

★ 戦時中に作られた日本一の高速機 ★

## キ-78 (研三) 設計記

群馬大学教授 山本峰雄

## 世界速度記録を樹立したい

昭和13年、航研機が周回航続距離の世界記録と10,000m速度記録を樹立した直後、筆者は航研機の映画フィルムと資料を携えて米国に行き、更に英、仏両国を経てドイツに滞在して、ドイツの航空界を視察した。昭和13年より昭和14年にかけては、欧州ではドイツとイタリア及び英国が航続距離の世界記録更新を目ざして、華々しい活躍を見せていたが、それと同時にドイツでは、世界速度記録の更新のために、たゆまざる努力が続けられていた。すなわちハインケル飛行機会社はハインケル He112 型戦闘機を改良して、先ずイタリアのマッキ・カストルディ M.C.72 型水上機が4年半にわたって保持していた速度記録を破ったが、それから間もなく、1939年4月26日にメッサーシュミット Me109 型戦闘機を改造した BF109R 型競速機が、F. ウェンデルの操縦で755.138 km/h の世界速度記録を樹立した。この記録は現在 F. A. I. の C 級(飛行機)の記録の第2群、すなわちピストン発動機を装備する飛行機の記録として今なお現存している。

以上の記録は、何れも筆者がドイツ滞在中に樹立されたものであり、ドイツ空軍の技術部やハインケル飛行機会社の人々から、これらの飛行機についての話を聞き、筆者は大いに速度記録について関心を持つようになっていたのは当然であった。

昭和14年(1939)10月、筆者は欧州に起った第2次世界大戦の烽火

をさけて帰国したが、帰国すると間もなく、陸軍航空技術研究所の安田所長から、筆者の勤めていた航空研究所の和田小六所長のところに、将来の戦闘機の研究に役立つ速度研究機の研究を依頼したい旨の話があった。そしてその最終目的は、世界速度記録の樹立であることがつけ加えられていた。

当時和田所長は、航研機による航続距離の世界記録樹立の後の構想を練っておられたようで、常により高く、より速く、より遠くへということをもっともして研究を指導しておられた。そして既に酸素を室内に放出する方式の亜成層圏飛行機の研究が、「航二」という研究符号で実行されていた。

## キ-78 は記録樹立の下準備

高速機の研究については、筆者が和田所長から相談を受けて、「研三」という名称で進められることとなった。筆者は和田所長からその主任設計者を命ぜられることとなったが、世界速度記録は各種の世界記録のうち最も多くの困難な問題を伴うものであり、シュナイダー杯競技やドイツに於ける研究の例を見ても、一朝一夕では到底世界速度記録などは思えないことであった。特に競速機用の発動機は、当時の日本では米国の影響を受けて空冷星型発動機のみが主力を注いでいたので、速度記録樹立用の空気抗力の少ない機体を作るのに必要な液冷発動機の大馬力のものは、研究されていなかった。僅かに筆者がドイツに滞在中、

日本陸海軍が製作権の買収を交渉していたダイムラーベンツ DB601 水冷倒立 V 型発動機が、この頃ようやく日本に入って来ていた。そこで世界速度記録を目指す高速機に立ち、未経験な高速機分野の研究を促進する意味で、速度 700 km/h 程度の中間機を研究し、試作することとなった。これが陸軍の試作機番号でキ-78 と呼ばれることとなり、我々は研三中間機と呼んでいた。

研三中間機の具体的な一般設計は昭和15年始めから行われ、2月上旬には第1試案が出来上がった。発動機は最大出力1,175馬力を1,500馬力に改良できることとして、最大時速686 km/h を得る計算となっていた。空気抗力を減少するための気化器空気取入口の設計、冷却器の設置方法などが問題となった。

第1試案に引続き、筆者の研究室で重量重心の第1次計算、最小抗力計算、安定計算、フラップの型式研究、一般性能計算、構造並びに一般設計が行われた。昭和15年1月航空研究所内に高速飛行機の研究に関する研三委員会が組織され、発動機部門栗野所員(現日大教授)と野村技師(現文部省大学視学官)、冷却器は西脇所員(現東大教授)、翼断面は谷所員(現東大理工研教授)、材料は石田所員(現明大教授)、計測器は佐々木所員(現統計数学研究所長)、プロペラについては河田所員(現理工研所長)、一般設計及び構造は筆者、という風に分担することとなった。このほか航二の主任研究者である小川所員も加わって、

脚關係に助言をよせられた。

機体の製作については、陸軍はその専属工場である川崎航空機株式会社を推薦してきたが、かくて昭和15年6月4日に第1回打合会が岐阜で川崎、陸軍及び航研の担当者間で行われた。川崎航空機工業株式会社の研三機体主務者は現名古屋大学教授である井町勇氏であった。研三機の成功は同氏の熱心な努力と川崎の当時の風洞部主任山下氏以下及び土井武夫部長、発動機部長吉川氏、更に岐阜製作所長東条寿氏の力に負うところが多かった。

このように、機体に関する基礎的研究と一般設計及び構造の決定は航研側で行い、細部設計、製図、製作、風洞試験、機体の強度及び振動試験などは、主として川崎に於て行うこととなった。

研三委員会の当初の計画では、研三中間機の第1号機(キ-78)は昭和15年6月から設計製作を開始し、昭和16年9月に製作を完了し、昭和17年3月までに諸飛行試験を終了の予定であった。そして引続き世界速度記録樹立を目標とする第2号機は昭和16年9月から設計製作を開始し、昭和17年3月に製作を完了して、昭和17年度中に世界記録を樹立する予定であった。しかし既に

昭和12年から日華事変が拡大し昭和16年12月には日本も運命的な第2次大戦に参加して、航空機工業は益々目前の実用機の生産に追われるに至り、第2号機の細部設計に入らなかった。

## キ-78 の高速機としての特徴

高速機を設計する場合、その特性として第一次的に次の三つが重要な因子であることは、いうまでもない。すなわち

- (イ) 空気抗力の減少
- (ロ) 翼面荷重の増加
- (ハ) 発動機出力の増大

以下これらの点につき、キ-78 の設計の際にとった手段について簡単に述べておこう。

## (イ) 空気抗力の減少

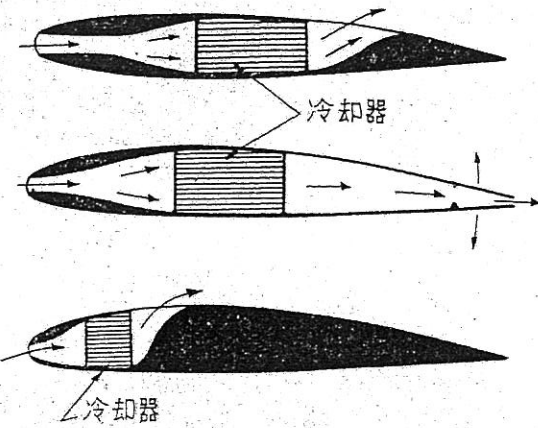
高速機に於て、空気抗力の減少は最も大きな研究問題であることはいうまでもない。機体各部の渦抵抗や各部の間の干渉抵抗は、極力さげなければならない。従来的高速機でも空気抗力の減少については細心の注意が払われていた。従って高速機では、その空気抗力の過半は表面の摩擦抗力である。勿論このような理想的な機体に近い抗力を達成するためには、冷却器や空気取入口、フラップや各種の舵の取付部などの空気抵

抗を、いかに減少するかが、充分研究されなければならない。これらの研究が成果を発揮すれば、機体の空気抵抗の70%程度は表面の摩擦抗力となる筈である。従って高速機の性能を更に向上させるためには、機体の表面積を減少し、且つ機体表面を平滑にし、また主翼のようにこの摩擦抗力の40%以上を占める部分に対しては、摩擦抗力を減少するため、主翼表面の境界層を少くとも最高速度附近の迎角または揚力係数に対して、層流とする必要がある。

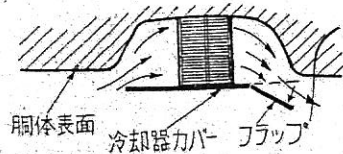
これよりさき、主翼の表面の境界層を層流とするような翼断面、すなわち層流翼については、米国でもそのアイデアがでていたが、航空研究所では、谷所員が層流翼についての研究が行われていたので、LB翼と称する谷所員の翼をキ-78型機用として採用することとした。キ-78型機用のLB翼はLB翼、あるいはその後に来た米国の6桁数字の翼断面の場合と同じく、最優迎角を高速飛行にあわせて、この迎角では翼上面の風圧分布が最大厚さのずっと後方までほぼ一様であり、従って圧力上昇による境界層の層流から乱流への移行を防ぐという構想である。このため翼の最大厚さの位置は、従来のNACA 4桁数字翼断面や、同

故片岡飛行士搭乗のもとに試運転中のキ-78(筆者撮影)





第1図 研三中間機用として研究された各種の冷却器配置



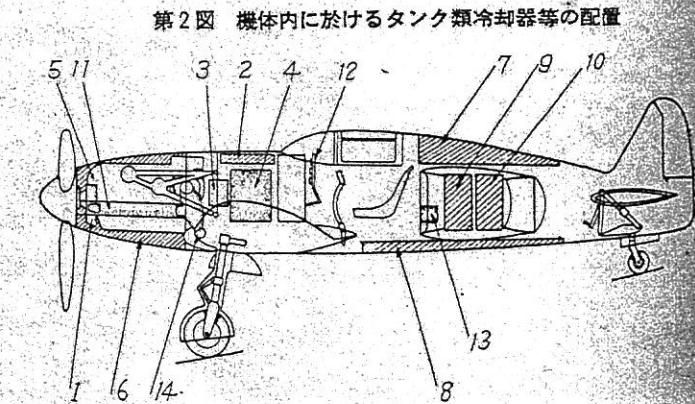
実際に採用された冷却器装備

じく5桁数字の翼断面あるいはその他の一般翼断面が、前縁から翼弦長の30%の位置にあったのに対して、47.5%という後方の位置にした。この位置を後方に移すほど理想に近い層流翼となるが、一方に於て最大揚力係数は減少し、着陸速度が増加して危険を伴ってくる。これらを考慮し、なお低速に於ける翼端失速を考慮して翼断面は逆に比較的厚いものを採用し、翼付根で16%、翼端で12%と決定した。

層流翼は上述のような特徴を持つ反面、表面の凹凸や粗さによる影響が、普通の翼に比して顕著である。川崎航空機工業株式会社の風洞による大型模型の試験の際、模型表面の塗装上塗部に僅かの気泡があったものは、その点より後方に三角形に境界層は乱流となってしまうことが

第2図説明

1. タンク、2. メタノールタンク、3. 滑油タンク、4. 燃料タンク、5. 上部滑油表面冷却器、6. 下部滑油表面冷却器、7. 上部プレストン表面冷却器、8. 下部プレストン表面冷却器、9. プレストン埋込み式蜂の巣型冷却器、10. 9と同じ、11. 排気管、12. 計器板、13. 蓄電池、14. 空気取入口

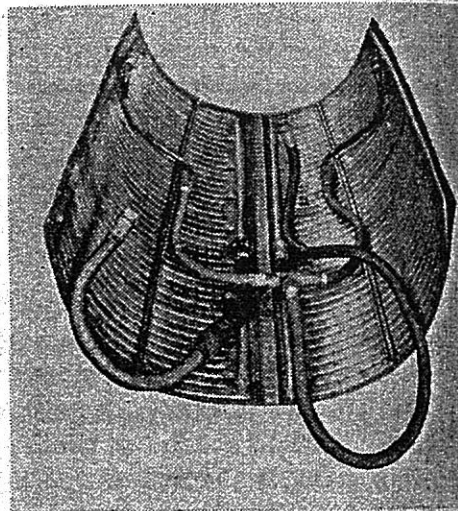


第2図 機体内に於けるタンク類冷却器等の配置

発見された。また実物の翼で寸法の許容誤差は10分の1程度と指度された。従って普通の工作では翼の形を正確に作ることは不可能と思われた。設計の初期には、全翼を鋳物で作ることも考えられたが、工作上強度上の理由から中止された。外板取付に沈頭紙を使用すれば、その鋳付部の凹凸による気流の乱れを起し、層流翼はその効果を発揮しないのみならず最大揚力係数が小さいという欠点のみが残ることとなる。そこで前縁部のみは小骨と外板とを鋳付けしないで、外板は比較的厚板を使用することとした。これによる翼の振り剛性と強度の低下については、実物大の試験片で試験を行い、その強度低下が僅か6%に過ぎないことを確かめた。このような注意を払ったにも拘わらず、出来上がった翼断面の寸法は、規定寸法に対し最大2mmの誤差があ

った。層流翼の性能が果して100%発揮されているかどうかは疑問となり、後には主翼の表面にバテを塗って、その上を塗装して試験飛行を行った。しかしバテを塗った変化は、速度の変化としてあらわれなかった。

胴体の断面積と表面積をなるべく小さくし、その形態を空気力学的に最良の形とするため、航研機体部で数回にわたって現図が引かれ、操縦席風防位置の最大高さは1404.8mmとなり、また胴体最大幅は849mmとし、全体を良好な流線形として、発動機シリンダ頭部による突起も全然ない形をとることができた。胴体最大断面積(正面積)は0.945m<sup>2</sup>



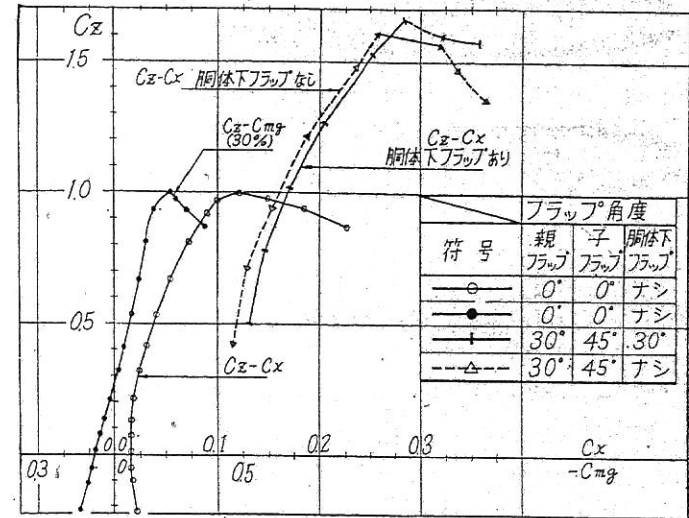
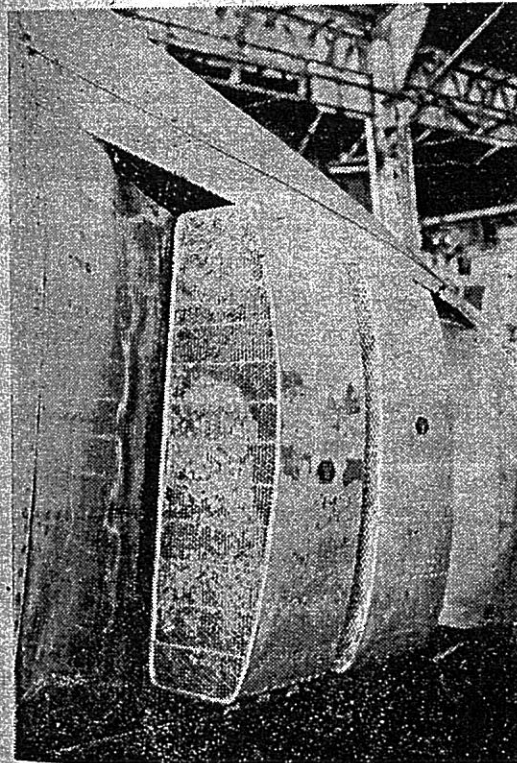
第3図 胴体前部上面滑油表面冷却器

となった。空気抵抗減少のため最も大きな開度

図は、冷却器であった。蒸気冷却を用いる方法は当時ドイツのハインケル飛行機会社で研究が行われ、昭和16年にはハインケルのテュンガー技師が来日し、同年12月20日東京で翼表面を利用する蒸気冷却についての講演が行われたが、我々は設計の当初より冷却器抵抗の殆どない表面冷却器の可能性について検討していたが、蒸気分離機その他の研究も進んでいなかったため、液体を用いる表面冷却器の研究を行った。西脇所員はこの種表面冷却器のほか翼内装備の蜂の巣型冷却器の各種の案(第1図)、胴体側面に埋込んだ蜂の巣型冷却器など、数種の案を提出し、表面冷却器については、筆者の研究室でその強度試験を行った。また胴体内部に蜂の巣型冷却器を取付けて、これに発動機または独立した小型発動機で強制送風する方法なども研究された。

これら一連の研究と、全般的設計

第3図 胴体側面蜂の巣型冷却器の取付



第5図 研三中間機第3案模型風洞試験結果

の考慮とから、最後に採用された冷却器装備法は、胴体の操縦席後方側面に蜂の巣型冷却器を埋込み、胴体表面から外方に約50mm凸出させてその前方を空気取入口とし、後方にはフラップを設けて通気量を加減することとした。後方フラップの最大開度は、15°までを風洞で試験した。高速飛行では開度0°に近い状態で、50mm幅の取入口が開いた。またこの冷却器の上下胴体面に補助プレストン表面冷却器を用い、胴体前部発動機取付部の胴体表面には、滑油用表面冷却器を取付けた。これらの冷却器の配置は第2図に示してある。第3図は胴体側面蜂の巣型冷却器の取付、第4図は胴体前部上方の滑油表面冷却器である。

この外に空気抗

力減少のために研究された方法としては、発動機を胴体中央部に装置する方法があり、また高速機の型態としての双発式発動機配置などがあったが、前者は長軸による駆動の研究に長い時間を要するため、後者は空気抗力が翼を洗うプロペラ後流によって増加するために、キ-78には採用されなかった。

(ロ) 翼面荷重の増加

高翼面荷重の採用は、今も昔も飛行機高速化の有力な手段である。本機の設計が開始された昭和15年始めに於ては、我が国の飛行機の翼面荷重は一般に低く、戦闘機は操縦性に重点を置いたため、列国に比しても小さかった。いわゆる重戦闘機を用いていたドイツでも160kg/m<sup>2</sup>程度であり、速度記録機に於ても200kg/m<sup>2</sup>であった。しかしこれらは何れも、最大揚力係数の低い層流翼を用いたものではなかった。キ-78では層流翼を採用した結果、全機最大揚力係数は1.0に満たない低いものであり、フラップを用いても実物レイノルズ数で1.6程度に過ぎない(第5図)。従って着陸速度を一定におさえると、翼面荷重を余り大きくすることは困難であった。そこで、当時陸軍航空技術研究所の飛行

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, 当時ドイツに既に入用として使用し, 戦時中から戦後にかけては, 米国内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

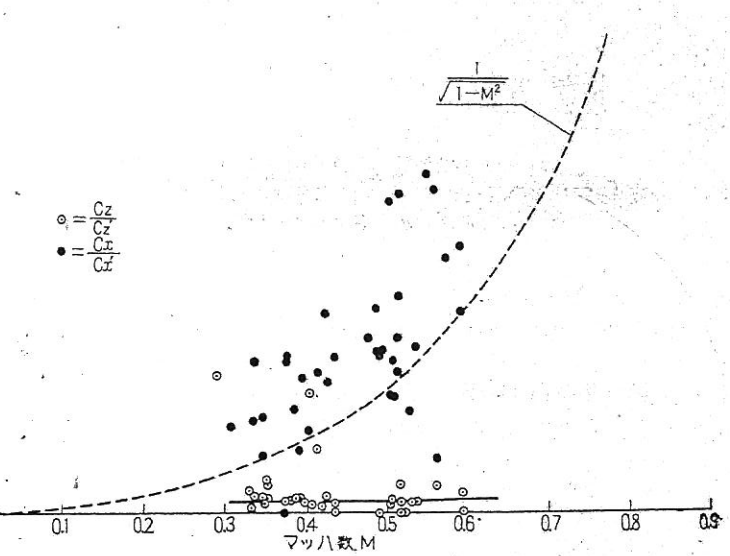
昭和 17 年 12 月 26 日, 川崎の各テストパイロット片岡載三郎氏の操縦により初飛行が行われて以来 32 回の飛行を行い, 昭和 19 年 1 月 11 日の飛行で一応全ての試験飛行を完了した。第 31 回飛行では最大速度 699.9 km/h を記録した。この速度は終戦までの日本の速度記録となったが, 佐々木所員の指導の下に御製作所で作ったマッハ数の補正を施した自記速度計が用いられた。このときの修正高度は 3527m, 迎角の計算値は 0.95°, 揚力係数計算値は 0.133, 抗力係数計算値は 0.0276, 有効馬力は計算で出した排気管推力馬力 63.2 HP を加えて 1,508 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, 各部の不連続点がなくなった場合には, 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  $1/\sqrt{1-M^2}$  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。

離着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 ダイムラベンツ DB601A 型
改造
プロペラ ラチエ式電気式可変ピッ

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 11.0m<sup>2</sup>, 水平尾翼 2.2m<sup>2</sup>, 垂直尾翼 1.25m<sup>2</sup>, 補助翼 0.63m<sup>2</sup>, フラップ 1.63m<sup>2</sup>

重量 総重量 2424kg

液体容量 燃料 250l, 滑油 25l, メタノール 60l, 冷却液 15l

重心位置 胴体推力線上 9.83mm
胴体先端より後方 2650mm

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)

