

232 (乙) アルクラッド, 内部構造部材はチ 222 乙が用いられた。この主たる原因は, 洗頭紙の凹みを附ける加工が SSD の場合比較的困難であったためであり, 洗頭紙の工作と強度試験は入念に行われた。

発動機架は, 当時ドイツで既にダイムラー・ベンツ用として使用し, 戦時中から戦後にかけては, 米国などで盛んに使用されるようになったマグネシウム合金体鍛造のものを用いることとなった。これは重量の軽減と構造の単純化のためで, 重量はこのため片側で型打のままで 12.5 kg 乃至 13kg となり, アルミニウム合金を用いた場合の約半分となった。材質はドイツ規格の AZM に相当するもので, 鋳塊の成分はアルミニウム 5.5~6.0%, マンガン 0.4~0.7%, 亜鉛 0.1~0.4%, 残部マグ

ネシウムである。強度標準は鍛造のまま, 及び 200°C で 2 時間熱理した後のものは抗張力 28kg/mm<sup>2</sup>, 伸び約 10% であり, 焼入焼戻を行ったものは抗張力 26~27kg/mm<sup>2</sup>, 伸び 8~9% であった。実際試験の結果は抗張力 30kg/mm<sup>2</sup>, 耐力 22.8kg/mm<sup>2</sup> であった。

第 8 図は本発動機架の形状と, 各部断面を示すものであり, この複雑且つ大型のマグネシウム鍛造物を少量製作することは, 古河の大きな鍛造機によるものである。第 9 図は発動機架と発動機との取付を示したもので, 取付部にはゴム環を入れて, 防振を行った。

機体各部については, 強度試験及び振動試験を行った。

機体強度は, 1936 年制定のドイツ強度規格第 4 類の強度を採用した

が, その荷重倍率は次の如くであった。A 場合荷重倍率  $n_A=5.66$ , B 場合荷重倍率  $n_B=5.66$ , D 場合荷重倍率  $n_D=-2.83$ , E 場合荷重倍率  $n_E=-2.83$ 。これに対し川崎航空工場で行った強度試験では, A 場合は 15 迄堪え, 右翼は 17 まで負荷したが破壊しなかった。

振動試験では主翼曲げ基本振動数は毎分 1230, 水平尾翼曲げ基本振動数毎分 1200, 胴体振れ基本振動数毎分 1700, 垂直安定板曲げ基本振動数毎分 2000 であり, フラックの危険がないことが判明した。

発動機架の固有振動数試験及び繰返し耐久振動試験は, 航研で筆者が長期にわたって行ったが, これまた疲れに対して安全であることが確かめられた。

最大水平速度約 700 km/h

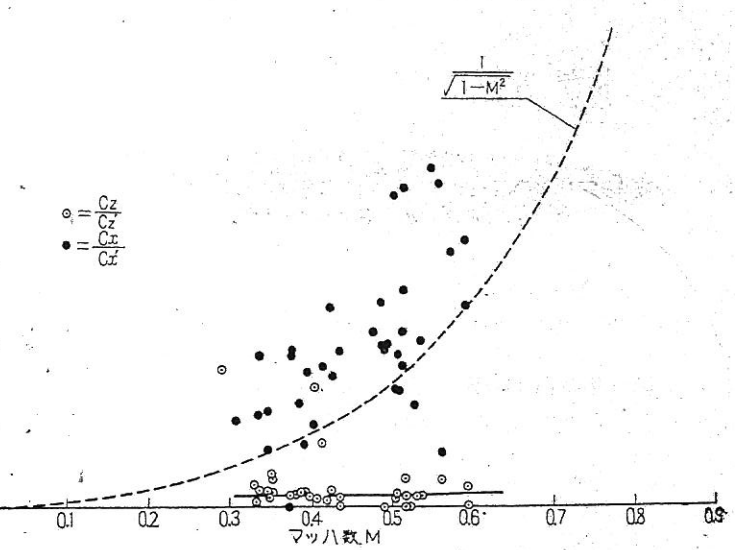
昭和 17 年 12 月 26 日, 川崎の各テストパイロット片岡載三郎氏の操縦により初飛行が行われて以来 32 回の飛行を行い, 昭和 19 年 1 月 11 日の飛行で一応全ての試験飛行を完了した。第 31 回飛行では最大速度 699.9 km/h を記録した。この速度は終戦までの日本の速度記録となったが, 佐々木所員の指導の下に御製作所で作ったマッハ数の補正を施した自記速度計が用いられた。このときの修正高度は 3527m, 迎角の計算値は 0.95°, 揚力係数計算値は 0.133, 抗力係数計算値は 0.0276, 有効馬力は計算で出した排気管推力馬力 63.2 HP を加えて 1,508 HP であった。当日は快晴であったが, 少し霧があり機影は認められなかったが, 発動機音の連続時間と記録から判断して比較的に短時間であって, 更に高速度を出し得たものと判断される。

本機の風洞試験による最小抗力係数は, 当時のドイツ及び日本の戦闘機と比較して相当低く, 全機抵抗係数は 0.0182 であり, 各部の不連続点が無くなった場合には, 0.017 ま

でなるものと予想されていた。これをキ-61 のプロペラ効率を 80% として計算した抵抗係数 0.0195 やメッサーシュミット Me 109 型機の 0.0264 と比較すると, 遙かに小さいのであるが, しかも上述の如く風洞試験結果に比して大分大きくなっていった。この原因は層流翼の工作が理想的でなく, 表面劣化による層流翼の性能低下を起していたためと, この層流翼の最優迎角に達していなかったことと, マッハ数の影響によるものであることは明かである。また発動機出力についても台上試験の結果を用いたので実際は不明である。

第 10 図は風洞試験結果の揚抗極限図に, 実物飛行試験の結果を書入れたものである。これによって第 31 回飛行の最高速度は, 冷却器フラップ開度  $\theta=7.5^\circ$  の線上にあることが判る。すなわち  $\theta=0^\circ$  の理想的な状態ではなかった上に, 最優迎角にも達していなかった訳である。マッハ数の影響については第 11 図のごとく, 理論的計算値以上に増加していることが判った。すなわちマッハ数の影響の殆どない風洞試験の抗力係数  $C_d$  に対して, 実物飛行試験の抗力係数  $C_d'$  の値をマッハ数  $M$  に対してプロットすると, 理論的な比  $1/\sqrt{1-M^2}$  の曲線と一致した傾向を示すが, この曲線より上に出ている点が多い。これに反して実物飛行の揚力係数  $C_l$  と風洞試験の揚力係数  $C_l'$  との比はほぼ一定で, 1.015 程度になる。揚力係数がこのようにマッハ数と共に殆ど増加していないのは, 一見不可解であるが, 主翼表面の粗さによる揚力係数の低下と見られる。

離陸性能及び海面上の上昇速度については, 写真測定カメラによって測定を行った。滑走距離は 1 飛行



第 11 図 キ-78 の  $\frac{C_z}{C_x} \cdot \frac{C_z'}{C_x'}$  とマッハ数  $M$  との関係 (但し  $C_z, C_x$ : 飛行試験結果,  $C_z', C_x'$ : 風洞試験結果)

毎に短縮されてきて操縦者の慣熟による効果が明かに見えたが, 習熟した後に於ける着陸速度は 155 km/h 乃至 180 km/h であり, 風速を修正した離陸滑走距離は 360m, 離陸時間は 13.1 sec, 離陸速度は 195 km/h 迎角  $4.9^\circ$  という結果はその代表的なものである。

また着陸滑走距離の代表的な値は 860m, 着陸滑走時間 26 sec, 接地速度 166 km/h, 迎角  $7.5^\circ$ , 尾輪接地迄の滑走距離 180m, その時間 4.6 sec であった。最初の飛行では着陸滑走距離は 1200m に及んだ。

更に, 上昇率の最大値は 19.1 m/sec を記録している。

離陸時のプロペラトルクの影響は相当顕著であり, 離陸瞬間の横揺れを補助翼でなおす操縦が加えられた。

最後に附表として研三中間機 キ-78 型機の要目を加えておく。

- 研三中間機 キ-78 要目
- 型式 単発低翼単葉機
- 座席 1
- 発動機 ダイムラーベンツ DB601A 型
- 改造
- プロペラ ラチエ式電気式可変ピッチ

- チプロペラ, または VDM 式可変ピッチプロペラ, 直径 2.85m, 3 枚羽根
- 寸法 スパン 8.000m, 全長 8.100m, 全高 3.060m (尾輪上げ), 水平尾翼スパン 3.200m, 車輪間隔 3.040m

- 主翼 付根翼断面 LB510316, 翼端断面 LB510312, アスペクト比 5.820, 先細比 0.607, 取付角  $0^\circ$ , 上反角  $0^\circ$ , 戻下げ  $0^\circ$
- 面積 主翼 11.0 m<sup>2</sup>, 水平尾翼 2.2 m<sup>2</sup>, 垂直尾翼 1.25 m<sup>2</sup>, 補助翼 0.63 m<sup>2</sup>, フラップ 1.63 m<sup>2</sup>

- 重量 総重量 2424 kg
- 液体容量 燃料 250 l, 滑油 25 l, メタノール 60 l, 冷却液 15 l
- 重心位置 胴体推力線上 9.83 mm, 胴体先端より後方 2650 mm

なお本機に次いで第 2 号機として当時日本で研究されていた X 型または H 型 3000 馬力液冷発動機を装備する機体が計画され, また筆者は高速飛行時には後退角を主翼につけ, 着陸時には直線翼となる翼構造を考案し, 特許を申請すべく準備したが戦局の悪化と共に一切を打ち切らざるを得なくなった次第である。(終)

第 10 図 キ-78 揚抗極限図 (風洞試験結果と飛行試験結果との比較)

