

航空エンジンにおけるレアメタルと非レアメタル化

1. 概要

レアメタル(希少金属)は、以前から強度や耐久性などの特性を高めるために合金の添加元素として使用され「産業のビタミン」と呼ばれてきた。近年は液晶パネルや携帯電話等のハイテク機器、ハイブリッド車等の次世代自動車を支える高付加価値な材料として、特に注目を集めている。世界的な需要の増加に加えて、資源ナショナリズムの高まりもあり、価格高騰や供給不安の顕在化等、レアメタルを取り巻く環境は大きく変化している。

航空エンジン分野においても高効率化の要求をうけて、比強度や耐熱性等の材料の性能は極限まで高められており、レアメタルは無くしてはならない存在となっている。また航空輸送需要は今後も増加が見込まれており、航空エンジンに使用する材料の供給安定性の確保は重要な課題の一つとなっている。

本稿では、航空エンジンに使用される代表的なレアメタルと、最近の取り組みについて紹介する。

2. レアメタルとは

レアメタルとは、その定義について国際的に定まったものは無いが、一般的には、地球上の存在量が稀であるか、技術的・経済的な理由によって抽出困難であるなど、流通量・使用量が少ない非鉄金属の総称とされ、本稿でも同様に扱うことにする。なお経済産業省では、これらのうちで工業用需要が現に存在するかまたは今後予測され、安定供給確保の重要性が高いものとして、図2-1に示す31鉱種(30鉱種およびレアアース17元素を総括して1鉱種)をレアメタルと定義している。

H 水素																	He ヘリウム
Li リチウム	Be ベリウム											B ホウ素	C 炭素	N 窒素	O 酸素	F フッ素	Ne ネオン
Na ナトリウム	Mg マグネシウム											Al アルミニウム	Si ケイ素	P リン	S 硫黄	Cl 塩素	Ar アルゴン
K カリウム	Ca カルシウム	Sc スカンジウム	Ti チタン	V バナジウム	Cr クロム	Mn マンガン	Fe 鉄	Co コバルト	Ni ニッケル	Cu 銅	Zn 亜鉛	Ga ガリウム	Ge ゲルマニウム	As ヒ素	Se セレン	Br 臭素	Kr クリプトン
Rb ルビジウム	Sr ストロンチウム	Y イットリウム	Zr ジルコニウム	Nb ニオブ	Mo モリブデン	Tc テクネチウム	Ru ルテチウム	Rh ロジウム	Pd パラジウム	Ag 銀	Cd カドミウム	In インジウム	Sn スズ	Sb アンチモン	Te テルル	I ヨウ素	Xe キセノン
Cs セシウム	Ba バリウム	*1 ランタノイド系	Hf ハフニウム	Ta タンタル	W タングステン	Re レニウム	Os オスミウム	Ir イリジウム	Pt 白金	Au 金	Hg 水銀	Tl タリウム	Pb 鉛	Bi ビスマス	Po ポロニウム	At アスタチン	Rn ラドン
Fr フランシウム	Ra ラジウム	*2 アクチノイド系															

*1 ランタノイド系	La ランタン	Ce セリウム	Pr プラセオジム	Nd ネオジム	Pm プロメチウム	Sm サマリウム	Eu ユウロピウム	Gd ガドリニウム	Tb テルビウム	Dy ジスプロシウム	Ho ホルミウム	Er エルビウム	Tm ツリウム	Yb イットルビウム	Lu ルテチウム
*2 アクチノイド系	Ac アクチニウム	Th トリウム	Pa プロトアクチニウム	U ウラン	Np ネプツニウム	Pu プルトニウム	Am アメリシウム	Cm キュリウム	Bk バークリウム	Cf カリフォルニウム	Es エイズハイニウム	Fm フェルミウム	Md メンデレビウム	No ノーベリウム	Lr ローレンシウム

レアメタル
 レアアース

図2-1 レアメタル31鉱種(レアアースは17元素で1鉱種)

3. 航空エンジンに使用されるレアメタル

3. 1 航空エンジンに使用される材料

航空エンジンの現在の主流であるジェットエンジンは、氷点下の低温部から千数百度の高温部までの幅広い温度範囲でそれぞれ要求特性の異なる部品の集合体であり、重量の制約から適材適所が徹底されている。したがって非常に多種の金属材料が使用されているのがその特徴である。

航空エンジンの参考例を図3. 1-1に、エンジンに適用されている材料の変遷を図3. 1-2に示す。1960年代は鉄鋼材料の適用割合が高いが、現在ではチタン合金やニッケル合金の適用割合がそれぞれ3~4割と高い割合を占めており、航空エンジンはまさにレアメタルの塊であるといえる。

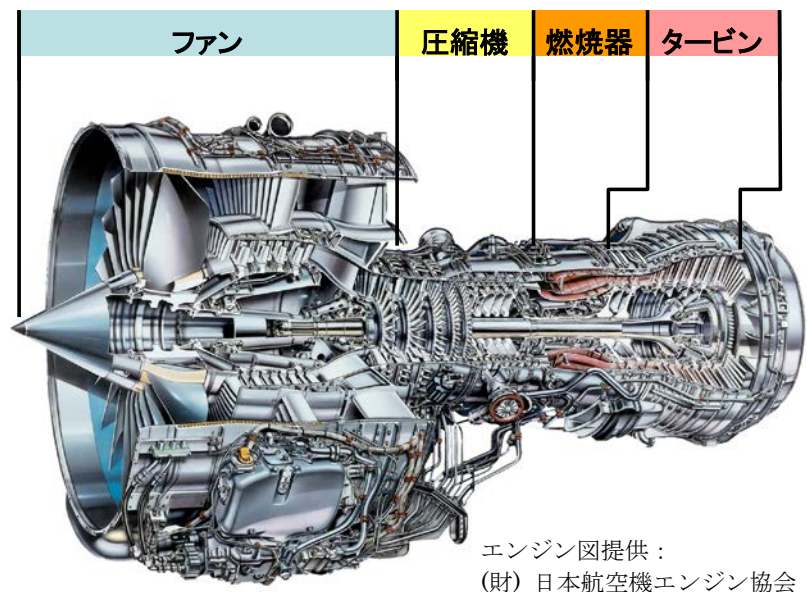


図3. 1-1 航空エンジン参考例

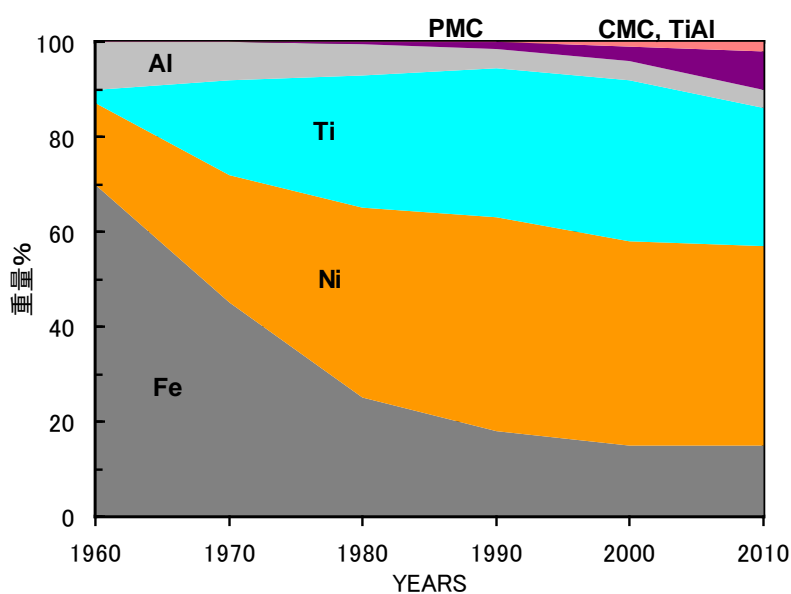


図3. 1-2 航空エンジン用材料の適用割合の変遷

(1) チタン合金

チタン合金は、約 550℃以下の環境では最も高比強度を有する金属材料として、ファンや圧縮機のディスク、ブレード、フレーム、ケースなどに広く使われている。Ti-6Al-4V が最も幅広く用いられている他、圧縮機の 300℃を越えるディスク・ブレードには Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo をはじめとする耐熱チタン合金が使用されている。

(2) ニッケル合金

圧縮機後段以降の高温部の大部分は、耐熱性に優れるニッケル合金が使用されている。特に、千数百度の燃焼ガスにさらされるタービン翼、およびそれらを支え最大 10000rpm を越える回転に耐えるタービンディスクには、エンジンの高性能化に伴い、より耐用温度の高い合金が開発され、適用されている。

精密鋳造法によって製造されるタービン翼の中でも特に高い耐熱性が求められる場合には単結晶材が用いられる。単結晶材の開発は、主に W、Mo、Ta を添加した第 1 世代合金から始まり、第 2～3 世代合金では Re 等の添加により耐用温度が 25～50℃上昇している。さらに第 4～5 世代では白金族の Ru 等の添加により高温安定性を増し、最高レベルの高温クリープ強度が得られている。代表的な単結晶合金の化学組成を表 3. 1-1 に示す。

またタービン翼では、耐酸化・遮熱コーティングが長寿命化に有効である。耐酸化コーティングとして MCrAlY や Pt-Al、遮熱コーティングとして YSZ (イットリア安定化ジルコニア) 等がよく用いられている。

表 3. 1-1 代表的な単結晶合金の組成¹⁾

	材料	元素 (wt%)													
		Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Nb	Re	Ru	Hf	C	B	Ni
第1世代	PWA1480	10.0	5.0	—	4.0	5.0	1.5	12.0	—	—	—	—	—	—	Bal.
	CMSX-2	8.0	5.0	0.6	8.0	5.6	1.0	6.0	—	—	—	—	—	—	Bal.
	Rene N4	9.0	8.0	2.0	6.0	3.7	4.2	4.0	0.5	—	—	—	—	—	Bal.
第2世代	PWA1484	5.0	10.0	2.0	6.0	5.6	—	9.0	—	3.0	—	0.1	—	—	Bal.
	CMSX-4	6.5	9.6	0.6	6.4	5.6	1.0	6.5	—	3.0	—	0.1	—	—	Bal.
	Rene N5	7.0	8.0	2.0	5.0	6.2	—	7.0	—	3.0	—	0.2	—	—	Bal.
第3世代	CMSX-10	2.0	3.0	0.4	5.0	5.7	0.2	8.0	—	6.0	—	0.03	—	—	Bal.
	Rene N6	4.2	12.5	1.4	6.0	5.75	—	7.2	—	5.4	—	0.15	0.05	0.004	Bal.
	TMS-75	3.0	12.0	2.0	6.0	6.0	—	6.0	—	5.0	—	0.1	—	—	Bal.
第4世代	PWA1497	2.0	16.5	2.0	6.0	5.55	—	8.25	—	5.95	3.0	0.15	0.03	—	Bal.
	TMS-138	2.9	5.9	2.9	5.9	5.9	—	5.6	—	4.9	2.0	0.1	—	—	Bal.
第5世代	TMS-162	2.9	5.8	3.9	5.8	5.8	—	5.6	—	4.9	6.0	0.09	—	—	Bal.

注：「CMSX」は Cannon Muskegon 社、「TMS」は(独)物質・材料研究機構の商標または登録商標である

タービンディスクには、高温において非常に高い低サイクル疲労強度が求められる。718 合金に代表される溶解+型鍛造で製造される C&W (Cast & Wrought) 材が低圧タービンディスクを中心に多用されている他、さらに高温強度の高い材料として、U720LI が高圧タービンディスクに適用されている。また海外では粉末冶金 (PM : Powder Metallurgy) 材が開発され、高圧タービンディスク材として実用化されている。代表的なタービンディスク合金の化学組成を表 3. 1-2 に示す。

表3. 1-2 代表的なタービンディスク合金の組成²⁾

材料	元素 (wt%)													
	Cr	Co	Mo	W	Nb	Al	Ti	Ta	Fe	Hf	C	B	Zr	Ni
Inconel 718	19.0	—	3.0	—	5.1	0.5	0.9	—	18.5	—	0.04	—	—	Bal.
Waspaloy	19.5	13.5	4.3	—	—	1.3	3.0	—	—	—	0.08	0.006	—	Bal.
Udimet 720LI	16.0	15.0	3.0	1.25	—	2.5	5.0	—	—	—	0.025	0.018	0.05	Bal.
Rene 95	14.0	8.0	3.5	3.5	3.5	3.5	2.5	—	—	—	0.15	0.01	0.05	Bal.
N18	11.5	15.7	6.5	0.6	—	4.35	4.35	—	—	0.45	0.015	0.015	0.03	Bal.
Rene 88DT	16.0	13.0	4.0	4.0	0.7	2.1	3.7	—	—	—	0.03	0.015	0.03	Bal.
ME3	13.1	18.2	3.8	1.9	1.4	3.5	3.5	2.7	—	—	0.03	0.03	0.05	Bal.

注：「Inconel」「Udimet」は Special Metals 社の商標または登録商標である

3. 2 航空エンジンに使用されるレアメタルの分類

レアメタルについては希少性が注目されることが多いが、地球上に存在する元素量としてはその名のイメージほどレアではないものも多い。希少性の背景は元素毎に様々であるが、工業用材料としての入手性の観点からジェットエンジンに用いられるレアメタルを以下のように分類し、その用途とともに表3. 2-1にまとめた。

①技術的な抽出の容易性

- ・製錬が困難である
- ・鉱石の品位が低い

表3. 2-1 航空エンジンに使用されるレアメタル

②経済的な供給安定性

- ・偏在性が高い
- ・用途が限定され、市場規模が小さい
- ・副産物であり、主産物の動向に依存する
- ・鉄鋼需要等、他分野の動向に依存する

③資源的な希少性

- ・地殻に存在量が少ない

①に属する元素については、製錬プロセスの技術的な革新によって普及が進む可能性がある。チタン合金の主成分であるチタンがその代表例であり、資源的には豊富であるため、供給リスクとしては比較的低い。

一方②③に属する元素については、経済動向をはじめとする外部環境による影響を大きく受ける。ニッケル合金は、主成分であるニッケルをはじめ主要な添加元素について、供給リスクが高いといえる。

チタン合金		
Ti	ファン、圧縮機全般	①
V	ファン、圧縮機全般	①②
Zr	圧縮機翼、ディスク	①
ニッケル合金		
Ni	圧縮機後段、タービン全般	②
Cr	圧縮機後段、タービン全般	②
Mo	圧縮機後段、タービン全般	②③
Nb	圧縮機後段、タービン全般	②
Co	タービン全般	②
W	タービン翼、ディスク	②③
Ta	タービン翼	②③
Re	タービン翼	①②③
Hf	タービン翼	①②③
Ru	タービン翼	①②③
耐酸化・遮熱コーティング用材料		
Pt	耐酸化コーティング	①②③
Y	遮熱コーティング	①②

4. 資源リスクへの対策

レアメタルについて懸念される資源リスクに関しては、官民で様々な角度から取組みが行われている。中でも技術的な対策としては、リサイクル技術、減量・代替材料技術による非レアメタル化が有効である。ここでは航空エンジン用材料に対する代表的な取組み

について紹介する。

4. 1 合金リサイクル技術

主要なニッケル合金およびチタン合金については、ディスクやシャフトといった重要回転部品に使用される高い清浄度が要求される素材であっても、同材質のスクラップ材を再溶解・製錬して使用するプロセスが確立している。特に、欠陥感受性の高いチタン合金については、スクラップ材を原料として重要回転部品用の素材を製造する場合には、電子ビームやプラズマアークを熱源とした水冷ハース溶解 (Cold Hearth Melting) を用いてチタン合金に特有な介在物の分離を行った後に、真空アーク溶解によって再溶解を行い、均質化と高清浄度化が図られている。

航空宇宙産業の規模が大きい海外では、素材製造、部品加工、エンジン組立、運用の各工程で生じた加工屑、端材、廃却品などを回収、選別し、溶解原料としてリサイクルするサプライチェーンが確立しており、素材メーカーでの代表的なニッケル合金の溶解原料におけるスクラップ材の配合比は、70~100%にも達している。

4. 2 減量・代替材料技術

前述のように、タービン翼に使用されている単結晶合金は、世代を追うごとに Re、Ru といった希少性の高いレアメタルの添加量が増加してきている。GE 社は、コストや調達性に対するリスクを下げるために、戦略的に Re 使用量を削減していくことを発表している³⁾。その戦略は、寿命を全うしたタービン翼の回収/再溶解や、機械加工屑からの Re 回収に加えて、Re 添加量を低減した新たな単結晶合金 (Rene N515、N500) を開発し、既存の合金を置き換えていくというものである。Rene N515 は、Re 量が 1.5% と既存の合金 Rene N5 の半分であるにも関わらず、図 4. 2-1 に示すように材料特性は同等であり、CFM56 エンジンの高圧タービン翼への適用が既に始まっている。

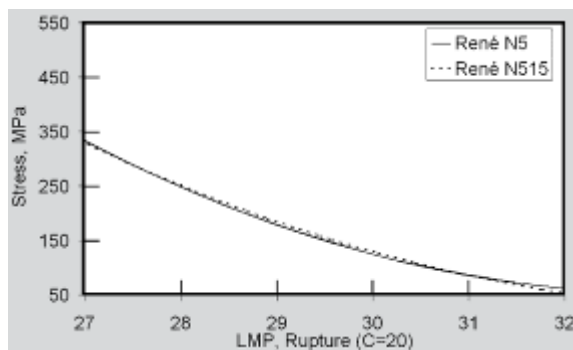


図 4. 2-1 Rene N5 と Rene N515 のクリープ特性の比較³⁾

近年、エンジンの高性能化のために部品の高温化や軽量化への要求が強くなっており、複合材料の適用が注目を集めている。複合材料の適用は、レアメタルの削減という観点でも有効であり、複合材料自身がレアメタルを含む金属を置き換えることができるというだけでなく、既存の金属材料に比べて大幅に軽いことから、複合材料製の部品を支える周囲のレアメタル製の部品を小型化することができ、さらにレアメタル使用量を削減できるというメリットもある。

ニッケル合金やコバルト合金が適用されている高温部材の代替材料として最も期待されているのが、セラミック基の複合材料、CMC (Ceramic Matrix Composites) である。中でも、SiC 繊維と SiC マトリックスからなる SiC/SiC は、ニッケル合金に比べて比重が

約 1/4 程度で、1200℃における比強度は、代表的なニッケル合金単結晶の 3 倍程度である。また、耐熱温度として 200℃高い 1300℃でも用いることが可能である。CMC の適用部品としては、軍用エンジンのアフターバーナフラップが既に実用化されている。民間エンジン向けにはタービン動静翼への適用開発が積極的に進められている。図 4. 2-2 にタービン静翼の試作例を示す⁴⁾。

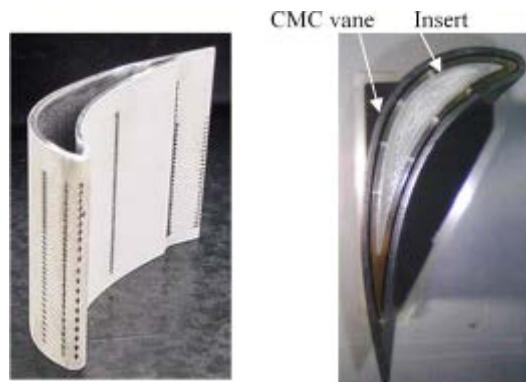


図 4. 2-2 CMC 製のタービン静翼⁴⁾

PMC (Polymer Matrix Composites) は、マトリクスである樹脂を繊維で強化した複合材料であり、繊維強化プラスチック (FRP : Fiber Reinforced Plastics) と呼ばれることも多い。特に炭素繊維を用いたものは比強度・比剛性が非常に優れており、最新の炭素繊維 PMC の比強度は、代表的なチタン合金の倍以上となっている。樹脂の耐用温度はエポキシで 100℃程度、最も高いポリイミドでも 300℃程度であることから、PMC は温度が低い民間エンジンのファンブレードやファンケースへの適用が始まっている。図 4. 2-3 に一例を示す⁵⁾。



図 4. 2-3 PMC 製のファンブレード、およびファンケース⁵⁾

5. まとめ

航空エンジンに使用されるレアメタルとその資源リスクへの対応技術について概説した。自動車や I T 産業同様に航空エンジンにとってもレアメタルは不可欠の素材であり、素材の殆どを輸入に頼っている我国にとってその安定供給は航空機装備品産業の維持・成長の上でも極めて重要な課題となってきている。

本稿で紹介したリサイクル技術、代替材料は見方を変えればコストダウン、エンジンの性能向上に繋がる技術であり、国際競争力確保の点からも重要な取り組みといえるであろう。

参考文献

- 1) R.C. Reed: The Superalloys, 2006, p21-22
- 2) R.C. Reed: The Superalloys, 2006, p237
- 3) P.J. Fink et. al., JOM, Vol.62 No.1, 2010, p55-57
- 4) T. Nakamura et. al., High Temperature Ceramic Matrix Composites, ed. W. Krenkel & J. Lamon, 2010, p559-565
- 5) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, April 17, 2006 , p48-52