

# ジェットエンジン部品製造への金属粉末射出成形プロセス 適用研究

## Development of Metal Injection Molding Process for Aircraft Engine Part Production

池田 修治	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部	主査
佐藤 茂征	技術開発本部基盤技術研究所材料研究部	主査
津野 展康	技術開発本部基盤技術研究所材料研究部	
吉野内 敬史	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部	
佐竹 雅之	航空宇宙事業本部生産センター生産企画部	

金属粉末射出成形とは Metal Injection Molding (MIM) とも呼ばれ、プラスチックの射出成形と同様な形状自由度を保ちつつ鍛造材に迫る材料強度をもつネットシェイプ（最終形状）部品が得られる製造方法である。当社はジェットエンジンの高圧圧縮機静翼の製造を低コスト化するため、MIM 技術の開発を進めてきた。これまで実施してきた材料試験では良好な強度データが得られており、試作した高圧圧縮機静翼の寸法精度も良い結果が得られている。本稿では当社における高圧圧縮機静翼の MIM 製造技術開発状況について紹介する。

Metal Injection Molding (MIM) is a net-shape process for producing metal parts that combines the design freedom of plastic injection molding with material properties near that of wrought metals. IHI has been developing the MIM process for low-cost manufacture of high pressure compressor vanes which are used in aircraft gas-turbine engines. Material tests have been carried out and the high cycle fatigue data shows good performance. The size precision of the prototype compressor vane has shown promising results. This paper describes the status of MIM process development in IHI.

### 1. 緒 言

金属粉末射出成形は Metal Injection Molding (MIM) とも呼ばれる。1970 年代に開発された比較的新しい製造方法である<sup>(1),(2)</sup>。微小な金属粉をバインダと呼ばれる熱可塑性樹脂に混ぜて、一般のプラスチックと同じ射出成形方法で、複雑な形状をした成形体を得ることができる。射出成形後に加熱や溶剤などによってバインダを取り除いた後、高温で金属粉を焼結させることによって最終製品を得る。また、通常の粉末冶金と異なり密度を緻密化できるため、高い強度を得ることができる。

ジェットエンジンの高圧圧縮機静翼は難削材であるニッケル系耐熱超合金が用いられている。また、空力性能向上の必要性から翼面形状も薄肉な三次元形状が採用される傾向が強まっていることもあり、複雑な組立工程が必要となっている。MIM による一体成形で部品が製造できれば大幅なコストダウン効果が見込まれる。

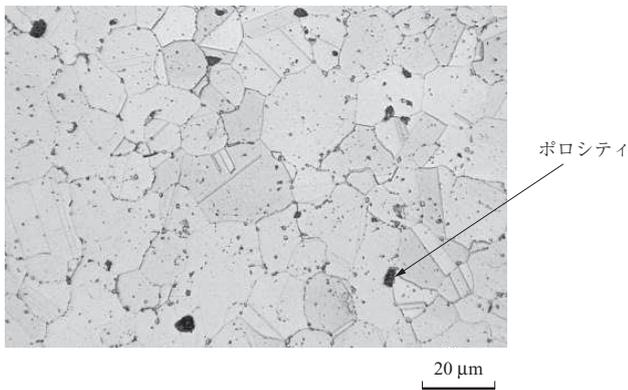
一方、MIM による部品は自動車や家電などを中心に実用化されてきたことから、ステンレス鋼などの鉄系合金が

主流である。ジェットエンジンで用いられるニッケル系耐熱超合金のデータは少ない<sup>(3),(4)</sup>。また、焼結時に収縮して変形するため部品サイズが大きくなるほど寸法精度の確保が困難である。ジェットエンジン部品に MIM を適用するには、これらの課題を解決していく必要がある。

そこで今回は、ニッケル系耐熱超合金である Alloy 718 の金属粉を用いて MIM 試験片の材料データを取得した。また、当社独自の保形性の良いバインダを用いてジェットエンジンの高圧圧縮機静翼を試作し、MIM としては大型となる部品での変形抑制効果を確認した。本稿では研究で得られた MIM 材の材料データと高圧圧縮機静翼の試作結果について紹介する。

### 2. ジェットエンジン部品における MIM の課題

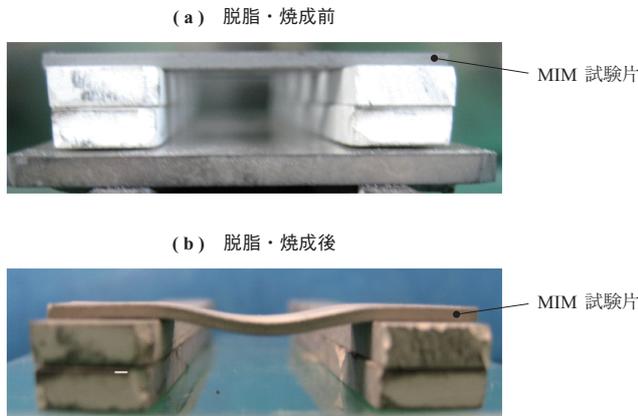
MIM では合金粉末を使用することもあり、微細な孔（ポロシティ）を含む。第 1 図に MIM の金属組織を示す。合金粉末の粒径はポロシティや結晶粒径など、金属組織に大きな影響を与える。粒径を小さくすることで焼結性は向上するが、比表面積が増加することから酸素濃度が高



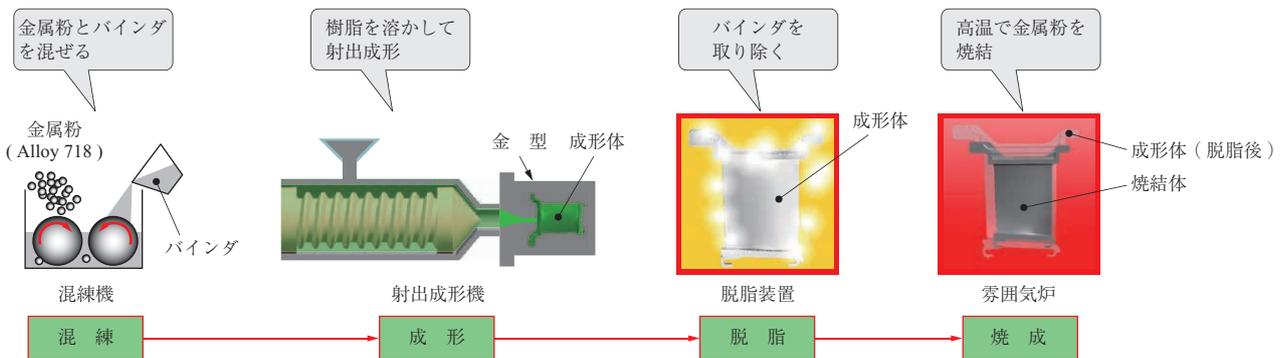
第 1 図 MIM 材の金属組織  
Fig. 1 Typical microstructures of MIM

くなりやすい。MIM をジェットエンジン部品へ適用するには、使用粉末の材料強度へ及ぼす影響を把握することが必要である。

また、MIM では成形後、脱脂・焼成工程が必要である。この間、金属粉末の間隙に存在するバインダの飛散に伴い形状変形が生じる。第 2 図に脱脂・焼成時の変形を示す。さらに、密度の緻密化を図るためには合金の融点に近い高温での焼結が必要なことから、重力によるクリープ現象も



第 2 図 脱脂・焼成時の変形  
Fig. 2 Deformation during debinding and sintering



第 3 図 MIM の製造プロセス  
Fig. 3 Schematic diagram of the MIM process

考慮する必要がある。部品サイズが大きくなると変形量も増し寸法精度を確保できなくなる。この結果、一般的に数 g ~ 100 g 程度の部品に MIM は用いられることが多い。ジェットエンジン部品にこの MIM を適用するには少なくとも 100 ~ 200 g 以上の部品で寸法精度を確保する必要があり、脱脂・焼成時の変形量を抑えることが課題となる。

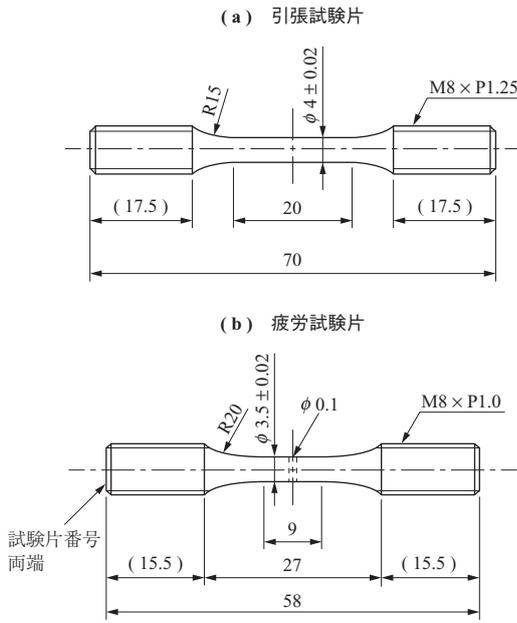
### 3. 試験方法

#### 3.1 MIM による Alloy 718 焼結体の製造

MIM の製造プロセスを第 3 図に示す。まずはじめに、複数の熱可塑性樹脂やワックスで構成されるバインダと微小な Alloy 718 粉末 (<22 μm) を混練機で均一に混ぜ合わせて混練体を作製した。次にプラスチック部品製造で用いられるものと同じ射出成形機を用いて、金型の中に混練体を充填し、成形した。焼結時にバインダの抜けた隙間を埋めるように収縮することから、あらかじめ収縮を計算した部品サイズの成形体とする必要がある。金型から取り出した成形体はすでに部品形状となっており、さらに加熱や溶剤によってバインダの成分を取り除いた。最後に雰囲気炉に入れて高温で成形体を焼結した。

#### 3.2 MIM 材の材料試験

ジェットエンジン部品では材料強度を確保することが重要である。高圧圧縮機静翼は空気流路を構成する部品であるため、特に振動に対し十分な疲労強度が要求される。MIM で製造した部品の材料特性を確認するため、第 4 図に示す試験片を用いて引張試験と各種疲労試験を行った。さらに、MIM で製造した部品に生じるマイクロポロシティの影響を調査するため、第 4 図 - (b) の試験片の表面に φ0.1 mm の人工欠陥を追加した試験片を用いて疲労強度データを取得し、人工欠陥のない試験片と強度比



第 4 図 試験片形状 (単位 : mm)

Fig. 4 Geometry of the tensile and fatigue test bar (unit : mm)

較を行った。

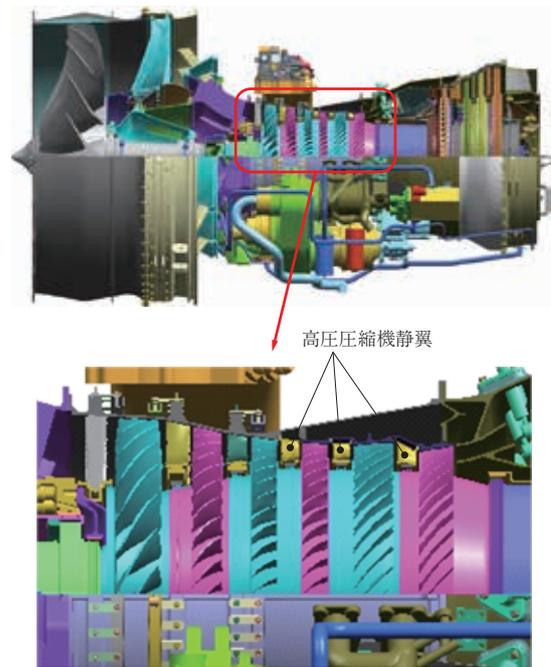
また、酸素含有量の影響を確認するため、水アトマイズ装置で製造した金属粉とガスアトマイズ装置で製造した金属粉を用意して疲労強度への影響を調べた。第 1 表に入手した Alloy 718 金属粉の酸素濃度とその他の成分を示す。

### 3.3 高圧圧縮機静翼の試作

MIM を適用する部品としてジェットエンジンの高圧圧縮機静翼を試作した。第 5 図にジェットエンジンの断面、第 6 図にジェットエンジンの高圧圧縮機静翼の外観を示す。通常、高圧圧縮機静翼は切削やプレス成形で作製した子部品を複雑な工程で組み立てられ、一個の部品として製造される。この部品がさらに多数の円周状に組み合わせられ、そのまま円周状になって使用される。高圧圧縮機静翼の部品重量は数百 g になるため、変形が大きく寸法精度を確保するのが困難であることも予想された。そこで当社独自の形状を保つ能力が高い変形抑制バイндаを用いて高圧圧縮機静翼の試作を実施し、従来のバイндаで試作した結果と比較した。

第 1 表 Alloy 718 金属粉の酸素濃度とその化学成分  
Table 1 Composition of Alloy 718 metal powder

製造方法	化学成分					
	Mo	Al	Ti	NbTa	C	O
	wt%					ppm
ガスアトマイズ	3.12	0.66	0.98	5.14	0.05	300
水アトマイズ	3.02	0.27	0.73	5.01	0.05	4900



第 5 図 ジェットエンジン断面

Fig. 5 Cross sectional view of aircraft gas-turbine engine



第 6 図 ジェットエンジンの高圧圧縮機静翼の外観

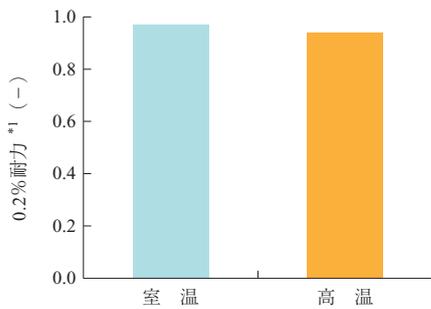
Fig. 6 External view of compressor vane

## 4. 結果および考察

### 4.1 材料試験

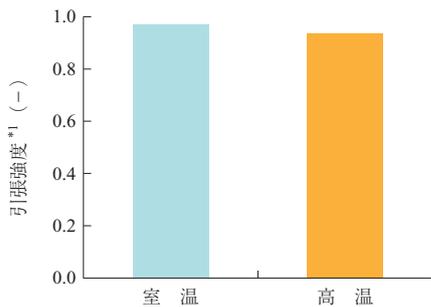
第 7 図～第 9 図に引張試験による各種結果を示す。これらの試験結果は MIM で作製した試験片が鍛造材とほぼ同等の引張強度であること、伸びも十分に実用に耐え得る値であることを示す。また、第 10 図に高温疲労強度試験結果を示す。この試験結果から高圧圧縮機静翼で重要となる高サイクルの疲労強度で鍛造材を上回る値が得られた。鍛造材に対して密度が 100% 未満であるのにもかかわらず、このように高い強度をもつのは、MIM で製造した試験片の金属組織が一般の鍛造材より小さな結晶粒径をもつことが要因であると考えられる。第 2 表にジェットエンジンの高圧圧縮機静翼で一般的に用いられている鍛造材と MIM で作製した試験片の結晶粒径の比較を示す。

一方、酸素濃度の高い水アトマイズ粉を用いた試験では大幅に強度が低下することも分かった。金属粉末は微細に



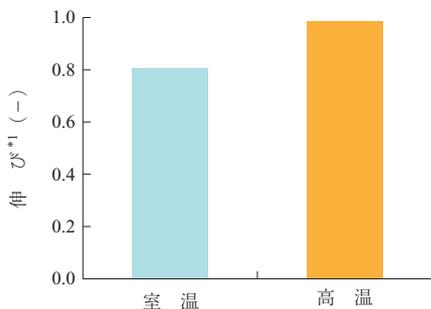
(注) \*1: MIM材/鍛造材の比を示す。

第7図 MIM材の0.2%耐力  
Fig. 7 0.2% yield strength of MIM Alloy 718



(注) \*1: 0.2%耐力におけるMIM材/鍛造材の比を示す。

第8図 MIM材の引張強度  
Fig. 8 UTS of MIM Alloy 718

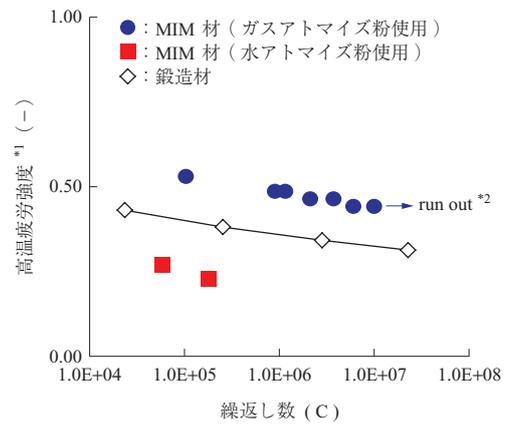


(注) \*1: MIM材/鍛造材の比を示す。

第9図 MIM材の伸び  
Fig. 9 Elongation of MIM Alloy 718

なるほど比表面積が多くなるため酸素濃度は増加傾向にあるが、このことは強度低下のリスクがあることを示している。この問題は金属粉の酸素濃度が低くなるガスアトマイズで製造した金属粉を用いることで解決できる。ガスアトマイズ粉を用いれば第10図に示すように鍛造材より高い疲労強度が得られる。

また、 $\phi 0.1$  mmの人工欠陥を表面にもつMIM材の高温疲労試験結果を第11図に示す。この試験結果は人工欠陥のない試験片と同等の強度を示しており、 $\phi 0.1$  mm程度の表面欠陥であれば疲労強度に影響しないことが確認された。

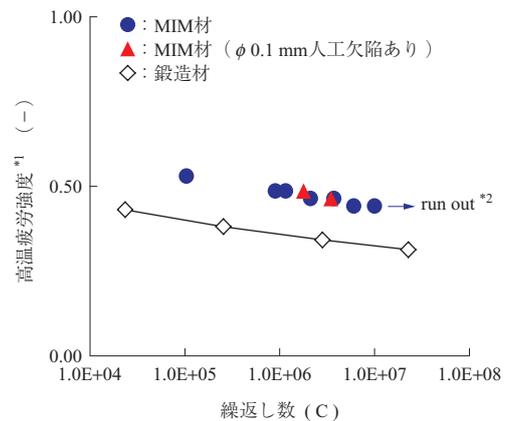


(注) \*1: 応力振幅/引張強度の比を示す。  
\*2: 規定した試験繰返し数に達しても、疲労破断が発生しないことを示す。

第10図 MIM材の高温疲労強度試験結果  
Fig. 10 S-N curve of MIM Alloy 718

第2表 高圧圧縮機静翼における金属組織の結晶粒径の比較  
Table 2 Comparison of grain size

試験片材料	平均結晶粒径 ( $\mu\text{m}$ )
鍛造材	90
MIM材	30



(注) \*1: 応力振幅/引張強度の比を示す。  
\*2: 規定した試験繰返し数に達しても、疲労破断が発生しないことを示す。

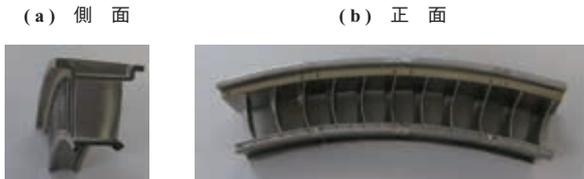
第11図 人工欠陥をもつMIM材の高温疲労強度試験結果  
Fig. 11 S-N curve of MIM Alloy 718 with artificial defect

#### 4.2 高圧圧縮機静翼試作

第12図に従来のバインダを用いてMIM材によって試作した高圧圧縮機静翼を示す。従来のバインダによる試作品は変形が大きく寸法精度を満足することは困難であった。また、第13図に当社独自の变形抑制バインダを用いた高圧圧縮機静翼の試作結果を示す。両者を比較すると变形抑制バインダを用いた試作品の变形は十分に抑えられていることが確認できる。これは脱脂・焼結工程でも变形が



第 12 図 高圧圧縮機静翼試作結果（従来バインダ）  
Fig. 12 Sintered prototype vanes using conventional binder



第 13 図 高圧圧縮機静翼試作結果（変形抑制バインダ）  
Fig. 13 Sintered prototype vanes using new binder

少ないバインダを用いていること、割れや膨れが生じないように脱脂・焼結条件が最適化されていることが要因であると考えられる。今回の試作結果から、MIM 材としては大型の部類に入る高圧圧縮機静翼の寸法精度要求を満足する見通しを得た。

## 5. 結 言

MIM 材は高い疲労強度をもち高圧圧縮機静翼に適用するのに十分な材料強度をもつことが確認できた。また、変形抑制バインダを用いることで脱脂、焼成時の変形が十分に抑えられることが分かった。以上の結果から、ジェットエンジンの高圧圧縮機静翼に対して、MIM を適用できる

めどがついた。

高圧圧縮機静翼は MIM を適用することで切削レス、組立レスが実現し、これまでの製法に対しコストを大幅に削減できる。このことは圧縮機製造のコスト競争力を高め、ジェットエンジンの国際共同開発においてエンジンのコアとなる高圧圧縮機のシェア獲得の原動力となり得る。

今後はより高い品質が求められる圧縮機動翼やさらなる大型部品での寸法精度確保などによって MIM の適用範囲を拡大し、国際的な競争力をさらに高めていく。

## 参 考 文 献

- (1) 渡辺 尚, 岩橋 俊之, 下平 賢一: 金属射出成形活用ハンドブック ユーテス 1998 年 7 月 pp. 3 - 7
- (2) Randall M. German and Animesh Bose: Injection Molding Metals and Ceramics Metal Powder Industries Federation (1997. 6) pp. 175 - 218
- (3) J. J. Valencia, J. Spirko and R. Schmees: Sintering Effect on the Microstructure and Mechanical Properties of Alloy 718 Proceeded by Powder Injection Molding Superalloy 718, 625, 706 and Various Derivatives Edited by E. A. Loris The Minerals and Metals & Materials Society (1997) pp. 753 - 762
- (4) Eric A. Ott and Michael W. Peretti: Metal Injection Molding of Alloy 718 for Aerospace Applications JOM Vol. 64 No. 2 (2012. 2) pp. 252 - 265