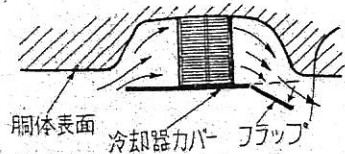


第1図 研三中間機用として研究された各種の冷却器配置



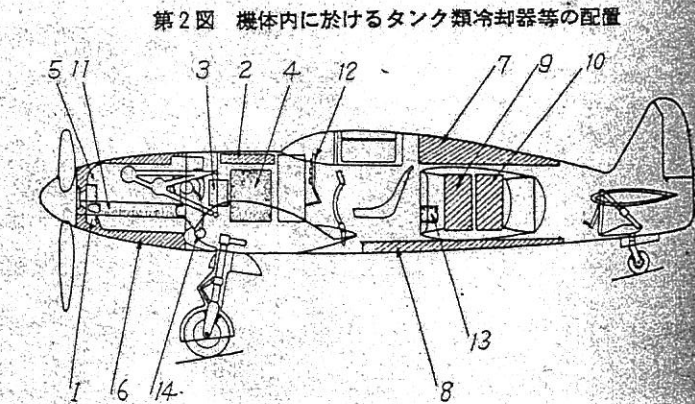
実際に採用された冷却器装備

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

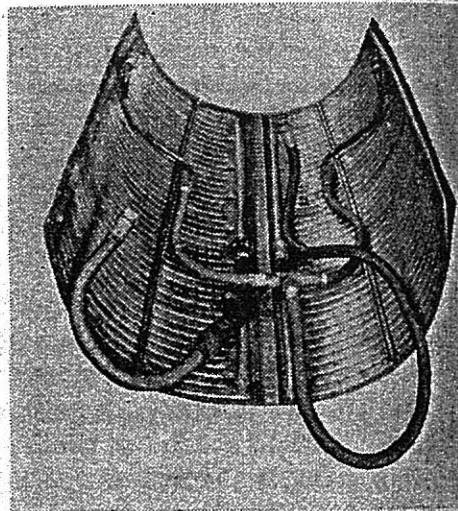


第2図 機体内に於けるタンク類冷却器等の配置

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>



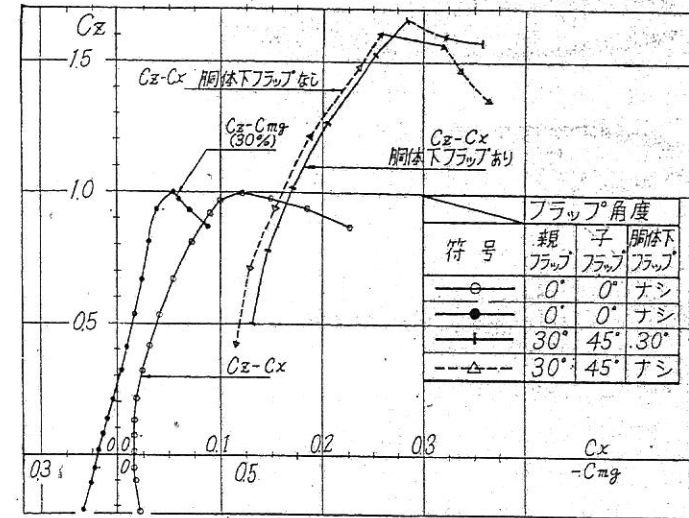
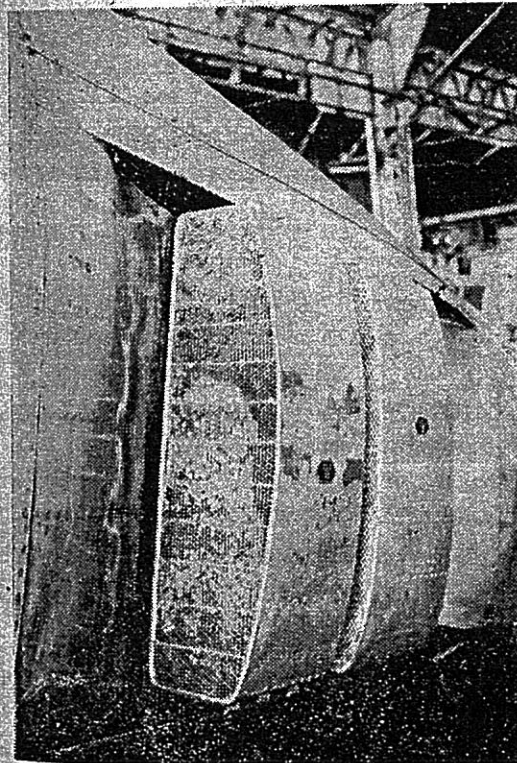
第3図 胴体前部上面滑油表面冷却器

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