

No. 248.

(Published December, 1942.)

---

On the Characteristics of the Radiator System.

(Part IV.)

By

Niiti NISIWAKI, *Kogakusi*,

Member of the Institute.

and

Tunewo Kawaguti,

Assistant of the Institute.

---

**Abstract.**

Although in the preceeding first, second and third reports on the characteristics of the radiator system, the drag coefficients of the ducts were referred to the results of the model experiments, no data on the drag coefficients for actual were given.

Flight tests for the various cowlings of the radiator of the Kōken-long-range aeroplane were made followed by full scale model tests for the same cowlings in the wind tunnel.

The drag coefficients obtained with the aid of full scale models experiments are shown in Table 3, and Fig. 14. Using the drag coefficients for the full size models and the equations shown in the first report, the calculated values for the case of the above mentioned aeroplane were found to agree fairly well with the flight test results shown in Fig. 9.

Owing to this agreement, the theoretical equations given in the first report would seem to be of use in practice, provided they are used with the proper drag coefficients.

---

# No. 248

(昭和十七年十二月發行)

## 冷 却 器 の 装 備 法

(第 4 報 : 實大模型試験並びに飛行実験)

所 員 西 脇 仁 一  
技 手 川 口 恒 夫

### 目 次

1. 緒 言 .....	511
2. 航研長距離機による飛行実験 .....	511
2.1. はしがき .....	511
2.2. 測定装置 .....	516
2.3. 飛行実験成績 .....	519
3. 實大模型試験 .....	519
3.1. 風洞実験 .....	519
3.2. 風洞実験の結果から飛行試験結果の検討 .....	522
4. 冷却系の抵抗係数 .....	522
4.1. 抵抗係数の算出 .....	522
4.2. 抵抗を減少するための改良案 .....	523
5. 結 語 .....	523

### 1. 緒 言

第 1, 2, 3 報<sup>(1)</sup>に於ては冷却器覆による導風路の抵抗はすべて模型実験の結果を採用して來たが、實物大の場合の導風路の抵抗に就いては今までも実験結果が殆んど無い。幸にして數年前、航研長距離機について各種の冷却器覆をつけた場合の性能につき飛行実験を行つたので、これと、その後引き続き行つた實大模型による風洞実験の結果とを併せ報告することにする。

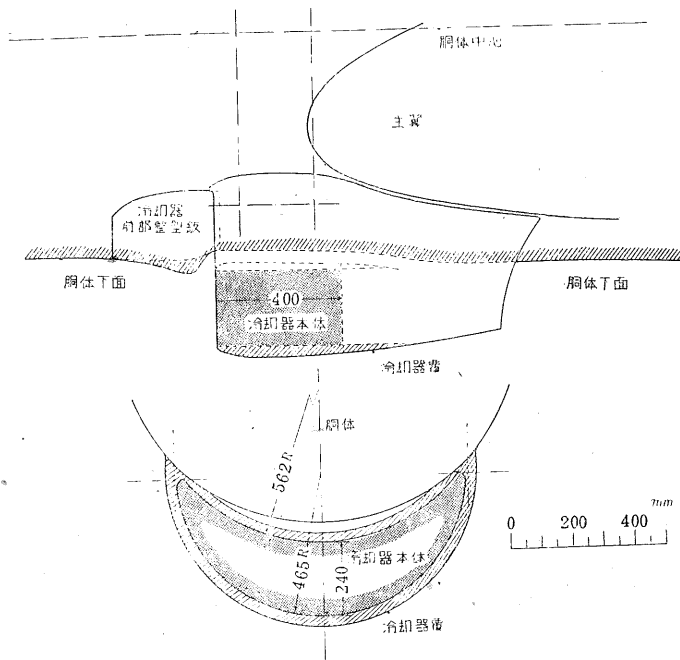
### 2. 航研長距離による飛行実験

#### 2.1. は し が き

(1) 航研報告 No. 221, 232, 241.

航研長距離機には深津先生の提案による冷却器の新しい<sup>(1)</sup>装備法を実施してゐる。又緒言にも述べた様に、従来共冷却器の風洞試験は可成りの程度世界各国で行つてゐる様であるが、飛行試験による研究が割合に少いので、航研長距離機の試験研究飛行の好機を利用して上述の新しい<sup>(2)</sup>装備法を行つた冷却器の飛行試験を行ひ、併せて開口比の色々な冷却器覆（フラップ附冷却器覆）の性能試験も行つて見た。（航研長距離機の記録飛行の時はこのフラップを用ひず單に覆のみであつた。）

(1) この裡、前者の新しい冷却器の装備法とは第 1, 2 圖に示す様に、



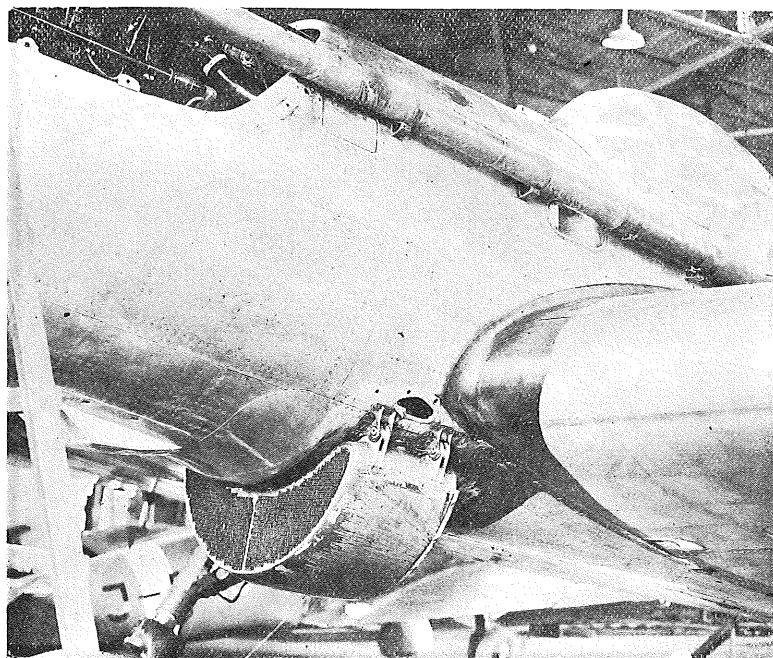
第 1 圖 航研長距離機に於ける冷却器装備圖

(i) 普通の装備法によると冷却器と胴體とは互に密接してゐるが、この様に密接すると冷却器の直前の胴體側の所で氣流が渦動を起すため冷却器の抵抗が増す。これに對し深津先生の方法は胴體と冷却器との間に少し隙間を設け、この隙間に渦動を生ずべき空氣が

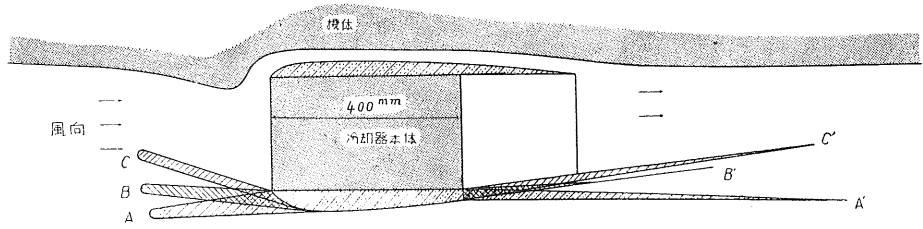
- (1) 新しい冷却器装備法の風洞等による基本研究は：  
 航研彙報、第 157 號（昭和 12 年 9 月）：航空用冷却器の周りの流れと冷却器覆（第 1 報：翼型覆の影響）  
 航研彙報、第 158 號（昭和 12 年 10 月）：航空用冷却器の周りの流れと冷却器覆（第 2 報：側壁の影響）。
- (2) フラップ附冷却器覆の性能に關する風洞による研究は：  
 航研彙報、第 167 號（昭和 13 年 7 月）：フラップ附冷却器の性能（第 1 報）  
 同上、第 171 號（昭和 13 年 11 月）：同上（第 2 報）



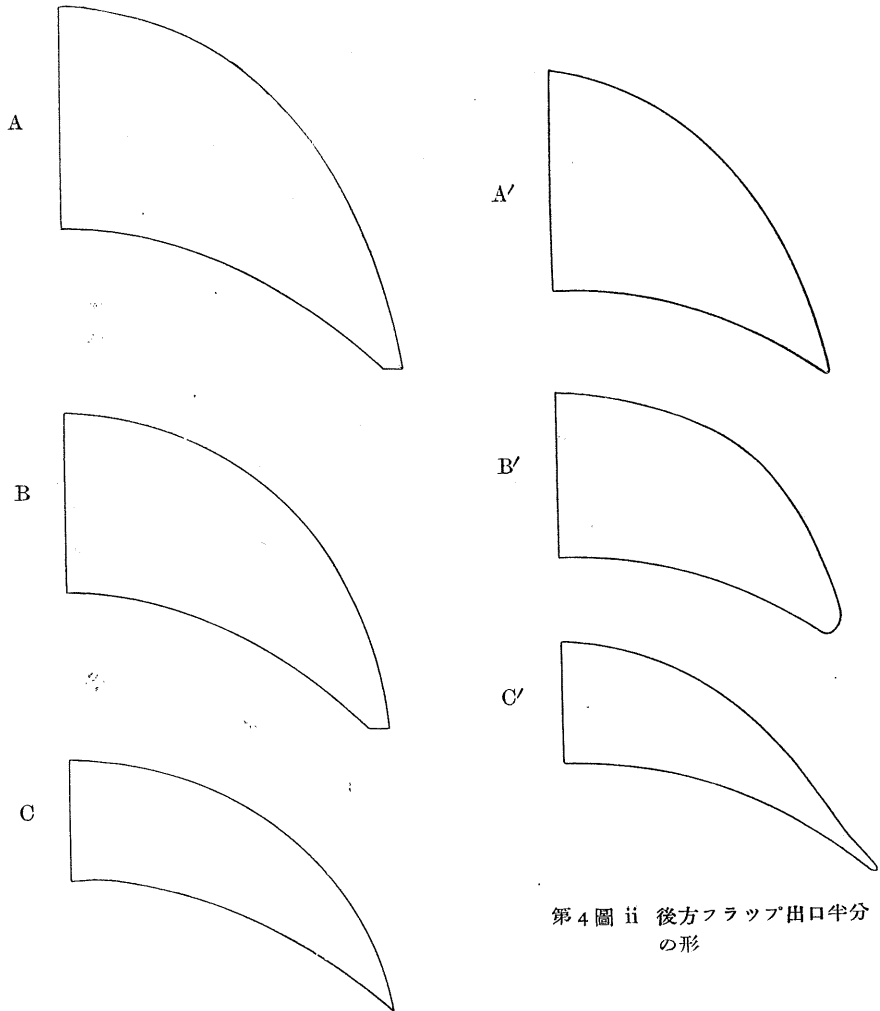
第 2 圖 (a)



第 2 圖 (b)

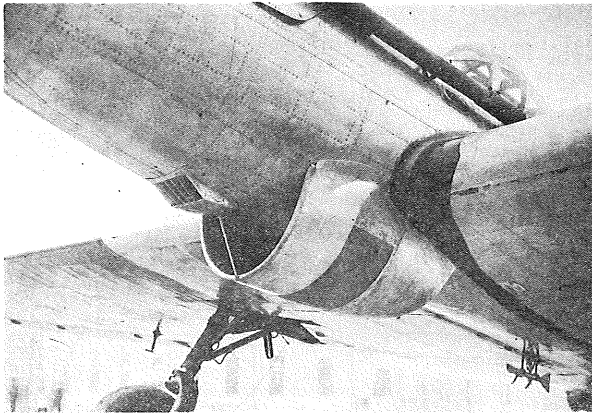


第 3 圖

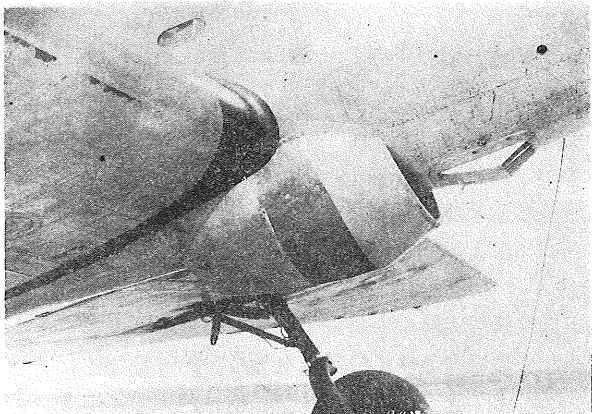


第 4 圖 i 前方フラップ入口半分の形

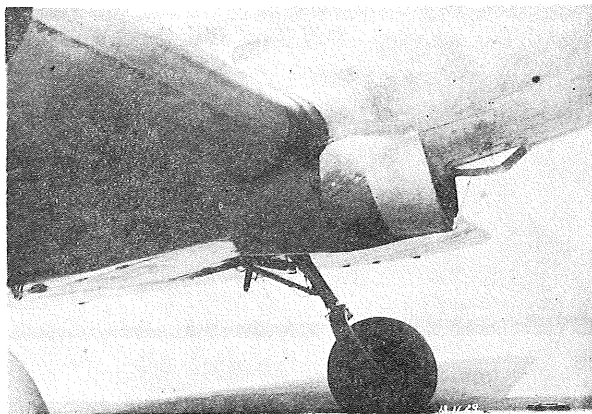
第 4 圖 ii 後方フラップ出口半分の形



第 5 圖 (i)



第 5 圖 (ii)



第 5 圖 (iii)

流れる様にし、以て前述の渦動による抵抗を無くせしめ様としたものである。(これに關し風洞試験を行ふと相當に効果のある事が分つた)。

(ii) 冷却器覆として翼型覆を用ひると、やはり氣流の渦動を生ずる事が少く、抵抗の減少に極めて役立つ。(風洞による研究は脚註(i)の文献參照)

(2) 次ぎに後者の開口比を色々に變へた冷却器覆の性能研究は既に模型により行つた結果を實際に航研長距離機に應用したものである。即ち模型による基礎研究の場合と同様、第 3, 4, 5 圖に示す様に冷却器の前後に開口比の色々な覆をつけて飛行實驗を行つた。尙併せてこの覆をつけた冷却系の實大模型につき風洞部の風洞により測定實驗を行つた。(第 3 節參照)

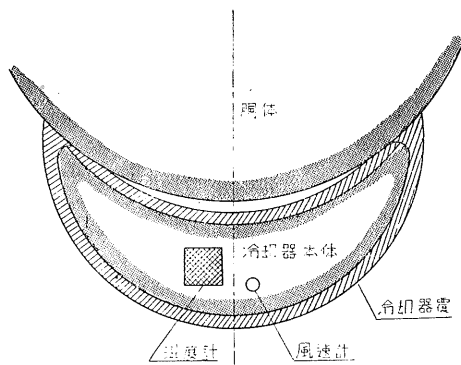
(第 6 圖は上記の覆の入口部、出口部に於ける通過面積を圖示したものである。)

飛行実験並びに實大模型試験では主として開口比を變へた場合の通風比、導風路の抵抗等につき注目して試験した。

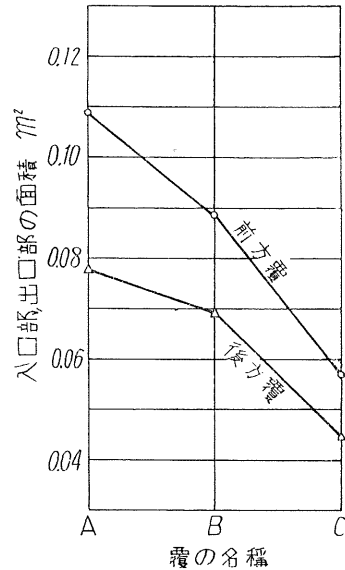
## 2.2. 測定装置

本実験は主として冷却器を實際に飛行機に取りつけた場合の、冷却器を通る風速、導風路の抵抗等がどの様なものになるかを測定することを第一の目的とした。即ち風洞実験等により導風路の抵抗係数を測定し、その結果から第 1, 2, 3 報に示した様に装備した冷却器の性能について可成りの程度まで詳しく推定する事が出来るが、一應實物の飛行機により飛行実験を行ひ、實物の場合の通風比、抵抗係数等を測定し、前述の風洞による模型試験の結果や、理論計算法等を比較し、検討する必要がある。

この観点から先づ冷却器直前の風速を測定するため、小さいピトー管（試験の初期には熱線風速計を用ひたが、これによる測定値は較正が不充分だつたため失敗に終つた。）を冷却器の直前にとりつけて飛行実験を行つた。第 7 圖は上記試験を行ふために用ひた風速計及び電気抵抗式温度計の取付要領を示した見取圖である。飛行状態に於ける冷却液、滑油の平均温度並びに放熱量を知る目的で冷却器の液側



第 7 圖

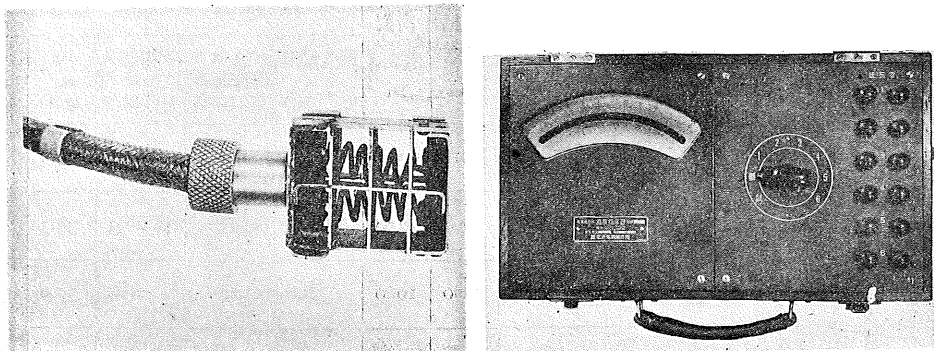


第 6 圖 前、後方フラップ入口、出口の面積

入口部、出口部に夫々温度計をとりつけ温度を測定した。（この温度計の温度差から放熱量を測定し得る譯であるが、實際に飛行試験をやつて見ると可成り不精確なものとなつて了つた。従つて寧ろ冷却空気の温度差と通過空気量とから放熱量を求めた方がより精確の様である。）

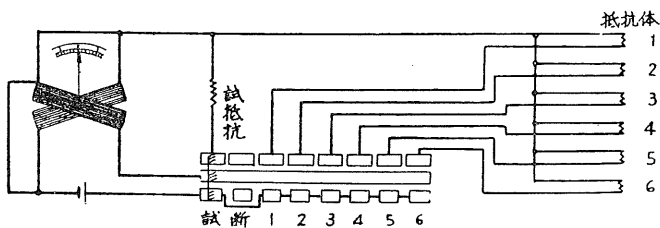
又大氣の温度、冷却器出口部での空気温度を測定するため第

第 8 圖に示す様な電気抵抗式温度計を用ひた。



(a) 温度受感部 (抵抗體)

(b) 温度指示計



(c) 電気回路

第 8 圖 電気抵抗式温度計

### 2.3. 飛行実験成績

他の各種の實驗と並行して飛行實驗を行つたため、徹底的な實驗を遂行し得なかつたのはまことに残念であつたが、關係各員の熱意と御協力とにより必要とする實驗結果を得る事は出來た。この結果の大要を示すと第 I 表及び第 9 圖のようになる。

第 9 圖中の點線は第 3 節で述べる様な風洞實驗結果により得た導風路の抵抗係數を用ひて理論計算を行つたもので、大體に於て理論計算と飛行實驗結果とはよく一致する様である。

第 I 表の飛行實驗結果の整理を行ふに當りプロペラ洗流速度を求めため次ぎの様な推定計算を行つた。

試験飛行の際の重量並びに飛行速度から  $C_z$  を求め、次ぎに飛行機の性能曲線から迎角を求めた。これから誘導抵抗係數  $C_{xi}$  を次式により算出し抵抗係數  $C_x$  を求めた。

$$C_{xi} = 0.03693C_z^2 + 0.00037C_z + 0.00020$$



第 I 表 航研長距離機冷却

プロペラ	脚	冷却器覆の形	大気温度 °C	高度 m	飛行速度		冷却	
					真の速度 $u_0'$ m/s	プロペラ後流速度 $u_0$ , m/s	冷却器入口前風速 $u_k$ , m/s	$\frac{u_k}{u_0}$ * (1)
木ベラ	脚出	前方無、後方 B' (中) (記録飛行の時用ひたもの、第 I 圖に示す型)	18	500	49.9	53.1	(20.0)*	(33.1)
金ベラ	脚出	前方 A(大)、後方 C'(小)	12.8	750	63.4	67.5	26.3	34.3
	脚引込	前方 B(中)、後方 B'(中)	10.0	1060	55.8	59.2	26.8	39.9
	脚出	前方 B(中)、後方 C'(小)	12.0	700	63.2	67.3	27.0	35.4
	脚出	前方 C(小)、後方 B'(中)	12.2	1000	47.7	50.8	17.5	30.3

\*熱線風速計による値、\*(1) 飛行実験データ、\*(2) 同左から換算、\*(3) 航研彙報

実際の飛行試験では脚の出た場合についても行つたから、この場合には脚の抵抗係数 0.00143 を加へた、これで  $C_x$  が分つたから、( $C_x=0.0188$ , 脚つき;  $C_x=0.0174$ , 脚引込)、次式に示す運動量の式

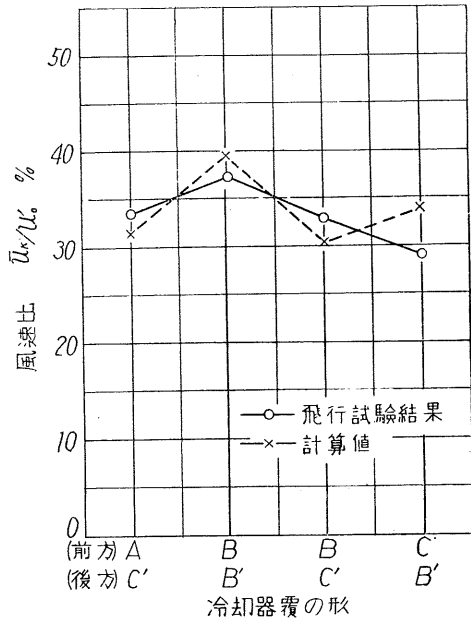
$$C_x F = 2\pi R^2 \left\{ 1 + \frac{1}{2} \frac{(u_0' - u_0)}{u_0} \right\} \times \frac{(u_0' - u_0)}{u_0}$$

を用ひてプロペラ洗流速度  $u_0'$  を算出した。

上式中

$F$  = 主翼面積 87.3m<sup>2</sup>

$2R$  = プロペラの直径、木製プロペラでは 4.0m, 金属プロペラでは 3.962m であつた



第 9 圖

系に対する飛行実験結果

系風速			發動機關係						冷空 却器温 出度 口	$\eta_{th}$ (%)		I+a
$\frac{u_k}{u_0}$ *(2)	$\frac{u_k}{u_0}$ 風洞實驗	$\frac{u_k}{u_0}$ 計算	冷却液溫度		滑油溫度		回轉數 (回/分)	プー ス ト 壓 mmHg		飛行 實驗	(風洞 實驗) *(3)	
			出口	入口	出口	入口						
—	—	41.7	90.5	84.5	69.5	50	1440	—	—	—	43	I.100
33.5	—	31.5	100.2	94.8	75.3	58	1410	-140	—	—	42.5	I.110
37.3	40.2	39.4	84.9	78.8	65.5	59	1200	-347	—	—	42.3	I.107
33.0	—	30.5	101.8	97	75	59.0	1430	-121	49.0	42.3	42.5	I.129
29.1	—	34.0	92.8	87	64.2	58	1230	-285	46.5	44.1	44	I.114

206 號、蜂巢冷却器の性能試験、第 10 圖 A 40 より。

又第 I 表中、 $\bar{u}_k$  (平均風速) とあるのは飛行実験に際しては或る一點での風速しか求める事が出来なかつたので、第 3 節で示す様に風洞実験により求めた  $u_1/\bar{u}_1$  の關係から A, B, C 覆につき夫々  $u_k/\bar{u}_k = 1.02, 1.07, 1.04$  なるものと假定して、飛行試験結果の  $u_k$  から  $\bar{u}_k$  を算出した價である。

更に冷却器出口空氣溫度  $\theta_2$  を測定したから、大氣溫度  $\theta_1$ 、冷却器の平均溫度  $t_m$  から、冷却器の溫度効率  $\eta_{th} = \frac{\theta_2 - \theta_1}{t_m - \theta_1}$  を算出すると  $\eta_{th}\%$  (飛行実験) の欄に示す様になる。 $\eta_{th}\%$  (風洞実験) は本試験に用ひた A<sub>40</sub> 冷却器につき風洞実験により求めた價である。表からも分る様に両者はよく一致する。従つてこの  $\eta_{th}$  を採用して逆に I+a を求めると次ぎの欄の様になる。(I+a の意味については第 I 報参照)

### 3. 實大模型試験

#### 3.1. 風洞実験

緒言にも述べた様に開口比を種々に變更した場合の冷却器覆による導風路の抵抗を測定するため、飛行実験に用ひたのと同じの冷却器、覆ひを用ひて風洞部深津先生の御厚意により風洞部の風洞により實大模型試験を行つた。

實際に飛行試験を行つた場合には前にも述べた様に冷却器と胴體との間には隙間

(I) 蜂巢冷却器の性能試験、第 4 報 (第 10 圖の A<sub>40</sub>) ; 航研彙報、第 206 號。

があつたが、風洞実験の場合には導風路の抵抗係数を測る目的でこの隙間を塞いでしまつた場合についても実験を行つた。隙間のある場合と隙間を塞いだ場合との空気が通過面積比の関係を示すと第2表の様になる。

第 2 表

冷却器覆の形	入口部面積 $m^2$	開 口 比 $b_1$	
		隙 間 な し <sup>(1)</sup>	隙 間 あ り <sup>(2)</sup>
A	.218	0.872	0.972
B	.1774	1.07	1.195
C	.1138	1.67	1.861

冷却器覆の形	出口部面積 $m^2$	開 口 比 $b_4$	
		隙 間 な し	隙 間 あ り <sup>(2)</sup>
A'	.7556	1.22	1.36
B'	.138	1.38	1.537
C'	.0896	2.13	2.37

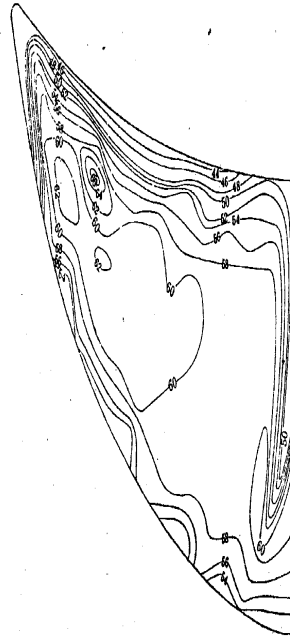
隙間のない場合、ある場合について、覆出口部での風速分布を測定すると第10、11圖の様になる。この風速分布の結果を基として平均風速比を求め、第2表に示した開口比  $b_4$  を用ひて逆に冷却器直前の風速比を求めると隙間の無い場合には第3表又は第12圖の様になる。(第12圖中の點線は導風路の抵抗係數  $(\frac{C_{12}}{2} + \frac{C_{34}}{2})/2$  の價として平均 0.225 と假定して理論計算式により求めたものである。)

第 3 表 隙間の無い場合

冷却器覆の形	$\frac{u_4}{u_0} \%$	$\frac{u_k}{u_0} \%$	導風路の抵抗係數 $(\frac{C_{12}}{2} + \frac{C_{34}}{2})/2$
A, A'	56.1	46.0	0.111
B, B'	58.7	42.5	0.170
C, C'	64.4	30.2	0.396
平 均			平 均 0.225

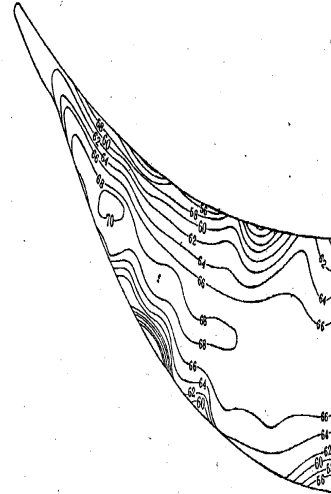
(1) 冷却器の前面積  $F_k = 0.192 m^2$ .

(2) 隙間のある場合、隙間の通過面積  $0.016 m^2$  を加へて  $0.212 m^2$  の前面積  $F_k'$  の冷却器があるものと假定した。



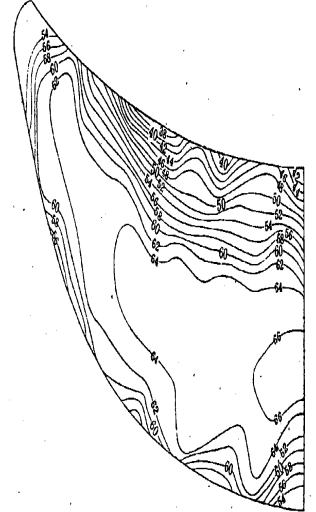
a.i 冷却器覆の形 A, A' 隙間 無

第10圖 隙間の無い場合の覆出口部での風速分布



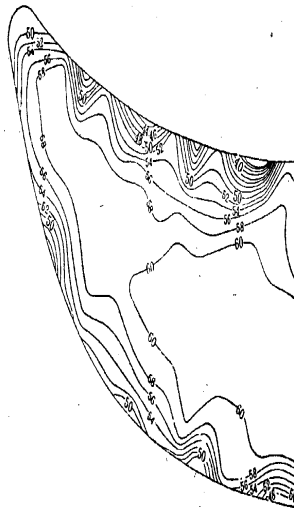
a.iii 冷却器覆の形 C, C' 隙間 無

第10圖 隙間の無い場合の覆出口部での風速分布



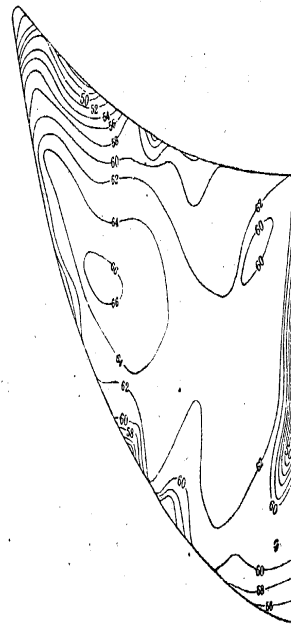
b.ii 冷却器覆の形 B, B' 隙間 有

第10圖 隙間の有る場合の覆出口部での風速分布



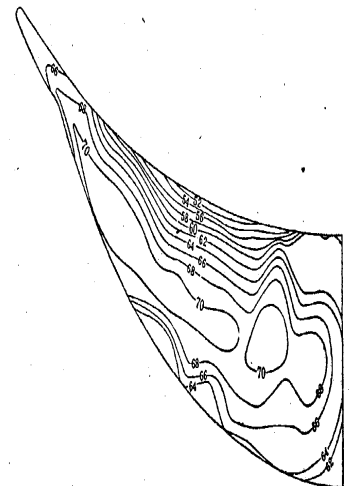
a.ii 冷却器覆の形 B, B' 隙間 無

第10圖 隙間の無い場合の覆出口部での風速分布



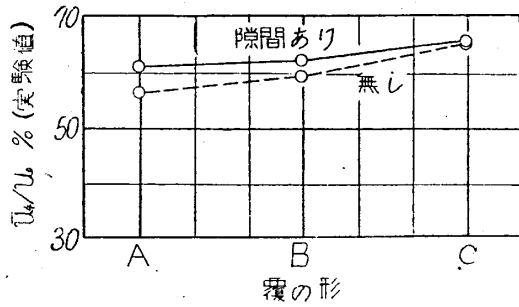
b.i 冷却器覆の形 A, A' 隙間 有

第10圖 隙間の有る場合の覆出口部での風速分布

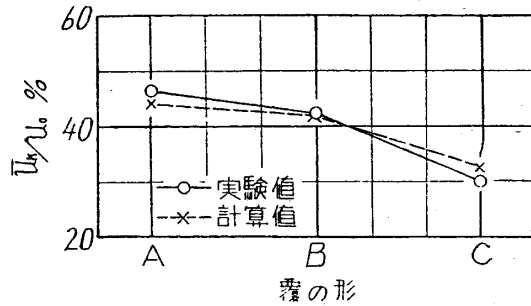


b.iii 冷却器覆の形 C, C' 隙間 有

第10圖 隙間の有る場合の覆出口部での風速分布



第 11 圖

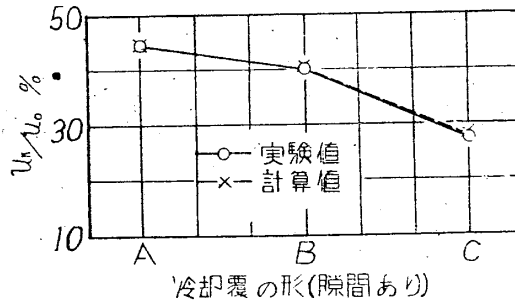


第 12 圖

第 4 表 隙間のある場合

冷却器覆の形	$\frac{u_4}{u_0}$ % (実験値)	$\frac{u_k}{u_0}$ % (実験値)	$\frac{u_k}{u_0}$ % (計算値)	$\frac{u_4}{u_4}$ %
A, A'	60.7	44.6	44.5	1.02
B, B'	61.75	40.2	40.5	1.07
C, C'	65.2	27.5	28.0	10.4

又隙間のある場合の実験結果から風速比  $u_k/u_0$  を求めると第 3 表又は第 13 圖の様になる。第 3 表に示した抵抗係数を用ひ  $u_k/u_0$  を理論計算式により求めると第 4 表の第 4 欄目又は第 13 圖の点線で示す様になり、理論計算式により求めたものと実験値とは大變によく一致する。



第 13 圖

第 14 圖は第 3 表に示した実験結果から開口比  $b_1$  と導風路の抵抗係

数  $(\frac{C_{12}}{2} + \frac{C_{34}}{2})/2$  との関係を参考のためプロットしたものである。一般に  $C_{34}$  は  $C_{12}$  に比べて小さいから第 14 圖から實大では入口部での抵抗係数  $C_{12}$  が開口比

\* 
$$\frac{u_k}{u_0} = \frac{1}{\sqrt{(b_1^2 + 1) \frac{C_{12}}{2} + \frac{C_r}{f^2} + b_4^2 + (1 + b_4^2) \frac{C_{34}}{2}}}$$
 を用ひた。

上式中  $C_r = 1.65$ ,  $f = 0.772$ ,  $\frac{C_r}{f^2} = 2.76$  である。

$b_1$ に對しどの様に變るかを窺ふ事が出来る。

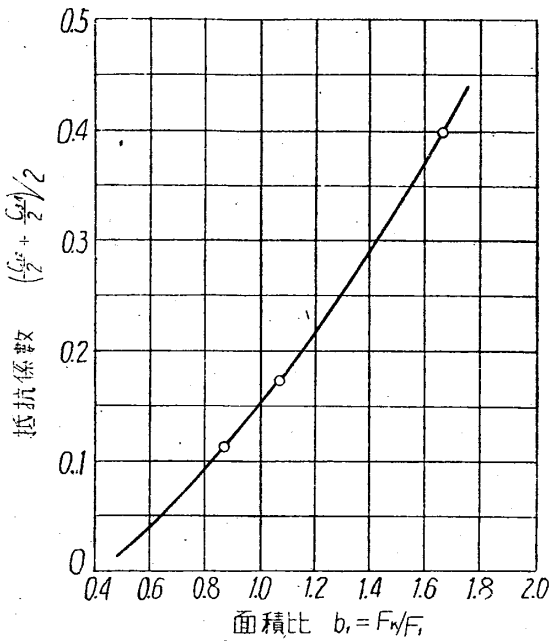
### 3.2. 風洞實驗の結果から飛行試験結果の検討

以上の様にして導風路の抵抗係數が分つたから、この結果を利用して飛行實驗の結果を検討する事にする、即ち冷却器覆 A, B, Cに對し、導風路の抵抗係數の價として夫々風洞實驗から得た數値を採

	A	B	C
$(\frac{C_{12}}{2} + \frac{C_{34}}{2})/2$	0.111	0.170	0.396

用し、 $1+a$ の價として第I表の最後の欄に示す價を採用して通過

風速比  $u_k/u_0$  を求めると、第I表の  $u_k/u'_0$  (計算値) の欄に示す様な價となり、第9圖の點線に示す様に大體に於て飛行實驗結果とよく合ふ様である。



第 14 圖

## 4. 冷却系の抵抗係數

### 4.1. 抵抗係數の算出

以上の様にして空氣通過風速比  $u_k = u_0$  が求まつたから、冷却器内を流通する氣流による抵抗係數  $C_{xk}$  を計算式により

$$C_{xk} = \frac{X_k}{\frac{1}{2} \rho_0 u_0^2 F_2} = 2 \frac{u_0}{u_0} \left\{ 1 - (1+a) b_1 \frac{u_2}{u_0} \right\}$$

求めると第5表の様になる。(第5表に於ては  $a=0$  即ち冷却器の放熱作用によるロケット効果を省略した。) 又第5表中の  $C'_{xk}$  はプロペラ洗流速度  $u_0' = 1.06u_0$  なる場合の見掛けの抵抗係數  $C'_{xk}$

$$C'_{xk} = (1.06)^2 C_{xk}$$

を算出したものである。

第 5 表

覆 の 形	$C_{xt}$	$C'_{xt}$
O, O	.500	.563
O, B'	.294	.331
A, A'	.351	.390
B, B'	.306	.344
C, C'	.188	.211

O, O' は覆の無い場合につき推定計算を行った。

以上の様な諸計算ではすべて覆の外側での抵抗を考慮に入れてないが、これは今までの風洞模型試験の結果によると小さい値であるのと、又この點に關する測定を行はなかつたので今回はこの點に觸れない事にさせて頂く。(目下この點について實驗中であるから後刻改めて検討したいと思つてゐる。)

#### 4.2. 抵抗を減少するための改良案

扱、この様にして通過風速比、抵抗係數等も算出し得る事が分つたが、これ等の結果から如何にすれば、この航研長距離機の場合、冷却系の抵抗を更にもつと少くすることが出来るかと云ふ點につき考察すべきである。これに對する解答は既に第 3 報に於て述べた様に溫度効率の更に大きい 60~70% 程度(航研長距離機のは  $\eta_{th}$  = 約 42%) のものを採用し、 $b_1=3\sim 5$  の開口比にし冷却器を胴體の中に入れ、出口に開閉扉を設け、飛行速度、發動機の出力に應じ冷却能力を調節すると共に抵抗による損失馬力をもつと少くすべきであらう。

### 5. 結 語

以上の事を要約すると次ぎの様になる。

i 實大模型による風洞實驗の結果によると實大の導風路の抵抗係數は第 3 表或ひは第 14 圖の様になる。この値を用ひて飛行試験結果を検討すると大體に於て飛行試験結果とよく一致する。(但し導風路の形狀により抵抗係數は色々の價をとり、又形の改良によりこの價を更に小さくすることは出来そうである。)

ii 第 1 報に述べた理論を飛行試験に適用するに、導風路の抵抗係數さへ分つて居れば理論式により求めた値と實驗値とは可成りよく一致する。

iii 以上の諸結果、並びに第 3 報の結果から、改良策を考へて見た。

本研究はもつと早く發表すべきであつたが、補足實驗に意外の時間を要したのとその他各種の事情のため遅れて了つた。

本実験中の飛行試験は故陸軍航空兵中佐藤田雄藏殿並びに故陸軍航空兵少尉高橋福次郎殿が吾々の相當に無理な実験計畫に對しよく理解して頂き、そして熱心に御協力し、遂行して頂いたものである。本報告を擲筆するに當り特にこの旨を記して衷心感謝の念を捧げると共に故人の冥福を祈る次第である。

尙本冷却系の研究を行ふに際し終始御指導を賜はつた田中先生、深津先生；飛行実験用の覆の製作に關し多忙中なるに拘らず徹夜までして援助して頂いた舊瓦斯電氣工業（現日立航空機）の疋田技師始め關係の作業員の諸氏；飛行実験を行ふに當り多大の便宜を與へられた繪野澤部長閣下、宇山技師殿、故粕谷技手殿；實驗結果の整理に際し種々御指導して頂いた小川所員、木村所員；その他關係の各位に謹んで御禮申し上げます。