄^{*2}

Key Words: Metallic Materials, Aircraft, Development

1. は じ め に

航空機が大空に舞う。銀色の翼が光に輝いて、人間が鳥に憧れ空を自由に飛び回りたいと願った時期から約一世紀の間に人間は夢をかなえ、空を征服してきたと言える。

ライト兄弟の初飛行(1903年)以来約90年、機体の性能向上はめざましいものがある。この性能向上にはエンジン、装備、構造などの技術の進歩に負うところが大きい。なかでも機体材料はその時代における技術の進歩を反映していると言えるし、機体重量の軽減化を主体に航空機の発展に寄与してきたと言える。ライト兄弟の初飛行であるフライヤー1号の機体重量の1/2が木材、約1/3が鉄鋼、残りの1/6が羽布だったとされる。現代の機体では、構造材料は今後軽量化に関して複合材料化される機運があるものの、なお且つ金属材料の占める割合が70~80%と主要な位置を占めている。

機体材料に要求される特性としては軽量化、強靱化、信頼性、加工性、低コストなどであるが、金属材

料はこれらの特性を満たしていたため、長年、航空機に適用されてきたと考えられる。過去の機体材料の推移を第1図¹⁾に示す。

機体用金属材料のなかでもアルミニウム合金が大きな役割を果たしたが、20世紀初頭にウィルム(独)によって開発されたジュラルミン(Al-0.5%Cu-0.5%Mg)は木材より耐候性が良く、鋼より比強度が高く、加工性も良いのでアルミニウム合金は機体材料の主流となっていく。また、機体に関しては1917年にジュラルミンを使用した全金属製飛行機のユンカース社のJ-1(独)が登場し、以後、機体のセミモノコック構造とマッチしたこともアルミニウム合金が用いられた主な理由と考えられる(第2図参照)²⁾。現在まで2度の大戦を経験することによって、機体の性能は飛躍的に伸び、これに伴って、アルミニウム合金、高張力鋼、チタン合金を初めとして各種金属材料の開発が試みられ、適用された。ここで、機体構造材料だけでなく、エンジン用材料の発展も機体の性能向上に大きな役割を担っていることも特筆されることである。

航空機の分野では、過去の歴史に見られるように、常に高強度、軽量化を有する高性能な新素材が要求される。ここ数年来、金属材料、複合材料ともに競合状態を示し、機体への適用化が試されているが今後もこのような状態が進むことが予想される。金属材料は今後、性能向上、低コスト化についてまだ開発の余地があり、開発が予定されている超音速機、宇宙に要求される耐熱性についても樹脂系では代替できない特性を有する。また、リサイクル可能であり地球環境にマイルドであるという利点もある。

今回、現在までの航空機における金属材料の開発の経緯を振り返り機体に多く適用されてきたアルミニウム合金、チタン合金、合金鋼主体に概略をまとめてみ

著 者 紹 介

笹嶋 幹雄 (正会員)

昭和21年生。東京都出身。昭和47年早稲田大学大学院理工学研究科金属工学専攻修士課程修了。同年富士重工業(株)入社。現在、航空宇宙事業本部研究部材料研究第1課課長。航空機、宇宙機に関する材料研究開発に従事。金属学会、軽金属学会会員。

^{*1} 平成6年10月11日原稿受理 The Steps of Development of Metallic Materials in Aircraft

^{*2} 富士重工業(株)航空宇宙事業本部研究部 Mikio SASAJIMA

第1図 航空機と航空機用材料の変遷¹⁾ 第2図 ユンカースJ1 (全金属波板外板構造)²⁾

た。読者には周知の事実も多いと考えるが、今後の機体及び材料開発の示唆が与えられれば幸いと考ええる。

2. アルミニウム合金

アルミニウム合金は過去半世紀にわたり機体構造の主要材料の座を守ってきた。これは比強度が高いことと、加工性が良好な点などにもよるが構造的にセミモノコック構造に良くマッチしていたともいえる。1906年のAl-Cu系のジュラルミン(2017)の開発以来、20世紀半ばまでに、超ジュラルミン(2024)、Al-Zn-Mg系の超々ジュラルミン(7075)が開発され、順次機体に適用されていった。

第2次世界大戦後、B 707, DC-8, B 727機などの民間機が活躍し始めた時期に、2024, 7075などの高力アルミニウム合金は、機体の70～85%を占める程主要材料になっている。その間90 ksi以上の静強度の向上を目指す目的で7178, 7001などが開発されたが大幅な適用には至っていない。また、RR 58(2618相当)などのSSTの外板に適用された耐熱アルミニウム合金が開発されている。

1960年代では、静強度向上を目指した7079, 7075などのAl-Zn-Mg系に応力腐食割れ事故が多発したため、T 73処理などの過時効による熱処理による特性改善方法が開発された。この時代には、機体の板金

構造からインテグラル構造への設計の変遷に伴って、大型のプレート、鍛造材からの削り出しが多く用いられるようになった。アルミニウム合金に対してはST部(肉厚方向)の靱性、信頼性が要求されるようになり、これに応じて、高靱性材料が開発された。

2000系においては耐疲労性、耐熱性が優れる合金であるがST方向の破壊靱性を高め、静強度、疲労亀裂伝播性の向上を目指す合金が開発された。2124, 2224, 2324, 2048合金で、Fe, Si不純物の規制、熱処理、合金成分の制御によって、疲労強度、破壊靱性を改良した合金である。

7000系においては、より高強度な合金が望まれたが、厚肉部材となると、ST方向の応力腐食割れ(SCC)が問題となり、T 73処理が実施されたが、静強度がT 6状態より10～15%低下するため、強度の低下をおさえ、破壊靱性、耐SCC性を高めた合金として、7050, 7150, 7475, 7049, 7149, 7010, 7055合金がある。原理的にはFe, Siの不純物規制、添加成分の制御を行い、熱処理に工夫を加えた合金である。

以上の高靱性材料と呼ばれる合金は現代の機体まで適用されていて、この開発の流れを第3図³⁾に示す。ボーイング767機では主翼上面外板に7150, 下面外板に2224, 2324合金が使用され、近年の777機では7055, 7150, 2224, 2324が積極的に使用された(第4図参照)⁴⁾。7055, 7150に適用されたT 77処理はRRA(Retrogression and Reaging)と呼ばれ、T 73における強度低下を落とさず、耐応力腐食性が得られる熱処理で、これによって7150-T 77及び7055-T 77ともに強度と耐SCC性を有したバランスのとれた合金となっている(第5図参照)⁵⁾。

近年機体に適用された合金に6013合金がある。こ

第3図 航空機用アルミニウム合金の特性改善による新合金の開発³⁾ 第4図 ボーイング B777 に使用される新アルミニウム合金⁴⁾ 第5図 7150, 7050 合金と 7055 合金 (耐 SCC 性) に及ぼす調質の影響⁵⁾

の合金は、2024-T3 材に比べ引張り強さが 14% 低い
が圧縮耐力が 30% 高く、密度が 3% 低い。成形性がよ
いのでコスト低減が図られ、且つ耐食性も良い⁶⁾。各
種民間機、ヘリなどに適用されている。

低密度、高剛性が得られる Al-Li 合金は、1958 年
に米海軍の偵察機である RA-5 シリーズの主翼に適
用された 2020 合金 (Al-4.5 Cu-1.1 Li-0.5 Mn-0.2
Cd) が前身であるが、低靱性なので限定使用に留まっ
ていた。1970 年代に機体に適用すべく靱性改良に精
力的に開発が続けられ溶解、鍛造製造技術向上も関係
して、アルコア社、アルキャン社、ベシネ社によっ
て、Al-Li-Cu 系の 2090, Al-Li-Cu-Mg 系の 2091,

第1表 各種航空機用 Al-Li 合金の用途と特性の関係⁷⁾

	シート	プレート	鍛造	押出し	引張強さ (N/mm ²)
高強度 ↑ ↓ 損傷許容	2090-T 83 8091-T 8	8091-T 851 2090-T 81 Weldalite	8091-T 652	2090-T 86 8090-T 8551	630
	2090-T 83 8090-T 8	8090-T 7 8090-T 8771 8090-T 8251	2090-T 6 E 203 8090-T 652 2091-T 852 AL-905 XL	8090-T 82551 8091-T 8551 AL-905 XL	490
	2091-T 84 2091-T 3 2091-CPHK 8090-T 81	8090-T 86 8090-T 8151 2091-T 851 2091-T 351	8090-T 652	2091-T 8151 8090-T 81551	350
					210

第6図 薄板の耐力と破壊靱性の関係⁹⁾

8090, 8091 が開発され、登録されている。特性の概略を第1表⁷⁾、第6図⁹⁾に示す。国内ではアリシウムが開発を実施している。現在、材料メーカーが開発を進めているものの、靱性、加工性、コスト面、信頼性といったユーザー側の要望に対するデータが少なく不安材料も多いことから、F-15の主翼構造、マクダネルダグラス社のC-17のカーゴフロアービームなど限定使用となっていて、ヨーロッパではA 330/340に胴体外板への疲労試験で評価が進められている(第7図参照)⁹⁾。各種データが十分となった時点で機体への適用が見直される可能性がある。現在レイノルズ社がAg添加の2095合金などの開発を発表している¹⁰⁾。

超塑性材料は第2表¹¹⁾に示したように今まで各種合金が開発されている。打鋸組立に比べて、一体化低コスト構造である評価が得られている。合金系としてAl-Cu系のSupral (Al-6 Cu-0.5 Zr)、Al-Zn-Mg系の7475が有名であるが、Al-Liの8090合金も超塑性可能で成形時間も短く、空冷でも十分焼きが入る利点を有する。ダグラス社でもハニカムコアに試作したこ

とがある¹²⁾。各種機体のドアパネルなどの二次構造に試作、評価されている¹³⁾。成形後の強度、熱処理歪みの問題など解決すべき点があるので今後の開発課題であろうと考えられる。

粉末合金(P/M)は高強度、耐SCC性を目指したAl-Zn-Mg-Co系の7090, 7091が押し出し材として、ランディング部品への適用を図り、耐熱を目的としたAl-8 Fe-4 Ce, Al-8 Fe-2 Mo合金及び高剛性が目的のAl-LiであるAl-905XL (Al-1.3 Li-4 Mg-1.1 C-0.4 Zr)¹⁴⁾が過去に開発されているが、機体へは大幅に適用されていない。大型部材の製造に制約があり、且つ、破壊靱性の向上が今後の開発課題とされている。

今後、アルミニウム合金は、軽量化を狙って、高靱性化、高強度化、耐SCC性の向上、亀裂伝播特性及び加工性を含めた特性向上が今後も進められよう。しかし、Al-Li合金のように合金成分を画期的に替えた機体用材料の開発は今のところ発表されていない。むしろ、精密鍛造、精密鋳造のように低コスト化に向けてのプロセス開発が趨勢のようである。

3. チタン合金

チタン合金は比強度が高く、耐食性、耐熱性に優れた特性を有することから、欧米では、1950年代初めから機体材料及びエンジン材料に使用されてきている。本合金は比強度、比靱性、耐熱性を比べるとアルミ合金、マルエージング鋼、ニッケル基合金などに比べて優れているのが分かる(第8図¹⁵⁾、第9図¹⁶⁾参照)。

チタン合金はこのような優れた特性を有するが板金加工、機械加工などの加工性が悪く、且つコスト的に高価であるという難点を持っている。このため、加工

第7図 Al-Li合金の適用例 (A 330/340の実体疲労試験)
(斜線部が使用部位)⁹⁾

第2表 アルミニウム超塑性合金の例¹¹⁾

	名 称	組 成 (重量%)	温度(°C)	最高 m 値	最大伸び (%)	備 考
Al 合金	Al-Cu	Al-17 Cu	400	—	600	
	Al-Cu	Al-33 Cu	440~520	0.8	>500	共 晶
	Al-Cu-Mg	Al-33 Cu-7 Mg	420~480	0.72	>600	共 晶
	Al-Cu-Mg	Al-25 Cu-11 Mg	420~480	0.69	>600	共 晶
	Al-Cu-Si	Al-25.2 Cu-5.2 Si	500	0.43	1,310	共 晶
	Supral 150	Al-6 Cu-0.5 Zr	350~475	0.5	>1,000	
	Al-Mg-Zr	Al-6 Mg-6 Mg-0.4 Zr	400~520	0.6	890	共 晶
	Al-Si	Al-11.7 Si	450~550	0.28	480	共 晶
	BA 780	Al-6 Zn-2.5 Mg-1.6 Cu-0.3 Cr	320~400	0.35	400	
	AA 7075	Al-5.6 Zn-2.5 Mg-1.6 Cu-0.3 Cr	350~475	0.41	190	
	Al-Zn-Mg-Zr	Al-10.7 Zn-0.9 Mg-0.4 Zr	550	0.9	1,550	
	Al-Zn-Zr-Sn	Al-5~10 Zn-0.5 Zr-0.05 Sn	500	0.7	800

第8図 各種材料の比強度対温度の関係¹⁵⁾

性を改良すべく合金開発や、超塑性、拡散接合、恒温鍛造、精密鋳造と言った技術開発が進められている。また、耐食、耐熱性を有するため、今後の極超音速機

や宇宙往還機の構造材料及びエンジン材料として必須な材料であるため、次世代に向けて需要は拡大していくと予想される。

チタン合金は α 、 $\alpha+\beta$ 、 β 型に分類される。 α 型は稠密六方晶、変態点が高いので熱安定性が良く、溶接性や加工性もよいが、静強度は他のチタン合金と比べて低い。 β 型は体心立方晶、常温での加工性が良い点が注目される。他のチタン合金と比べて高耐力で破壊靱性が優れるが、合金成分が多いため、比重が高く、比強度が若干低い。 $\alpha+\beta$ 型は中程度の強度を有するが、破壊靱性が高く熱処理可能、加工性、溶接性に優れるので、Ti-6 Al-4 V を代表合金として、機体構造用材料及びエンジン材料に用いられる (第3表参照)¹⁷⁾。

Ti 合金の使用箇所はエンジンパイロン、胴体隔壁、翼胴結合、後胴外板等で Ti-6 Al-4 V が主として多

用される。チタン合金の使用割合は、SR-71(1962)では構造重量の93%にTi合金を使用して、F-14、F-15では構造重量の約3割位用いられている。現在、中強度(90 kgf/mm²程度)、高靱性材としては、Ti-6 Al-4 V、Ti-6 Al-4 V-2 Snが多用されているが、将来的にTi合金はF_{tu} 130 kgf/mm²、K_{1C} 300 kg/√mm³を有する高強度、高靱性のバランスのとれた材料がターゲットとされる。

この候補材の中ではβ型合金に開発努力が払われている。β型はMo、Cr、Vを添加し高温域でのβ相を広げた合金で熱間及び冷間での加工性を改良、時効により極めて高強度化が可能となった材料である。また、強度と靱性の良好な組み合わせが可能であることと合金元素の添加により高温での耐食性の改善が可能となる。Ti-10 V-2 Fe-3 Alはnear β型で熱間

第9図 チタン合金、高力アルミニウム合金、高張力鋼およびマルエージ鋼における比破壊靱性値と比降伏応力との関係の比較¹⁶⁾

鍛造性、焼き入れ性に優れ、強度(〜110 kgf/mm²)、靱性のバランスのとれた合金で747等の航空機の脚部に使われ、しかも大型精密鍛造が製造可能な為、近年、各種金具に適用が広がっている。β型のTi-15V-3Cr-3Sn-3AlはTIMETで開発され、冷間加工性がよく、板材及び精密鍛造も製造可能であり、時効処理によって高強度(〜135 kgf/mm²)が得られる合金で今後適用が期待される。Ti-15 Mo-5 Zr-3 Alは冷間加工性がよく、時効後引張り強さが大である。その他、焼き入れ性がよく高強度が得られるβ-III (Ti-11.5 Mo-6 Zr-4.5 Sn)や高強度で耐酸化性があり薄板成形も可能なβ-21 S (Ti-15 Mo-2.7 Nb-3 Al-2 Si)などが高強度、高靱性が得られる合金として開発されている(第10図参照)¹⁸⁾。

チタン合金は機体材料のほかにエンジンに使用されている(エンジン重量の20〜30%を占めている)。コンプレッサーブレード、ファンブレード、デスクなど可動部分に用いられている。これにはTi-6 Al-4 Vが多用されているが、塑性加工性がよく強度、靱性、耐熱性のバランスがよいためである。耐熱性に関してはTi-6 Al-4 Vの使用限界温度は300〜315°Cであるが、合金設計と製造プロセスの改良によって、年々使用限界温度が上がっている。今後600°Cがターゲットとなる。材料としてはTi-6 Al-2 Sn-4 Zr-2 Mo (1974年)が520°C、IMI834合金(5.5Al-4Sn-4Zr-0.3Mo-1Nb)が600°Cと耐熱性が上がってきている(第11図参照)¹⁹⁾。

今後、TiAl、Ti₃Alなどの金属間化合物、粉末合金(P/M)が耐熱性の向上が得られるため、開発が進められているのが趨勢である。

チタン合金は板金成形が困難で、しかも切削性が悪い、熱間成形が必要で加工時間がかかるなど加工費がアルミ合金に比べて高い。複雑形状部品の場合、

第3表 合金元素と組織・性質との関係¹⁷⁾

中性的元素(Sn・Zr)	α型	Ti Ti-5 Al-2.5 Sn Ti-5 Al-6 Sn-2 Zr-1 Mo-0.2 Si Ti-8 Al-1 Mo-1 V Ti-6 Al-2 Sn-4 Zr-2 Mo Ti-6 Al-4 V Ti-6 Al-6 V-2 Sn Ti-6 Al-2 Sn-4 Zr-6 Mo Ti-8 Mn Ti-13 V-11 Cr-3 Al Ti-8 Mo-8 V-2 Fe-3 Al Ti-3 Al-8 V-6 Cr-4 Mo-4 Zr(βC) Ti-11.5 Mo-6 Zr-4.5 Sn(β 111)	比重	熱処理性	クリープ強度	ひずみ速度感受性	塑性加工性	溶接性
	Near α型		↓	↑	↑	↑	↑	↑
	α+β型		↑	↑	↑	↑	↑	↑
	β型		↑	↑	↑	↑	↑	↑

ブロックなどより削りだした場合、歩留りが通常10%以下と極めて低いため削り代が多く材料コストがアルミ合金などに比べて数倍と高い。これを解決する方策として Near Net Shape 化（製品仕上寸法に近い形状）の方向で開発が試みられている。

その方法として板金成形に関しては超塑性加工法がある。超塑性現象はアルミニウム合金、チタン合金などに生じる現象である高温域で伸びが1000%にも及ぶ特性である。金属組織的には微細結晶粒の材料で変形抵抗の少ない β 相域を有する材料に発生する。

板金部品の場合、SPF と DB (拡散接合) を組み合わせることによって複雑形状部品が製作可能となりリベットなどのつなぎ目のない一体成形構造が成立可能となることから信頼性も上がり製造上のコスト低減が図られる予想となるため、1970 年代に SPF/DB プログラムが試みられた。B-1 B においては 76 点に SPF/DB が適用され、40~50% コスト低減、30~40% の重量軽減が達成されたとされる (第 12 図参照)²⁰⁾。また、ロックウェル社及びグラマン社の BLATS 計画では 50% のコスト低減、30% の重量軽減が図られたとされる²¹⁾。戦闘機を主体とした各機体において SPF/DB は F-14 (ウイング グローブ ペーン)、F-15 (アフターノーズフェアリング)、F-18 (エンバイロメントコントロールシステムダクト)、Tornado (エアーインテークダクト)、Rafale (ウイングリーディングエッジ)、A 310 (スラットジャッキ収納部)、A 320 (オー

第 10 図 各種チタン合金の強度と破壊靱性との関係¹⁸⁾

第12図 B-1 BのTi SPF及びSPF/DB適用の代表部位²⁰⁾

第11図 応力 28 kgf/mm², 100 h で 0.1% クリープする温度 (°C)¹⁹⁾

第13図 チタン合金の材料と加工法の現状

バープレッシャーダ) 等各種部品に適用され低コスト化、軽量化が図られている。

チタン合金の SPF/DB は以上のメリットのほか、多層構造が製造可能であることから設計自由度が広がり、設計技術、加工技術の開発にともなって、機体適用化が期待される加工技術である。SPF 用の材料としては $\alpha+\beta$ が主で Ti-6 Al-4 V、Ti-6 Al-6 V-2 Sn が一般的であるが最近日本で開発された SP-700 (Ti-5 Al-3 V-2 Mo-2 Fe) が Ti-6 Al-4 V よりも低温で SPF 可能で作業性、コストの点で経済性が得られたとの評価がある。機械加工部品に関しても歩留りが 10% 以下と小さいので NNS 化が望まれる。鍛造部品としてのチタン合金は鍛造温度域が狭く変形抵抗が高いため鍛造加工は難しく機械加工もアルミ合金より難しいので加工コストが高くなる欠点がある。

鍛造技術に関しては恒温鍛造技術の開発が試みられている。恒温鍛造は、鍛造時の歪み速度を減少させ変形抵抗を小さくし一定温度域に保つことによって大型鍛造品を精鍛化できるようにする鍛造技術である。ただし金型を高温に保つ事が必要で歪み速度や温度を制御できる装置が要求されるがプレスを大型化することなく従来プレスで行なえるようになった。F-111 の Nose Wheel, F-15 の水平尾翼の Torque Rib に適用され、NNS 化に近づけることにより、素材の軽減化に役だっている。今後チタン合金の金具の製造に必要な技術となっている。

今後の開発動向として、Ti-10 V-2 Fe-3 Al が機体の各種金具に鍛造材として適用されつつあるように強度と靱性を兼ね備えた合金のしかも、恒温鍛造技術により NNS 化がニーズと考えられる。また、Ti-15V-3 Cr-3 Sn-3 Al に代表される β 合金のように冷間加工性の良い材料の開発ニーズもある。

新材料としては、Ti-6 Al-2 Sn-2 Zr-2 Mo-2 Cr-0.25 Si があり、これは靱性の向上を図った合金で F-22 に適用されている。耐熱性に関しても 800°F で 91 kgf/mm² が得られ、しかも超塑性温度が Ti-6 Al-4 V より低い利点があるとされ注目される合金である²²⁾。耐熱性を向上した合金としては near α の Ti-1100 (Ti-6 Al-2.8 Sn-4 Zr-0.4 Mo-0.45 Si) があり、Ti-6242 よりクリープ性向上、0.2% クリープ特性が 550°C で約 35 kgf/mm² と高い (Ti-6242 は約 25 kgf/mm² である)²²⁾。IMI 834 (Ti-5.5 Al-4 Sn-4 Zr-0.3 Mo-1 Nb) も耐熱性が良好である。Ti-15-3-3 および β -21 S (Ti-15 Mo-2.7 Nb-3 Al-3 Sn) は強度向上を狙った合金で最近では 777 機に使用されている。

チタン合金の総括を第 13 図に示す。チタン合金は以上のごとく耐熱性に優れた合金で、しかも高比強度、耐食性を兼ね備えているので航空機、エンジンの材料として不可欠の材料である。

今後、靱性強度のバランスのとれた合金でしかも冷間加工性、切削性、超塑性成形性、精鑄性に優れた合

金の開発が望まれるものである²³⁾。

4. 合 金 鋼

航空機の構造材を支えるパイプとして航空機の初期から鋼は使用されその歴史は金属中一番古いものと言える。ただし比重が約8と高いのと加工性の点から主役の座をアルミ合金に明け渡したものの高強度を要する部分とか、耐食、耐熱性を有する部分には依然としてその利用価値は高い。例えば4130、4340として有名なCr-Ni鋼、Cr-Ni-Mo鋼は高強度が得られ、降着装置、結合ボルトやフラップトラックなどの重要金具で特に高荷重が負荷される部分に古くから使用されてきた。排気ダクト、エンジンマウントなどの高温が負荷される部分には耐熱、耐食に優れる321、347等のオーステナイトステンレスやさらに高強度の17-4 PH、17-7 PH、15-5 PHなどの析出型ステンレス鋼が適用され、他材料には替えられない独自の地位を築いている。

ライト兄弟の時代からフォッカーE1(1915)機を最盛期として機体構造は、鋼管溶接組立構造であったが、空力の点、比強度、構造効率の点等から、機体構造の主流はアルミニウム合金の応力外皮構造に代わり、合金鋼の使用範囲は、バルキリーXB-70(1964)にステンレス鋼のサンドイッチハニカムが使用されたほかは、機体に大々的に使用された例は少なく高強度、剛性が必要な脚、結合金具、等に限定されてきて

いる。

合金鋼の課題は、軽量化を目指し、高強度化、しかも高靱性を兼ね備えた材料の開発である。強度が向上すると、靱性が低下する。これを解決するために、化学組成の改良が第一であり、Mo、Vなどの添加元素による強度向上、P、Sなどの不純物の抑制が図られ、次に大きな改良としては溶解法があり真空溶解による靱性、信頼性の向上と、さらに熱処理のプロセス、合金成分の安定化に努力が払われ特性の向上が図られてきた。合金鋼の強度、靱性、組成を第14図²⁴⁾、第4表²⁵⁾に示す。

合金元素が5%以下の材料を低合金鋼と称するが、一般的にC量0.3～0.4%のNi-Cr鋼の4130、Ni-

第14図 高強度合金鋼の引張強度と破壊靱性²⁴⁾

第4表 超強力鋼の化学成分と強度水準²⁵⁾

	No.	鋼 種		成 分 (重量%)								代表的熱処理レベル (ksi)
		名 称	関 連 規 格	C	Mn	Si	Ni	Cr	Mo	V	そ の 他	
低合金鋼	1	4340	AMS 6414 MIL-S-8844	0.38~0.43	0.60~0.90	0.20~0.35	1.65~2.00	0.70~0.90	0.20~0.30	—	P 0.010 S max.	260~280
	2	300 M (4340 M)*	AMS 6419 MIL-S-8844	0.40~0.45	0.60~0.90	1.45~1.80	1.65~2.00	0.70~0.95	0.30~0.50	0.05~0.10	P 0.010 S max.	280~300 (275~)
	3	D 6 AC	MIL-S-8949	0.42~0.48	0.60~0.90	0.15~0.30	0.40~0.70	0.90~1.20	0.90~1.10	0.07~0.15	P 0.015 S max.	220~240 260~280
	4	4330 Si	AMS 6407	0.27~0.33	0.60~0.80	0.40~0.70	1.85~2.25	1.00~1.35	0.35~0.55	—	P 0.015 S max.	220~240
	5	4330 V	AMS 6411	0.28~0.33	0.65~1.00	0.15~0.35	1.65~2.00	0.75~1.00	0.35~0.50	0.05~0.10	P 0.015 S max.	220~240
	6	HY-TUF	AMS 6418	0.23~0.28	1.20~1.50	1.30~1.70	1.65~2.00	0.20~0.40	0.35~0.45	—	—	220~240
中合金鋼	7	35 NCD 16	(UK) S 28	0.34~0.40	0.30~0.50	0.15~0.40	3.5~4.5	1.6~2.0	0.30~0.60	—	—	270~
	8	18%Ni Maraging	MIL-S-46850	0.03 max.	0.10 max.	0.10 max.	17.0~19.0	—	4.6~5.2	—	Co 7.0~8.5 Ti 0.3~0.5	250~

* C含有量が0.38~0.43%で熱処理レベルの下限を300 M(280 ksi以上)より低く(275 ksi以上)して使用する鋼種を4340 M鋼と呼んでいる。

Cr-Mo鋼の4340などが機体で使用されている。本合金系は高強度を目的として開発され、C量0.38~0.43%の4340鋼は260~280 ksi程度が得られ、B 707, DC-8, C-141などの脚に用いられたが靱性が乏しい面を持っている。靱性を改良すべく、4340にSi添加によって靱性を改良したのが300 M (4340 M)である。Si添加により低温焼き戻し脆性が改良され、Mo, V, Cr添加により焼き戻し時の軟化抵抗を改善させたものである。280~300 ksi, $K1C=60\sim80 \text{ ksi}\sqrt{\text{in}}$ が得られる。1966年以降、Brace, Flap Truck, Slat Truck 金具、また、747, DC-10, B-1, C-5 A, F-14, F-15の主脚に用いられている。HP-310は、低合金鋼として310 ksiもの最高強度が得られる材料であり、300 MにSi増量を図り、高い靱性、疲労性、高応力腐食性が得られる合金である。B 747のFlap Truckに用いられた。C量0.27~0.33%の4330は220~240 ksiレベルの高張力鋼であるが靱性を向上すべく4330の改良型として、各々Si, V添加を行なった4330 Si, 4330 Vが開発されている。F-111の事故で有名な主翼の金具や主脚に用いられたD-6 ACは4340よりC量が高めでCr, Moの増量を図った合金であり、最初は工具鋼として開発され、

260~280 ksiが得られる高強度鋼である。事故は材質が直接の起因ではなく、加工時の傷が原因であり、以後の航空機の開発における損傷許容設計の重要性を位置づけた。

高合金鋼はFe以外の全合金量が10%以上の合金である。この中で、300 Mよりも高靱性が得られる合金としてHP 9-4-20, HP 9-4-30合金がある。HP 9-4-20は、高靱性で、溶接可能であり9%Ni, 4%Co, 0.2%Cを含む。 $K1C=120 \text{ ksi}\sqrt{\text{in}}$ と4340の2倍の靱性が得られB-1の水平、垂直支持金具、高圧アクチュエーターに用いられた。HP9-4-30合金はHP9-4-20のCの増量で強度向上を図った合金で強度が220~240 ksiが得られ、高温で強度低下が小さい特徴を有する。 $K1C=90 \text{ ksi}\sqrt{\text{in}}$ で靱性は若干低い。エンジンマウントなど重要金具に用いられている。AF 1410は米空軍で潜水艦用に開発され、10 Ni-8 Co系のHy 180にCo, Cの増量を行い、高強度、高靱性化を図った合金で、鍛造性、耐酸化性が得られている。強度が235 ksi以上得られ、B-1のActuator Fittingに用いられた。

高合金鋼の場合特に靱性、耐食性、耐熱性を兼ね備えた材料が開発されている。低炭素のマルテンサイト

地に金属間化合物を析出させた合金系でマルエージング鋼と PH 鋼がある。マルエージング鋼は Ni 18%, Co 8%, Mo 5% に Ti, Al を添加した合金で, 加工性, 溶接性が良好で 300 ksi もの高強度が得られ, 脚, エンジンマウントなどが多用される。PH 鋼は 13-8 Mo, 15-5 PH, 17-7 PH 等各種材料があるが耐熱, 耐食性を有し, 従来のステンレス鋼より高強度で, 210 ksi 程度の高強度も得られるため, 各種フィッティング, 金具に用いられる。合金鋼の開発の流れを第 15 図に示す。

以上のように合金鋼は含有元素によって, 高強度, 耐熱, 耐食, 高靱性と, 特性が多岐にわたる。高強度, 耐食性に関しては他材料に代わることの出来ない地位を築いていて脚等には強度, 靱性に勝る高強度合金鋼がまだ使用の余地があると考えるが, 技術課題は盛熟期にきていると考えられる。航空機部品に対する要求性能が高度化している中で, 比較的低水準で使われてきた材料は比強度で勝るチタン合金に置換されつつあり, 複合材料などの開発の結果, 合金鋼の使用量は減少化傾向にあると言える。

5. 最 後 に

以上, 機体用金属材料についてアルミニウム合金, チタン合金, 合金鋼について概略を述べた。他の Mg 合金, 超合金, 特殊鋼などについては紙面の都合で割愛させていただいた。その中で Mg 合金などでは耐熱 Mg 合金が開発されており, 金属系複合材料として GLARE, 単繊維 FRM, 溶接性に優れた Al-Li 合金などが開発されているが, ひとりの開発機運は成熟した感がある。今後の機体に関しても高性能でしかも低コスト化の材料が望まれると考えるが, 複合材料と競合する部分が多いと考えられる。

航空宇宙産業は裾野が広く高付加価値産業であり, その中でも材料技術は, 機体の発展に寄与し, 用途開発上の波及効果が大きいため, 機体用材料の発展を期待している。

参考文献

- 坂本 昭: 日本機械学会, 関西, 東海支部合同企画, 第 22 回座談会資料, 1989.
- 天岡和昭: 航空機構造, 材料の今昔, 第 31 回飛行機シンポジウム, 1990.
- 平岡康一: 航空宇宙構造の軽量化, 日本機械学会誌, 96 (1993), p. 285.
- Hyatt, M. V. and Axter, S. E.: Science and Engineering of Light Metals (RASELM), ed. by Hirano, K., Oikawa, H. and Ikeda, K., JILM, Tokyo, 1991, p. 273.
- Lukasak, D. A. and Hart, R. M. Alcoa: Aluminum Alloy Development Efforts for Compression Dominated Structure of Aircraft, 50th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers, Inc., 1991.
- 吉田英雄他: 最近の航空機用アルミニウム合金の開発動向, 住軽金技報, 34, 2 (1993), pp. 38.
- Graham, R. H., Rioja, R. J. and Newman, J. M.: Aluminum Lithium, ed. by Peter, M. and Winkler, P. J., DGM, 1991, p. 15.
- Wanhill, R. J. H.: Aluminum Lithium, ed. by Peter, M. and Winkler, P. J., DGM, 1991, p. 253.
- Metallurgia, 56, 11 (1989), p. 461.
- Graham, R. H. et al.: Alcoa, Al-Li Alloys Find Their Niche, Advanced Materials & Processes, 141, 6 (1992), p. 23.
- 石坂善昭: 航空宇宙用新素材の開発現状と展望, 航空技術, No. 400 (1988), p. 16.
- Development in Aluminum Sheet for Aerospace, Sheet Metal Industries, Dec., 1992, p. 17.
- 松尾 守: 航空機における超塑性アルミニウム合金の応用, 軽金属, 36, 1 (1986), p. 49.
- Grims, R.: Metals and Material, Aug., 1992, p. 436.
- 社団法人日本航空宇宙工業会: 航空宇宙技術動向, No. 23, 1979.
- 新家光雄, 小林俊郎, Akmolin 他: チタン合金の力学特性, 軽金属, 42, 11 (1992), p. 606.
- Seagle, S. R.: Principles of Alloying Titanium, ASM, 1968.
- 草道英武: チタン材料の利用分野と将来の課題, 鉄と鋼, 72, 6 (1986), p. 538.
- Hall, G. S., Seagle, S. R. and Bomberger, H. B.: Titanium, Science and Technology, 4 (1973), p. 2141.
- Superplastic Forming/Diffusion Bonding, 28th SAMPE, Apr., 1983.
- Williamson, J. R.: Aerospace Application of SPF and SPF/DB, The Metallurgical Society of AIME, Superplastic Forming of Structural Alloys Conference Proceedings, June 21-24, 1982, pp. 291-306.
- 菅谷英明: 航空宇宙材料の将来, 日本機械学会, 航空宇宙材料に関する研究分科会, 1993.
- Hyatt, M., et al.: BCAC, Advanced Materials Development in Commercial Aircraft, AIAA et, Aircraft Design, Systems and Operation Conference, July 31-August 2, 1989.
- 日本航空宇宙工業会: 脚用高強度ステンレス鋼の開発, 航空機部品素材産業振興調査会, 1990.
- 中村洋明: 航空機降着装置, 特殊鋼, 36, 1 (1987), p. 48.