ファンエンジンの異物吸込みによる羽根の衝撃破壊^{*1}

塩 谷 義^{*2}

Key Words: Foreign Object Damage, Bird Impact, Turbofan Engines

1. ま え が き

航空機の輸送機関に占める役割が増大し、日常の社会活動に欠くことのできないものとなるにつれ、航空機の事故に関する対策も重要性を増してきている。現在のところ、おもな事故は航空機の機体や航法などに関連したものが多く、エンジン自体に責任のある場合はあまり目立たない。しかし、エンジンは航空機のなかで最も重要な部分であり、エンジンの事故が致命的な大惨事に繋がる可能性も小さくなく、また、実際にエンジンに関連したトラブルも、しばしば報告されている。現在の主用航空機エンジンであるファンエンジンやジェットエンジンにおいては、エンジン内部のトラブルとともに、鳥や石・砂・氷などの吸込みによる羽根の破壊による事故が非常に重要な課題となっている。航空エンジンに関する異物衝撃破壊については、一般にFOD (Foreign Object Damage) と呼ばれ、対策が考えられている。とくに、ファン翼や、ATPのプロペラ翼に軽量の複合材料の使用が計画されたしからは、耐FODに問題のあるとされる複合材料翼に関する実験や数値解析が数多く行われている。これら異物の吸込みによるエンジンの事故の種類と段階は、異物吸込みの状況やエンジンの種類・運転状況により、多様にわたっている。すなわち、衝突による羽根の破壊、破断した羽根による他の羽根との干渉、静止部のコンテインメントの貫通、羽根の欠損による回転部のバランス不整に伴う軸受け部の破壊、回転軸、

ディスクの破断などである。本稿においては、これらのうち、重大事故の第一段階である羽根の衝撃破壊を中心として、この問題の考え方を述べ、内外の研究状況を概観する。

2. 羽根の異物衝撃に関する諸因子

異物の吸込みによる羽根の変形・破壊は状況により多様な形態をとる(第1図、第2図)。この問題を把握するには、異物の種類や大きさ、衝突の速度と方向、羽根の回転、羽根の寸法と形状、材質・構造、衝突位置などの諸因子の影響を整理する必要がある。

砂、小石など、比較的細かくて硬い異物による場合(hard impact)は、羽根の材質、異物の材質・大きさ、衝突速度、角度が、破損を支配するおもな因子となる。破損の形態は羽根の翼面の荒れやへこみ、前縁などの欠損などlocalなものとなる。複合材料(graphite-epoxyなど)の羽根の場合は、衝突速度により、層間剥離(delamination)、貫通(penetration)などが生じる¹⁾。

鳥などのように柔らかくて大きい異物による場合(soft impact)には、衝突の運動量、衝突位置、および、羽根の曲げおよびねじり強さ(弾性および塑性)を支配する寸法、形状、材質、構造が重要な因子となる。破損の形態は羽根自体の折れ曲りや破断、翼根部の破壊などglobalなものとなる。剛性の低い複合材料の場合はこの面で不利となる。異物から羽根が受ける力は、衝突時点においてやや高いピークが生じるが、その後、異物が羽根を通過する際には流体的に作用し、ほとんど一定の値となる(fluid type impact)(第3図)。したがって、空力的に相似のファン翼については、異物の大きさが同じであれば、ほぼ同程度の力を受けるとみることができる。一方、羽根の変形抵抗は、同じ材質で断面形状を相似とすれば、曲げ剛性、ねじり剛性は、長さの4乗に比例し、また、曲げ強さ、ねじり強さは長さの3乗に比例する。したがって、一般に、大きなファン、あるいは、ワイド・コードの羽根が、この点で、耐FODに有利であるといえる。

著 者 紹 介

塩谷 義(正会員)

昭和19年生。昭和42年東京大学工学部航空学科卒業。昭和48年同大学院博士課程修了。工学博士。同年東京大学宇宙航空研究所助手。昭和51年東京大学工学部航空学科助教授。昭和61年同教授。専門分野航空宇宙材料学。

^{*1} 昭和61年8月11日原稿受理 Foreign Object Damage of Rotating Fan Blades

^{*2} 東京大学工学部航空学科 Tadashi SHIOYA

第1図 鳥群の吸込み衝突によるファン翼の折れ破断，前縁欠損の例

第2図 鳥の衝突によるファン翼の曲げ変形の例

羽根の曲げ変形については，一次元無次元化モデルにより衝撃の各パラメータの影響を調べた筆者らの考察³⁻⁸⁾があるので以下に簡単に述べる．まず，羽根の衝撃による弾塑性変形について，弾性による効果が大きい場合と塑性による分が大きい場合を分けて考える．前者は比較的大きな質量の異物が低速で衝突し，羽根の曲げ剛性が低い場合，また，後者は，比較的高速の衝突で，曲げ剛性が高い場合に相当する．

衝撃による弾性曲げ変形は，簡単な相似解で得られ，翼端衝撃で遠心力による翼の体積力が無視できる場合，最大曲げモーメント M およびその位置 x_0 は

$$M = 0.63F[EI/(\rho A)]^{1/4}t^{1/2} \quad (1)$$

$$x_0 = 1.27[EI/(\rho A)]^{1/4}t^{1/2} \quad (2)$$

で与えられる⁶⁾．ここで， EI ， ρA ， t ， F は，それぞれ，

第3図 柔らかい異物が羽根に流体力として働く説明図

第4図 1次元剛塑性一様断面はりモデルによる最大曲げ角度-衝撃力パラメータ α

曲げ剛性，質量密度，衝撃からの時間，衝撃力であり， x_0 は，翼端からの距離である．また，遠心力による体積力を考慮した場合には，最大曲げモーメントの大きさおよび伝播速度は小さくなることが示された．

衝撃による塑性曲げ変形は，無次元の衝撃力パラメータ $\alpha (= F\xi/M_0)$ および遠心力パラメータ $G (= gm\xi^2/M_0)$ により表すことができる．ここで， ξ は翼端から衝撃位置までの距離， M_0 は，曲げ強さ(曲げ降伏モーメント)， gm は単位スパン長さ当りの遠心力($m = \rho A$)である．衝撃変形の形態は α の大きさにより，3通りに分類されるが，破壊基準と考えられる最大塑性曲げ角度 $\theta_{\max}$ は $G\theta_{\max}$ vs. α の1本のマスター・カーブ(第4図)により簡単に求めることができる⁵⁾．

以上の解析結果は単純化されたモデルによるものであるので，精確な破壊予測には用いることはできないが，式(1)，(2)および，第4図は各パラメータの効

き方を知り、およその見当をつける意味で役に立つであろう。

エンジンの吸い込む異物が大きくて、硬く、高速の場合には、上述の local damage と global damage の複合した破壊形態となり、簡単な解析による破壊予測は困難であり、また、大規模の数値計算システムを用いても容易ではない。このような場合には、実験が主体となろう。

Kaehler⁹⁾は衝突状況、羽根の材質や形状などの実験および解析のデータを整理し、FAA の基準 (後述) に適合する設計を示している。

3. 衝撃破壊実験

FOD に関する実験的研究は、米軍各研究所、NASA などで行われている。

実験の方法としては、静止した単独翼または平板の target に物体 (projectile) を衝突させるものと、実際に回転する翼に撃ち込むものがある。前者の場合は、衝突の条件の制御や、変形・破壊の計測が比較的容易で、実験装置・実験のコストもあまり高くなく、基礎的な研究に適している。しかし、FOD の重要なパラメータである回転による羽根の遠心力の効果を調べることができない。また、他の羽根やケイシングとの干渉など、総合的な破壊モードを知ることができない。後者の場合は、全体の破壊の様相を知ることができ、総合的な評価に適しているが、破壊開始位置など、詳しく調べることはむずかしい。

University of Dayton Research Institute の Barber らのグループは Projectile の発射装置および Target に伝わる運動量 (羽根の受ける力) の測定装置 (振り子式など) を開発し、鳥、ゼラチン、鋼などを衝突させる実験を数多く行っている¹⁰⁻¹⁴⁾。これらの実験においては、鳥の衝突時に target にかかるピーク圧が、衝突速度の 2 乗に比例することから、流体的な衝突であることを示されている。さらに、各種のパラメータの影響を調べ、数値解析結果との比較も行い、target への運動量の伝達が重要であることを示している。AFML の Sharp¹⁵⁾ は cantilever beam ヘゼラチン球を衝突させて振動を詳しく測定し、理論解析との比較を行っている。GE の Ravenhall ら¹⁶⁾ は実際に回転状態の羽根の衝撃試験装置を開発し、各種の複合材料羽根の衝撃振動特性や破壊モードの観察を行っている。このほか、複合材料に関する実験研究は多い^{2,17)}。

4. 数値解析

ファン翼の衝撃に関する解析に関しても複合材料を

対象としたものが多い。解析の多くは有限要素法を主とする数値解析であり、衝突時の圧力分布、羽根の衝突による弾性振動、弾塑性変形の解析などを、具体的に羽根や衝突条件を特定して行っている。以下に解析の例をいくつか挙げる。

Alexander¹⁸⁾ は soft impact の場合の数値解析へのモデル化の方法を示している。University of Dayton Research Institute の Boehman ら¹⁹⁾ は鳥や氷の衝突の際の圧力分布を各種の条件に対して求めている。NASA Lewis Research Center の Hirschbein らのグループ²⁰⁻²²⁾ は NASTRAN のプログラムを利用し、衝撃過渡振動の解析を行っている。GE の Storace らのグループ²³⁻²⁶⁾ は 3 次元有限要素法の計算プログラムを用い、遠心力効果も含めた衝撃応答の解析を行い、FOD に対する設計基準を示している。Rosenblatt ら²⁷⁾ は、2 次元差分法を用いて soft impact の翼に働く力を詳しく計算している。

5. 試験および基準

異物衝撃破壊に対するエンジンの耐性については、承認審査段階において実機試験が要求され、満たすべき基準が各国により定められている。以下に米国、英国および日本において定められている基準のおもな項目を示す。

5.1 米国 米国においては、FAR Airworthiness Standard: Aircraft Engines²⁸⁾ に異物吸込み試験で満たすべき条件が定められている。吸込み試験においては、用いる異物は、鳥、氷、ひょう、水であり、それぞれ、大きさ、数量、速度の条件、および、エンジンの運転状態、吸込みの態様が決めている。たとえば、4 ポンドの鳥を 1 羽、エンジンの最大巡航運転状態で航空機の最大上昇速度で撃ち込み (入口案内翼のあるエンジン)、または、エンジンの離陸運転状態で航空機のリフト・オフ速度で撃ち込み (入口案内翼のないエンジン)、火災、破裂 (破片がエンジン・ケーシングを貫通すること)、規定された極限荷重を超えること、エンジン停止機能が失われることがあってはならないと定めている。また、鳥群との遭遇を模して、3 オンスの鳥を入口面積 50 平方インチ当り 1 羽ずつ、最大 16 羽までを、エンジンの離陸運転状態で航空機のリフト・オフ速度で、連続して撃ち込み、エンジンの 25% 以上の継続的出力または推力低下を生じないよう、また、5 分以内にエンジン停止の必要性が生じないよう、さらに、潜在的な危険性も残らないような試験結果を義務付けている。また、1½ ポンドの鳥については、入口面積当り、最初の 300 平方インチに 1 羽、さらに 600 平方インチ当り 1 羽、計最大 8 羽まで

第1表 対空性審査要領の規定する異物吸込み条件

異 物	試 験 数 量	異物の速度	発動機の 運転状態	吸込みの態様
鳥： 85 g (3-oz) の大きさ	空気取入口面積の 323 cm ² (50 in ²) ごとに (端数が 323 cm ² (50 in ²) 未満のときも 323 cm ² (50 in ²) とみなす) 1羽、最大 16羽。85 g (3-oz) の鳥の吸込みは 680 g (1.5-lb) の鳥が入口案内翼を通り抜けロータ・ブレードまで達するならば実施する必要はない。	代表的な航空機の リフトオフ速度	離陸	群れとの遭遇を模擬して迅速に連続して
680 g (1.5 lb) の大きさ	鳥が空気取入口に入りうる場合、空気取入口面積が 1,936 cm ² (300 in ²) 以下では 1羽、1,936 cm ² (300 in ²) ごとに (端数が 3,871 cm ² (600 in ²) 未満のときも 3,871 cm ² (600 in ²) とみなす) 1羽を追加し、最大 8羽。	代表的な航空機の 上昇開始速度	同上	同上
1.8 kg (4 lb) の大きさ	鳥が空気取入口に入りうる場合 1羽。	最大上昇速度	最大巡航	最も影響を受けやすい部分をねらう。
水：	防水装置の作動が 30 秒遅れることにより、取入口カウリングおよび発動機前面に付着する最大量	空気吸入速度	最大巡航	−3.9°C (25°F) における断続的な最大着氷状態を模擬する。
ひょう (あられ) (比重 0.8 から 0.9 まで)：	亜音速航空機用および超音速航空機用発動機：空気取入口面積が 645 cm ² (100 in ²) 以下のものについては、直径 2.54 cm (1 in) のひょうを 1個、空気取入口面積が 645 cm ² (100 in ²) を超えるものについては、968 cm ² (150 in ²) ごとに (端数が 968 cm ² (150 in ²) 未満のときも 968 cm ² (150 in ²) とみなす) 直径 2.54 cm (1 in) および 5.08 cm (2 in) のひょうを 1個ずつ。 超音速航空機用発動機の場合、さらに次を追加する。高度 10,500 m (35,000 ft) での直径を 2.54 cm (1 in)、高度 18,000 m (60,000 ft) での直径を 0.64 cm (0.25 in) とし、この間直径は、高度とともに直線的に変化するものとして、予想される超音速巡航最低高度に対応する直径のひょうを 3個。	代表的航空機の乱 気流内の飛行速度	高度 4,500 m (15,000 ft) に おける最大巡 航	ひょうとの遭遇を模擬して一斉に個数の半分は空気取入口表面全体を無作為に残り半分は最も影響を受けやすい表面部分をねらう。
水：	発動機空気流量重量の 4%	超音速巡航速度。 より大きなひょう を使用して同等の 運動エネルギーを 得る場合は、亜音 速速度で行っても よい。	最大巡航	最も影響を受けやすい発動機前面部分をねらう。
砂利および砂の混 合物 (直径 948 cm (0.19 in) 以上 0.64 cm (0.25 in) 以下 の石を 1、砂を 7 の 割合で混ぜたもの)：	空気取入口面積の 645 cm ² (100 in ²) ごとに (端数が 645 cm ² (100 in ²) 未満のときも 645 cm ² (100 in ²) とみなす) 28.3 g (1-oz)	空気吸入速度	離陸および飛行 緩速 離陸	雨を模擬するため噴霧状で、各発動機運転状態について 3 分間 15 分間以上
破損したロータブ レード (最外部の うめこみ溝または 構造支持部材にお いて、また一体ブ レードでは少なく とも 80% の部分に おいて破断した最 も重い圧縮機また はタービンのブ レード)：	1個		同上	ブレードがロータから飛散して 15 秒後に発動機停止を開始する。(注1)
タイヤ・トレッド (トレッド全幅と 同じ幅および長さ をもつもの)	同上	空気流入速度	同上	

注1 ブレードの損失による 2 次の影響を評価し、ブレード片の飛散する飛跡を定めるため完全な発動機を用いて、ブレードがケーシングを破り出ないことを証明しなければならない。ただし、ターボファン発動機の場合、ファン・ブレードまたは静翼の破片がファン・ブレードの破損後圧縮機に入らないことを証明すれば、ブレードがケーシングを破り出ないことをファン組立部について別個に試験を行ってもよい。

を航空機の上昇開始速度で撃ち込み、同様の試験基準を課している。水、氷、ひょうについてもそれぞれ試験条件、および、基準が規定されている。

5.2 英国 英国においては、BCAR (British Civil Airworthiness Requirements)²⁹⁾に民間エンジンの基準が細かく定められている。撃ち込み試験に用いる鳥は米国基準と同様にサイズごとに決められており、大型 (1.8 kg (4 ポンド)) は 1 羽、中型 (0.7 kg (1½ ポンド)) は、最初の 0.2 m² (300 平方インチ) に 1 羽、さらに 0.65 m² (1,000 平方インチ) 当り 1 羽、計最大 10 羽、小型 (55~110 g (2~4 オンス)) では、0.032 m² (50 平方インチ) 当り 1 羽ずつ、最大 16 羽までとなっている。撃ち込み速度は、大型の鳥は、正常の運転状態で高度 2,500 m (8,000 フィート) までの間で達しうる最大の空気速度となっており、中、小型の鳥では、同じく、離陸直後の上昇中に達しうる最大の空気速度、撃ち込み時間は 1 秒間以内に規定されている。

5.3 日本 運輸省の定める対空性審査要領³⁰⁾は、米国 FAR の原基準に従って定められている。吸込み試験に用いる異物は、鳥、タイヤ・トレッドの破片または破損したロータ・ブレード、砂利と砂の混合物、水、氷またはひょうである。吸込み試験の条件を第 1 表に示す。

6. お わ り に

本稿で概観したように、FOD の研究・試験は数多く行われており、また、審査基準も細かく規定されている。しかし、実験や解析の多くが、特定の条件の下でのものであり、また、審査基準内に入らない衝撃も、考えられないわけではないので、今後、さらに安全な対策を推める必要がある。まず、ファン翼を耐 FOD 性の良いように設計することが重要であるが、同時に異物吸込みの機会を少なくする環境にする努力、たとえば、空港およびその周辺の整備、鳥が近寄らないようにする工夫なども必要であろう。

参 考 文 献

- 1) Preston, J. L., Jr. and Cook, T. S.: Impact Response of Graphite-Epoxy Flat Laminates Using Projectiles that Simulate Aircraft Engine Encounters (in Ref. 2).
- 2) Greszczuk, L. B. (Symposium Chairman): Foreign Object Impact Damage to Composites, ASTM STP 568 (1975).
- 3) Shioya, T. and Stronge, W. J.: Impact on Rotating Fan Blades, Mechanical Properties at High Rates of Strain 1984, Proc. Third Oxford Conference, The Institute of Physics, Bristol and London, 1984, pp. 511-518, Conference Series Number 70.
- 4) Stronge, W. J. and Shioya, T.: Impact and Bending of a Rigid Plastic Fan Blade, J. Applied Mechanics, Trans. ASME, 51 (1984), pp. 501-504.
- 5) 塩谷 義, Stronge, W. J.: 回転ファン翼の衝撃変形の解析, 昭和 59 年度固体衝撃工学シンポジウム (第 4 回), 東京大学工学部境界領域研究施設, 1984. 12, pp. 39-46.
- 6) Shioya, T. and Stronge, W. J.: Impact Bending of a Rotating, Rigid-Plastic Fan Blade, Journal of Propulsion and Power, AIAA, 1 (1985), pp. 375-380.
- 7) 塩谷 義: 回転ファン翼中の衝撃曲げ波伝播の解析, 日本航空宇宙学会誌, 34 (1986), pp. 195-198.
- 8) Shioya, T. and Stronge, W. J.: A Study on Foreign Object Damage of Rotating Fan Blades, Macro- and Micro-Mechanics of High Velocity Deformation and Fracture, ed. by Kawata, K., IUTAM Symposium Tokyo/Japan, August 1985, Springer-Verlag, Berlin, 1986.
- 9) Kaehler, B. H.: Improved Resistance to Engine Bird Ingestion, FAA-RD-77-55, March (1977).
- 10) Barber, J. P., Taylor, H. R. and Wilbeck, J. S.: Characterization of Bird Impacts on a Rigid Plate: Part 1, AFFDL-TR-75-5, January (1975).
- 11) Barber, J. P. and Taylor, H. R.: Ordnance Impact on Jet Engine Fan Blades, AFML-TR-76-34, April (1976).
- 12) Barber, J. P., Klyce, J. M., Fry, P. F. and Taylor, H. R.: Impact of Soft Bodies on Jet Engine Fan Blades, AFML-TR-77-29, April (1977).
- 13) Bertke, R. S. and Barber, J. P.: Impact Damage on Titanium Leading Edges from Small Soft Body Objects, AFML-TR-79-4019 (1979).
- 14) Bauer, D. P. and Bertke, R. S.: Response Sensitivity of Typical Aircraft Jet Engine Fan Blade-Like Structures to Bird Impacts, AFWAL-82-2045, May (1982).
- 15) Sharp, J. D.: Soft Body Impact of Cantilever Beams, AFML-TR-79-4169, March (1980).
- 16) Ravenhall, R. and Salemm, C. T.: Program for Impact Testing of Spar-Shell Fan Blades, NASA CR-135393, April (1978).
- 17) Melnyk, P. and Toth, I. J.: Development of Impact Resistant Boron/Aluminum Composites for Turbojet Engine Fan Blades, NASA CR-134770, May (1975).
- 18) Alexander, A.: Interactive Multi-Mode Blade Impact Analysis, ASME Paper 81-GT-79, March (1981).
- 19) Boehman, L. I. and Challita, A.: A Model for Prediction Bird and Ice Impact Loads on Structures, AFWAL-TR-82-2046, May (1982).
- 20) Hirschbein, M. S.: Bird Impact Analysis Package for Turbine Engine Fan Blades, NASA TM-82831 (1982).
- 21) Aiello, R. A., Hirschbein, M. S. and Chamis, C. C.: Structural Dynamics of Shroudless, Hollow Fan Blades with Composite In-Lays, NASA TM-82816 (1982).
- 22) Chamis, C. C. and Sinclair, J. H.: Analysis of High Velocity Impact on Hybrid Composite Fan Blades, NASA TM-79133 (1979).
- 23) Storace, A. F.: Foreign Object Impact Design Criteria, AFAPL-TR-78-81 Vol. I, October (1978).
- 24) Storace, A. F.: Foreign Object Impact Design Criteria, AFAPL-TR-78-81 Vol. II, February (1982).
- 25) Storace, A. F.: Foreign Object Impact Design Criteria, AFAPL-TR-78-81 Vol. III, February (1982).
- 26) Storace, A. F., Nimmer, R. P. and Ravenhall, R.: Analytical and Experimental Investigation of Bird Impact on Fan and Compressor Blading, J. Aircraft, 21 (1984), pp. 520-527.
- 27) Rosenblatt, M., Kreyenhagen, K. N., Eggum, G. E. and DeAngelo, L. A.: Numerical Analyses of Soft Body

Impacts on Rigid and Deformable Targets, AFML-TR-76-202, December (1976).

- 28) Department of Transportation, Federal Aviation Administration: Federal Aviation Regulations, Part 33 Airworthiness Standards: Aircraft Engines, Change 5. (Amdt. 33-10), 1984.
- 29) Civil Aviation Authority: British Civil Airworthiness Requirements, Chapter C3 Turbine Engines for Aeroplanes, Revised in August, 1980.

- 30) 運輸省航空局検査課編集: 「対空性審査要領」, 第7部発動機, 5-13, p. 626-7-626-10, 第19号, 鳳文書林, 東京, 1985.

注) AFAPL: Air Force Aero Propulsion Laboratory
AFDDL: Air Force Flight Dynamics Laboratory
AFML: Air Force Materials Laboratory
AFWAL: Air Force Wright Aeronautical Laboratories
FAA: Federal Aviation Administration

一 解 説

V 2500 ターボファンエンジンの国際協同開発*1

浜 中 全 美*2

Key Words: Engine, V2500, International Cooperation

1. は じ め に

日本の航空エンジン業界が取り組んでいる V 2500 ターボファンエンジンの国際共同開発を中心にして, 日本の航空エンジンの現状について解説を行い, 関係各位のご理解とご支援をおきたいと思う。

2. 航空機用ガスタービンの歴史的背景

1985 年 (昭和 60 年) は日本の航空エンジン業界にとって記念すべき年であった。同年 7 月に防衛庁が開発した中等練習機「T-4」の初飛行が行われ, 同年 12 月中旬には 1 号機体が防衛庁に納入された。この中等練習機のエンジン「F 3」は防衛庁が, 1975 年 (昭和 50 年) から研究開発を行ってきた純国産開発エンジンである。1985 年 (昭和 60 年) 10 月には科学技術庁が開発した短距離離着陸機「飛鳥」の初飛行が行われ, 1986 年 (昭和 61 年) 3 月には科学技術庁に引き渡された。この実験機のエンジン FJR 710 は通産省工業

技術院の大型プロジェクトとして, 1971 年 (昭和 46 年) から行われてきた官民一体の研究開発の成果である。日本では同じ年に国産開発された 2 機種の航空機に, 同じく国産開発されたエンジンを付けて飛行したのは, 1945 年 (昭和 20 年) 以前は別であるが, 戦後 40 年間で初めて画期的なことである。

航空機の歴史をアメリカのライト兄弟が最初の飛行に成功した 1903 年 (明治 36 年) から考えると, 80 年を越えたところである。最近の航空エンジンのほとんどがガスタービンであるが, 最初のジェットエンジンが開発試験を始めたのが 1937 年 (昭和 12 年), また, 世界最初の純ジェット機が初飛行を行ったのは 1939 年 (昭和 14 年) であるから, 航空機用ガスタービンの歴史は, まだ 50 年といったところである。ちなみに日本においては 1945 年 (昭和 20 年) に日本最初のジェットエンジン「ネ 20」が開発されて, その年の 8 月 7 日「橘花」に搭載して千葉県木更津で試験飛行が行われたのがはじめてである。このほか日本の航空機用ガスタービンの歴史において忘れることのできない「J 3」エンジンがある。このエンジンは日本においていままでに国産開発され, 実用に供されている唯一のエンジンである。この J 3 エンジンを搭載した国産中間練習機 T-1B が初飛行したのは 1960 年 (昭和 35 年) である。

著 者 紹 介

浜中 全美 (正会員)

昭和 6 年生。昭和 29 年東京大学工学部機械工学科卒業。同年石川島播磨重工業 (株) 入社。昭和 34 年より航空エンジン業務を担当。昭和 47 年技術部長, 昭和 60 年取締役航空宇宙事業本部副本部長, 現在に至る。

*1 昭和 61 年 9 月 17 日原稿受理 International Cooperation for V2500 Turbofan Engine

*2 石川島播磨重工業 (株) Masami HAMANAKA

3. 世界のう勢

現在日本の航空会社が使用している民間航空機は, YS-11 以外はすべて外国で開発された輸入機であり,