

随 想

戦前の航空材料自主技術の開発

佐 藤 忠 雄*

日本の航空機工業が本格的に近代工業として育ち始めたのは、海軍航空廠（後に海軍航空技術廠）が創設され、航空機全般にわたる試作研究が実質的に軌道に乗った昭和7年以降であろう。当時の日本海軍にはいまだ全金属製航空機は第一線には存在せず、鋼管胴体、木製桁の翼に羽布張りの複葉機のみで、プロペラも木製であった。

発動機も水冷V型が主で、空冷星型が漸く出現し始めた頃である。

航空材料は外国規格をそのまま国産化するものが主体で、日本独自の創案によるものはほとんどなかった。発動機のクランク軸素材は坩堝鋼で、電気アーク炉による合金鋼が実用されたのは昭和10年以降である。

国際情勢が次第に緊張の度を増すのに伴って、航空機工業として自主技術を開発せざるを得ない事態は急速に加速され、昭和12年頃から海軍では96式中型攻撃機、零式戦闘機、寿、栄あるいは金星発動機など、当時としては、その性能において、日本独特の世界的レベルに到達する成果をあげ、昭和15年頃からは発動機過給器用排気タービンの開発から、航空原動機としてのガスタービンの試作研究が行なわれ、「橘花」に搭載されて試飛行が行なわれた。日本最初のガスタービン航空機である。

これらの航空機の発展に伴う航空材料に関する自主技術の開発には、多数の事例をあげることができるが、以下に筆者が直接、間接に関与した二三の例を、記憶をたどって書き綴ることにする。

1. 零式戦闘機主翼桁材（超々デュラルミン）の疲労寿命

昭和12年に全金属製低翼単葉艦上戦闘機として零式戦闘機（零戦と呼ばれた）の試作が始められた。三菱航空機の設計製作によるものである。この飛行機の性能を、当時としては劃期的な時速500km以上とするために、主翼の桁材として超々デュラルミン（ESD）の押出型材が採用された。超々デュラルミンはAl-Zn-Mg系合金で、この系統のAl合金は、当時既に独乙で研究されていたが、押出型材を固溶化処理、時効すると引張強さは60 kg/mm²を越え、強力であるにも拘らず、時期割れを起こすため実用されていなかったものである。

住友金属工業で、これに少量のCrとMnを添加することで、この時期割れの発生防止に成功し、従来の引張強さ45 kg/mm²以上の超々デュラルミンに代えて、60 kg/mm²以上の引張強さを保証する超々デュラルミンが世界で始めて、航空機主翼桁材として実用されることになった（後にアメリカでB-29爆撃機などに採用した）。

昭和15年に試作機が試験飛行で急降下中に、空中分解を起こして墜落し、パイロットが犠牲となる事故が発生した。その事故調査の過程に、超々デュラルミン製主翼の時期割れと疲労破壊が要因として問題となり、事故機主翼の破面と材質調査、さらに疲労試験が昼夜兼行で行なわれた。その結果、破面には時期割れおよび疲労破壊の痕跡はなく、超々デュラルミンとしての疲労強さは十分なことが明らかにされて、関係者は一応安堵した。

しかし事故機の主翼は、翼付根部から翼端へ向けて断面寸法が変る段付部で折損しており、この部分に隅肉の丸味がなく、シャープコーナーが存在していた。従って、超々デュラルミン押出型材の疲労強さに対するシャープコーナーによる切欠効果が問題となり、超々デュラルミンの疲労強さに対する切欠効果の実験が昼夜兼行で行なわれた。実験結果から、超々デュラルミンは切欠効果が大きく、シャープコーナーの存在によつて、疲労強さがかなり低下することが確認された。そこで、急遽この段付きシャープコーナーのある主翼が使用されている既製の零戦が、空中戦闘によつて主翼の負荷が増大した場合の、主翼が疲労破壊するまでの寿命を算定しなければならぬことになった。

その対策として、主翼材料の重複荷重による疲労の研究実験を急速に遂行することとなつて、小野式回転曲げ疲労試験機とシェンク式繰返曲げ疲労試験機を使つて、不眠不休の実験が行なわれた。その結論として、単独の荷重で疲労破壊するまでの応力繰返数 N と、一次応力または二次応力として負荷した場合の応力繰返数 N' との応力繰返数比の総和は、 $\sum N/N=1$ として算定することが、十分安全側にあることが確かめられた。よつて、この実験結果に基いて、零戦の許容空戦時間を算定して、これを越えた既製の機体は、直にシャープコーナーの隅肉に丸味をつけた主翼に改修することになった。当時既

* 大同特殊鋼(株) 工博 (Daido Steel, Co., Ltd.)

に零戦は第一線で活躍すべく量産に入っていた。

この空中分解は、事故調査の結論として、翼のフラッターを防止するためのマスバランスを支持する部材の疲労破壊が主原因であることが認められ、対策を講じた後はこの種の事故は全く再発することがなかった。超々デュラルミンの主桁についての、これらの重複荷重による疲労寿命の研究と、許容空戦時間の算定は、その後の飛行機の耐用年数、すなわち疲労寿命の研究の端緒を開いたものである。

2. 代用鋼への転換

昭和12年頃から、国際情勢の緊迫に伴って、Ni, Mo, Wなどの合金元素の入手が逐次困難となり、これに対処する代用鋼の使用を余儀なくされた。当初は独乙の規格を参考にして、Cr-Mo鋼を主体として、各社で試作実験を行ない、確性試験を経て、代用鋼への転換を容易にするため、部品の設計を変更せずに、機械的性質は従来のNi-Cr-Mo鋼などと同等とすることで代用鋼化することを基本方針とした。この場合、従来は1鋼種ごとに機械的性質も1種類のみ規定されていたものを、代用鋼では同一組成で、焼戻温度を変えて3~4種類に機械的性質を変えることとして、規格制定に当って極力鋼種の減少を考慮した。多量生産を容易にするためにとられた方策であったが、代用鋼の生産移行の過渡期には転換が遅々として進まず、そのために従来の鋼種と代用鋼とが併行して生産されることになつて、かえって複雑になつた。

Ni 節約代用鋼の浸炭では過剰浸炭による研磨割れが頻発して、磁気探傷検査標準の制定、緩和浸炭剤の研究利用によつて解決された。

昭和17年頃から Mo 節約代用鋼として、Mo%の2倍量の W で置換したが、Wの添加によつて靱性が劣化し、質量効果が大きとなつて、その採用は取止められ、別に国内資源のみによることとして、大同製鋼の提案による Si-Mn-Cr 鋼の試作実験が進められた。

この鋼種は高 Si のフェロマンガ、フェロクロムの利用を可能とする点で、生産上極めて有利になる点を重視して採用され、機体構造溶接用として低炭素の I. 332、発動機用として質量効果がやや良好な I. 234 が規格化された。(焼入性という語は当時はいまだなかつた。)

Si-Mn-Cr 鋼は従来の鋼種に比較して、非金属介在物が多く、質量効果が大き、焼戻脆性を示し、焼戻温度が低い場合に靱性が不足し、繰返荷重による応力集中が著しい場合の切欠感度が大き、引張強さが 100 kg/mm^2 以上になると、疲労限度は上昇せずに、かえつて低下する傾向を示して、ボルト等の鋭い切欠きがあるときは、硬さが約 HB 350 を越えると、応力集中によつて引張強さも低くなることがあつた。そのために、発動機のコン

ネクティングロッドの疲労折損が頻発し、クランク締付けボルトが亀裂折損を起こし、時期割れ(現在の遅れ破壊)を呈することもあつた。真夜中に、暗闇の広い発動機工場の中で、時折ピーンと悲鳴に似たかん高い音を発して、シリンダをクランクケースに締め付けたテンションボルトが切断する事故がしばしば発生した。“夜鳴き”ボルトの愛称を冠せられるなど、屢々重大な事故に発展することがあつた。

その対策として、I. 232 丙および I. 234 丙および J 規格の使用を禁止し、その原因を究明した結果、0.4%C を越えた場合に、Si が 1% 付近で靱性が著しく低下することが判明して、I. 234 の規格成分中、制定当時は 0.33~0.43%C, 0.8~1.2%Si であつたが、脆性を減少させるために、0.33~0.40%C, 0.3~0.8%Si に訂正し、焼戻温度も I. 234 甲では 550~700°C を 600~680°C に、I. 234 乙では 500~650°C を 570~650°C に変更され、またこれらの鋼種を使用する重要部品は一部設計変更によつて補強する等の対策を講じて、漸く解決された。

Si-Mn-Cr 鋼の特色としては、オーステンパーによる靱性の向上が極めて顕著な点である。約 350°C で等温変態させれば、約 HB 400 の高い硬さで、シャルピー衝撃値は $5 \text{ kg}\cdot\text{m/cm}^2$ 以上を示して、機銃部品のような衝撃力に耐え、しかも耐摩耗性を必要とする小物部品に適用して、極めて好結果を得た。

3. 排気タービンおよびガスタービン材料

昭和14年に輸入した航空発動機過給器用のブラウンボベリー社製排気タービンのローター材には、クルップ規格の V2A Ex. D 18-8 系 Cr-Ni-W 鋼が使われていた。翼と車盤とは 15Cr-25Ni 系の溶接棒を用いて溶接されていた。

当時日本海軍でも排気タービンの試作研究が行なわれており、翼と車盤材料としては 15Cr-14Ni-W 系耐熱鋼を使用して試作実験が行なわれた。しかしこの耐熱鋼は元来発動機排気弁材として使われていたもので、C%が高いため、溶接が難しく、翼と車盤との溶接部に亀裂が発生した。そこでこれを前記の低炭素 18Cr-8Ni-W 系に変えて溶接亀裂の発生を防ぐことができたので、以後の溶接翼ローターには専らこれが使われた。15Cr-25Ni 系の溶接棒では、アーク溶接の盛金部に柱状組織の発達が著しく、脆化して亀裂が発生するため、18Cr-8Ni-Nb 系のステンレス鋼溶接棒を使用して好成績を得た。

タービンローターの試作に際して、最大の難関は翼と車盤の溶接であつた。翼と車盤の溶接盛金部に無数の小亀裂が発生した。約 800°C に予熱して、熱間で溶接を行ない、ピーニングなど様々な工夫をこらしたが、なお亀裂を防止できなかつた。たまたま前記ブラウンボベリー社製のローターでは、翼溶接部の芯に約 1.5 mm の銅

線が挿入してあつたのを思い出して、これにヒントを得て、先ず溶接前に各翼の間に銅板をはさみ、開先部の中心に銅線を挿入して車盤と翼とを仮組立てし、仮溶接を行なつてから、翼間の銅板を取去つて、本溶接を行なつた。これによつて盛金部の凝固収縮に際して、翼が自由に車盤に向けて移動し、盛金部の収縮をできるだけ自由に行わせる方法を講じた。予熱は 250°C として、後退法、原子水素アーク溶接法によつて、この難作業が完全に解決された。

タービンの運転試験では、翼の亀裂、破損が起こつた。この原因は、主として翼縁のシャープエッジに生じた応力集中による疲労破壊であると判断して、翼縁に丸味をつけて解決した。翼表面の排気ガスによる腐食は多少認められたが、致命的な問題とはならなかつた。

さらに翼根部の溶接盛金部および車盤の肉薄部に、クリープによる皺が発生し、ローターが半径方向に延伸する問題が生じた。これは排気温度と遠心力によるクリープ現象であろうということから、設計応力の許容限度として、18Cr-8Ni-W 鋼 (イ. 306) の KWI No. 1 法の短時間クリープ試験によるクリープ限度を採ることによつて、この問題を解決した。なお嵌込翼式のローターでは、15Cr-14Ni-W 鋼 (イ. 301) でこれらの問題は全く発生しなかつた。

昭和 18 年に 18Cr-8Ni-W 鋼の Ni 節約代用鋼として、高 Mn-Cr オーステナイト系耐熱鋼の研究が始められた。目標は、高温強度を 18Cr-8Ni-W 鋼と同等以上として、 550°C での短時間法クリープ限度は 14 kg/mm^2 以上ということで、Mn-Cr 系安定オーステナイト鋼に高温強度を与えるために Mo および W を添加し、耐酸化性向上の意味で Si を加え、炭化物の析出防止、安定化のために Ti を添加した イ. 307 と、これの C% を高めて 15Cr-14Ni-W 鋼の代用を計つた イ. 308 の規格が制定された。

550°C の短時間法クリープ限度は、イ. 306 の 15 kg/mm^2 に対して、イ. 307 は 18 kg/mm^2 で目標を越え、イ. 301 の 20 kg/mm^2 に対して、イ. 308 は 18 kg/mm^2 で少々劣つたが、実用可能なことが確認されて、多量生産に移行した。耐酸化性はかなり劣つていたが実用上許容された。

これらの多量生産に当つては、高周波誘導炉のライニングに困難な問題を生じたが、良質マグネシヤで操業が可能になつた。低炭素フェロクロムおよび金属マンガンへの入手は非常に困難であつた。

昭和 19 年末に車盤のみをマルテンサイト系 Si-Cr-W 鋼 (低炭素 イ. 332) で代用するために、クリープ試験およびタービンの耐久運転試験を行ない、実用性が確認されたので、多量生産に移つた。溶接棒のみは前記 18

Cr-8Ni-Nb 鋼の成績が良かったので、代用化は行なわれなかつた。

昭和 18 年末にガスタービン原動機の試作研究が開始された。ここでもタービンローター用耐熱鋼の研究が最も重要な課題となつた。その初期には前記 18Cr-8Ni-W 鋼 (イ. 306) を使用したが、高温強度が不十分なため、ローターが半径方向へ延伸する問題を生じた。これに対して、 600°C における短時間法クリープ限度を 20 kg/mm^2 として、Mn-Cr-V 系オーステナイト鋼で、炭素量を $0.20\sim 0.25\%$ として、炭化物の析出硬化を期待すると同時に、溶接性の確保を計り、嵌込翼用には $0.30\sim 0.40\%C$ として、イ. 309 および イ. 310 として規格が制定された。

しかし試作タービンにこれらの新しい耐熱鋼を使用しようとした際に、 1200°C 焼入れ、 750°C 焼戻しでは硬さが規格を満足しないことが明かにされた。その原因を探究した結果、新耐熱鋼の規格制定に際して試作した試験材料は、鍛造時の加工硬化を伴つたものであることが判明した。そこで、以後は鍛造終止温度を一定に調整して、鍛造後焼戻しのみを施す方法を採用して好結果を得た。(今日の hot-cold work and temper 法である。)

次でさらにガスタービンの性能向上を計るため、ローター材料の性能向上を要求され、その対策として前記の Mn-Cr-V 系オーステナイト鋼に N_2 を 0.2% 添加して、窒化物の析出による焼戻硬化性の向上を期待して研究が続けられ、 600°C における短時間法クリープ限度を 25 kg/mm^2 まで上昇させることができて、これをイ. 311 として規格化することになつた。

N_2 添加法としては、金属マンガンまたはクロムのアンモニアガス窒化法あるいは空中焙焼窒化法などが研究されて、昭和 20 年始めには生産可能の見透しを得た。

この場合も、溶接棒のみは前記 18Cr-8Ni-Nb 鋼が使用された。

ガスタービン燃焼室には、最初は 18-8Cr-Ni 鋼板を使用した。この代用に 18Cr 鋼板をもつてしたが、溶接後亀裂することが多く、これを炭素鋼板に Al 浸漬法を施こして、実用試験を行なつたところ、好成績を示したので、量産には炭素鋼板で Al 浸漬法を採用することになつた。

これらの耐熱材料は「ネ 20」ガスタービンに実用され、日本最初のガスタービン航空機「橘花」に搭載されて、試飛行に成功したが、実戦に参加するには至らなかつた。

文 献

- 1) 柳田邦男; 零式戦闘機, (1977), (株)文芸春秋
- 2) 日本機械工業 50 年; 日本機械学会 (昭. 24)
- 3) 最近日本鉄鋼技術概観, 日本鉄鋼協会編; 日本學術振興会 (昭. 25)