

# 加熱翼の抵抗に関する實驗

所 員 深 津 了 藏<sup>(1)</sup>  
鈴 木 勝

## 内 容

- |              |             |
|--------------|-------------|
| 1. 序 言       | 4. 實驗の結果及吟味 |
| 2. 加熱翼模型に就いて | 5. 結 論      |
| 3. 測定方法      |             |

## 1. 序 言

近年翼の抗力減少の一方法として、翼の表面の限界層の大部分を層流に保つやうな断面形状が有利であると云ふ考へに基いて、實際に遷移點が從來の翼型に比して著しく後方にづれた抗力の小さい翼型が設計された。かゝる翼型に表面冷却器を裝備した場合に其翼型の特性が其儘に保存されるかどうかと云ふ點に關しては議論が區々であつた。然し大多數の意見は、表面冷却器を裝備することに依り遷移點は著しく前進し殆んど全表面が亂流となつてしまつて、切角の層流翼型も從來の翼型と何等異なる所がないと云ふ方に傾いて居たのである。但し之を實證すべき實驗結果は翼に關する限り一つも存在しなかつた。加熱された平板の限界層の測定は Elias に依つて行はれたものがあるが、之は壓力分布一様な場合で翼の如き壓力分布の變化のあるものには適用されず、且實驗に使用した風洞は比較的亂れが多く遷移の Reynolds 數も比較的少い場合であるが、加熱に依つて遷移點の移動は殆んどないと云ふ反對の結論を與へて居る。著者等は此加熱翼の限界層遷移點の移動の問題及之に基く抗力の變化に關して二三の實驗を試み其最初の結果を得たので、未だ充分な資料及理論づけはないが、此問題解決の一つの段階としてこゝに御報告する次第である。

## 2. 加熱翼模型に就いて

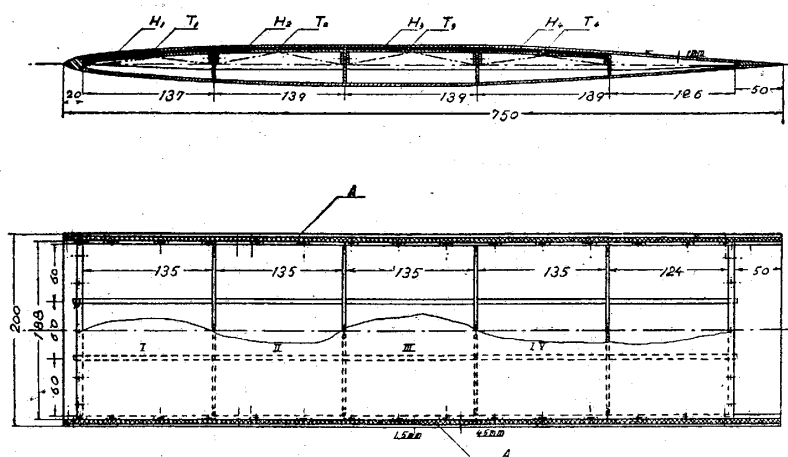
加熱翼實驗に使用する翼型として、迎角零で比較的層流部分が多いが遷移部分がはつきりと出る程度の對稱翼型の一つ航研 C-006 (翼厚比 6%) を選んだ。

Reynolds 數を出来るだけ大きくして、而も加熱と云ふ複雑な要素を加へる必要上、模型の大きさは、翼幅 200mm, 翼弦長 750mm と云ふ縦長の形を採用した。

加熱翼の構造は第 1 圖に示す如く、5 個の室に分けられた Duralmin 製の枠に厚さ 1.5mm の Duralmin の板を張つて表面を仕上げたものである。加熱の方法は雲母板に Manganin 線を巻いたものを更に両面から雲母板で挟み絶縁したものを、第 1 圖に示す如く最後の室を除く 4 個の室の各に一方の内面に密着するやうに取付けた、電氣的加熱の方法を用ひた。此

(1) 横濱高等工業學校教授 昭和 16 年 6 月より 11 月迄國內研究員として風洞部に於て研究に従事す。

(2) F. Elias; Die Wärmeübertragung einer geheizten Platte an strömende Luft. Z. A. M. M. Band 9, Heft 6, (1929) S. 434; Band 10, Heft 1, (1930) S. 1.

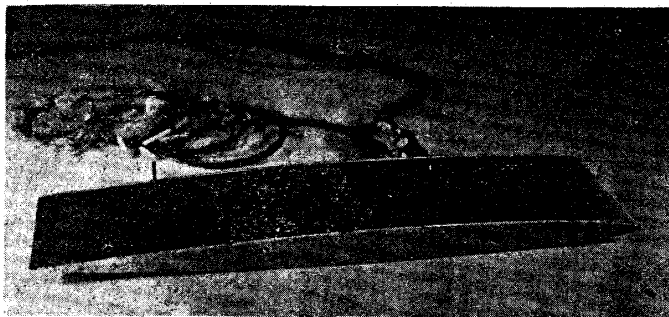


第1圖 加熱翼模型 H 加熱装置, T 熱電對, A アスベスト板

4個の加熱板は夫々單獨にも亦4個同時に加熱し得るものである。翼端には石綿板を挟んで熱の絶縁をしておいた。(第2圖)

翼模型は加熱した場合多少の變形が豫想されるので豫め模型を定盤上に置いて加熱し、其變形の大きさを測定した。其結果は加熱側の

面は中央凸に反對側は幾分凹の方向に變形する傾向を示した。最大の歪は加熱溫度 200°C で加熱側 0.7mm 反對側 -0.4mm, 100°C で加熱側 0.4mm 反對側 -0.3mm の程度である。實際に風洞内で實驗中の變形が如何なるものであるか、直接測定することは不可能であるが、變形の



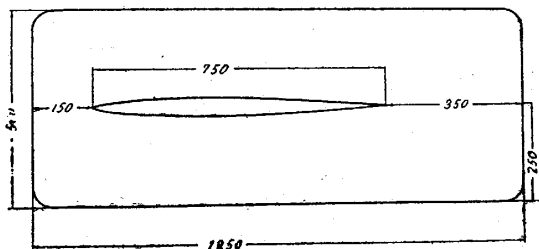
第2圖 加熱翼模型

結果が遷移に及す原因となる靜壓分布の變化が測定されるので、其結果から變形に基く靜壓分布の變化が大でない限り變形も亦大でないと斷定してよい。

### 3. 測定方法

風洞. 實驗は航研風洞部3米風洞に於て行つた。同風洞は Göttingen 型の廻歸風路型であるが、風洞直徑大であるのと、模型は翼弦は大であるが翼幅が小である爲發生熱量も多くなく、風洞自身の溫度上昇の程度以内の氣流溫度上昇があるのみで實驗上氣流の溫度上昇の點からは支障がなかつた。

模型支持法. 模型は兩翼端に第3圖に示す如く、1.250m×0.500m の端板を取付け流れの



第3圖 翼端板

二次元化をはかつて端の影響を少くした。(然し此程度の端板では端の影響はなくし切れず表面靜壓分布曲線は一般に絶對値の小さい値を與へるから數值的に嚴密さを要求する場合には、風洞氣流を横切る程度の大さの側板を用ひる必要がある) 模型は翼幅 200mm, 翼弦長 750mm と云ふ縦横比の非常に小さい

ものであるが、以上の如き端板を用ひて實驗しても、既に航研 A0012 翼型で全然同一の大きさの翼模型及端板で實驗した結果は遷移點に関する限り同一翼弦長(750mm)で翼幅

2,250mm 且大きい側板を用いた実験の測定結果と全く一致した事実から、<sup>(3)</sup>遷移點は大して異つた値は與へるものではあるまいとの豫想の下に此方法を採用した。勿論迎角は零度附近で揚力零の近くに於てのみ適用されることを注意する必要がある。

模型は上述の端板に附した吊金具に依つて風洞内に吊し(第4圖)、風洞氣流の吹下げ角 $-0.35^\circ$ を考慮して迎角零となる如く吊した。

實驗風速は實驗時間の都合上約 31.5m/s, Reynolds 數約  $1.63 \times 10^9$  の一種類だけ行つたが、各種の風速に於ける測定は次の機會に行ふ豫定である。

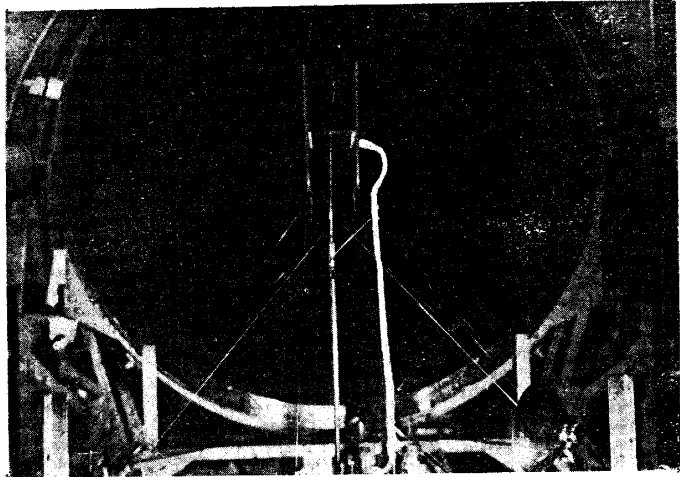
遷移點の測定は翼表面の中央斷面上の諸點に於て、小ピトー管或は小靜壓管を接着させて、全壓或は靜壓を測定し、全壓曲線或は動壓曲線の特異の變化を起す點を遷移開始點とする方法に依つた。

小ピトー管は外徑 0.82mm 内徑 0.70mm の注射針用管の先端を巾 0.98mm 高さ 0.42mm に平たくしたもの、靜壓管は外徑 1.25mm 内徑 1.00mm の注射針用管の先端を半球状のもので塞ぎ此先端から 4.80mm の位置に直徑 0.50mm の小孔を兩側に穿つたものである。

小ピトー管の接着により得られた値は翼表面より或高さの全壓の値を示すものであつて、管の中心位置の値ではないが、遷移點測定のみを目的とする本實驗では特別の修正を行はないで、常に注意して同一状態で接着させて得た全壓の値を其儘用ひて全壓曲線を畫くこととした。

小靜壓管の接着により得られる値は曲率半徑の小さい所を除いては、遷移點附近で多少の差異が現はれる外大體翼表面の靜壓孔に依つて測定した靜壓の値と一致することが確めてあるので、此方法を採用した。

翼の加熱状態に於ける溫度の測定は加熱板のある4個の室の加熱側の翼内面に接して直徑 0.34mm の Cu と 0.24mm の Co との熱電對をおいて其讀みをとつたのである。加熱板は夫々別々の抵抗器を具へて居なかつたので各室の溫度は一樣とならなかつた。實驗は第1室の溫度が  $110^\circ\text{C}$  となる如く調節して行つたが、第3室の溫度は此場合約  $150^\circ\text{C}$  を示した。一旦熱しておいてスイッチを切ると兩室の溫度は同一値となることから加熱板の加熱溫度の差を考へられる。此の點次回の實驗で改良したいと考へて居る。尙熱電對を表面に小孔を穿つて固着しなかつた製作上の手落の爲に指示溫度が翼面の溫度を示して居ないだらうと豫想されたので別に表面に小孔を穿つて翼表面内に固着して指示溫度の差を測定し此間の關係を求めたが、其値は翼内溫度の約 83% であつた。但結果の圖示には第1室の指示溫度其儘を



第4圖 加熱翼實驗裝置

(3) 嚴密には表面靜壓分布が絶対値が小さくなり(第5圖)、遷移點は後方にずれるが一方端板の擾亂が遷移點を前進さす方向に作用して居ることが真相である。

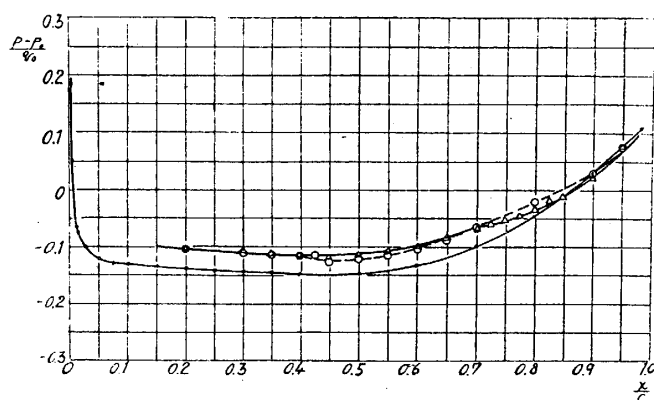
記しておいた。

翼型の断面抗力の測定は翼後縁から 20mm 及 75mm の二ヶ所の流れに直角な方向の後流各点の全圧・静圧を小ピトー管及小静圧管を移動して測定した。尚加熱した場合の後流の密度を知る目的で後流の温度分布をピトー型の管の中に置かれた熱電対 (0.07mm の Cu 及 Co 線) を用ひて測定した。

### 4. 実験の結果及其吟味

#### (A) 遷移点の測定結果

(a) 翼表面の静圧分布 翼表面の静圧分布の曲線を第5圖に示す。圖に於て  $\bullet$  は翼型 C-006 の迎角零のときの理論値,  $\triangle$  は加熱しない時,  $\circ$  は加熱した時の実験測定値を示すものである。実験値は理論値に比して絶対値が小さくなつて居る。



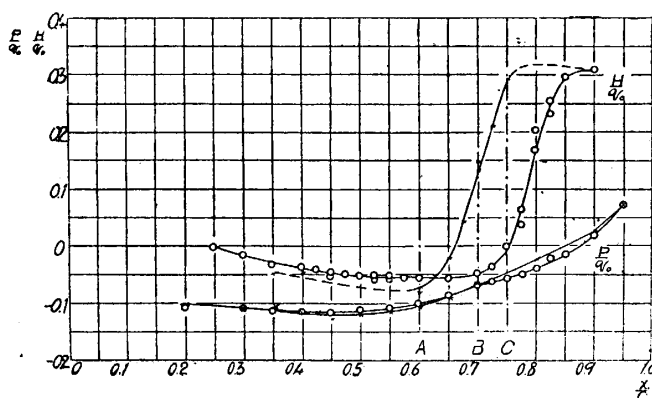
第5圖 加熱翼表面静圧分布  $\triangle$  加熱せぬ場合  
 $\circ$  加熱した場合  $\bullet$  加熱せぬ場合の理論計算値

示すものである。実験値は理論値に比して絶対値が小さくなつて居る。之は §3 で既に述べた如く端板の過小の爲である。然し壓力分布の性質は兩者變りなく遷移に及す影響も大差ないものと考へられる。加熱による壓力分布の變化は加熱により  $x/c = 60\%$  より前方では低くなつて居る。之に反して 70% から 96% の間では高くなつて居る。前者は加熱による變形の結果と傾向は一致して居るが其量は餘り多くないので遷移

に大きい影響を及す程度ではない。後者は後に述べる如く加熱せぬ場合の遷移領域  $x/c = 70\% \sim 85\%$  と、加熱した場合の遷移領域 60% ~ 75% の範囲内にあるから遷移部分の静壓分布の特殊形状と後縁部分の形状變化が組合された結果の差異であらうと思はれるが、之は既に遷移の起つた後の問題であつて遷移の始る点には餘り影響はなさうである。

(b) 翼表面近くの全壓分布 翼表面接着の小ピトー管により測定された全壓分布曲線  $H/q_0$  及静壓分布曲線  $P/q_0$  を第6圖に示す。

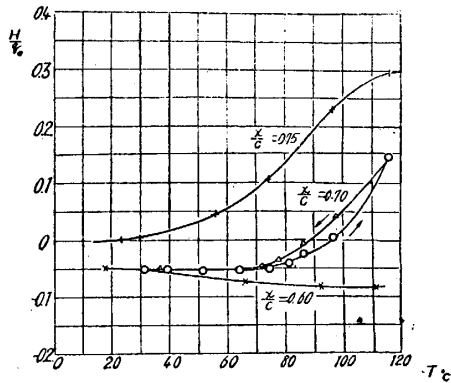
$\circ$  は加熱しない場合、 $\times$  は加熱した場合の全壓分布である。加熱しない場合には  $x/c = 70\%$  で遷移が始り、87.5% で遷移が終つて居ると考へられる。之は静壓曲線との差の最小の点及最大の点で決定される。即遷移領域は約 17.5% である。加熱した場合は遷移点前方では加熱しない場合より絶対値が幾分大きくなつて居る。遷移開始点は  $x/c = 60\%$



第6圖 加熱翼限界層全壓曲線  $H/q_0$  及表面静壓曲線  $P/q_0$   
 $\circ$  加熱せぬ場合  $\times$  加熱した場合

となり約 10% 餘り前進した事が判る。遷移終止點は 77.5% であつて遷移領域は 17.5% で加熱しない時と同一である。即全壓分布曲線は大體相似した形を保つて、10% の平行移動をした形となつて居る。翼面溫度測定に多少不満足な點はあるが、大體此程度の溫度差に於ては、最初豫想されたやうな加熱による遷移點の著しい移動はないことが明かにされた。

尙加熱溫度の遷移に及す影響を調べる目的で、加熱した場合及加熱しない場合の夫々の要點である、 $x/c=60\%$ 、 $70\%$ 、 $75\%$  に於て、表面接着ピトーは同一状態で、溫度を變化し上昇下降を行つて全壓の測定を行つた。結果は第 7 圖に示す。 $x/c=60\%$  に於ては常溫より  $110^\circ\text{C}$



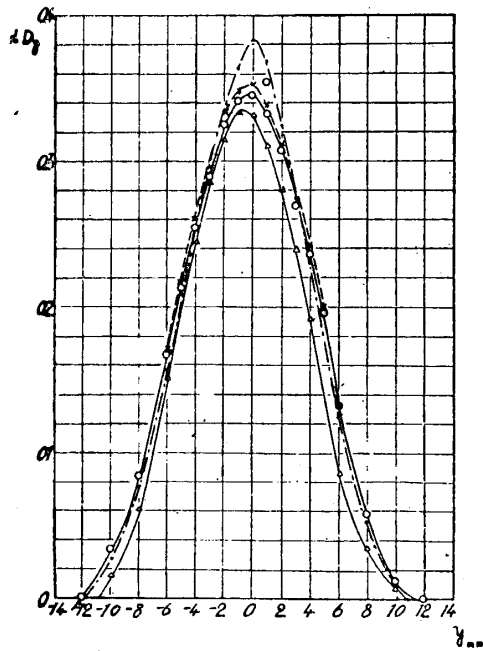
第 7 圖 翼弦各種位置 ( $x/c=0.6, 0.7, 0.75$ ) に於ける翼内溫度  $T$  と限界層全壓  $H/q_0$  との関係

(第 1 室の熱電對の指示溫度) 迄徐々に低下して結局第 6 圖の測定點と一致する。即此圖は第 6 圖の A に於ける  $\circ$  より  $\times$  への移動の模様を明かにしたものである。加熱しない場合の遷移開始點  $x/c=70\%$  に於て行つた溫度變化と全壓との關係は第 7 圖に示す如く、常溫の場合から溫度を上昇さすにつれて、極僅かであるが全壓は下り  $75^\circ\text{C}$  附近から上り始め  $110^\circ\text{C}$  に於て第 6 圖の測定と一致する。溫度を下降さすと多少の遅れはあるが  $70^\circ\text{C}$  に於て上昇曲線と一致する。之は第 6 圖の B 断面の  $\circ, \times$  間の變化を示すものである。最後に加熱した場合の遷移終止點であり、加熱しない場合の過渡點である  $x/c=75\%$

に於て溫度を上昇した所此場合は全壓は直ちに昇り始めて大體  $x/c=70\%$  の場合の  $70^\circ\text{C}$  以上の曲線と同じ傾斜の曲線で上昇し第 6 圖の測定點と略一致した。即第 6 圖の C 断面の  $\circ, \times$  の間の變化が此所に明かにされたのである。以上此第 7 圖の結果から第 1 室の指示溫度で常溫から  $110^\circ\text{C}$  の間の遷移點の溫度による變化が大略判つたと思ふ。 $x/c=70\%$  では  $70^\circ\text{C}$  迄變化が起らないが  $x/c=0.75$  の結果から見ると極僅かではあるが  $30^\circ\text{C}$  位の所で遷移が前に進んで居り、 $60^\circ\text{C}$  では 1.9% 位前進して居るものと考へられる。

## (B) 翼型断面抗力の測定

加熱翼模型は構造上片側のみ加熱する型式をとつた爲加熱面の反對側の面は溫度は著しく低いと想像される。反對側の面には熱電對を置かなかつたので正確な溫度は判らないが、後流の溫度分布測定から見ても、加熱面の約半分程度の溫度と考へられる。従つて著しく溫度が上昇して遷移點が大きく移動したとは考へられない。後流測定に依つて翼型抗力を求めると、結局此兩面の限界層の變化の合計が測定されることになる。上述の遷移點測定で加熱の爲に遷移點が 10% 移動したので、全體の抗力は兩側が 10% 動いたと考へたよりは小さく、片面のみ 10% 動いたと考へたよりは大きい値を與へるのであるが、溫度變化の實驗から考へて加熱反側面の移動は少いと推定されるから、片面 10% 移動した場合に近い値と考へられる。後流測定の結果は第 8 圖に示す。圖に於て原點  $y=0$  は翼後縁を水平に移した點で、各測定断面即  $x=20\text{mm}$  及  $x=75\text{mm}$  に於ては、夫々  $0.12\text{mm}$  及  $0.46\text{mm}$  下方が吹下りの爲に後縁を通過した流線の通過すべき位置となる。 $y$  負の値は下面では上面の方向を示す。



第 8 圖 加熱翼後流運動量損失分布  
 △ 加熱せぬ場合  
 ○ 加熱した場合  
 × 同(密度に温度修正なし)  
 以上後縁より 75mm  
 ・ 加熱した場合、但後縁より 20mm

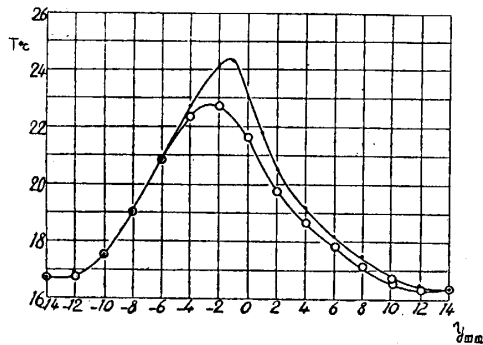
縦軸の値は運動量損失を示す値で此曲線の積分を翼弦長 750mm で割つたものが翼型抗力係数  $C_{xp}$  を與へる.  $C_{xp}$  の値を表示すれば

測定位置 $x$	$C_{xp}$	備 考
75mm	0.0046	加熱せず
75mm	0.0053(0.0054)*	加熱
20mm	0.0053	加熱

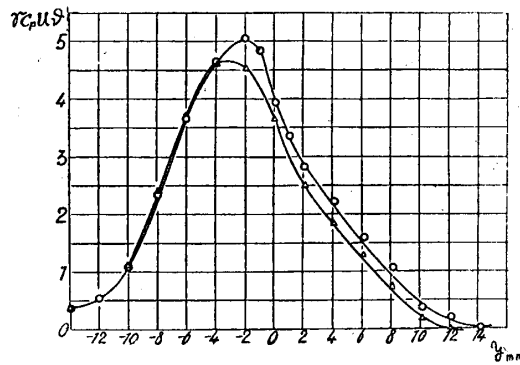
\* ( ) は密度に温度の修正を加へない場合の値

此結果から見ると加熱による断面抗力の増加は 0.0007 の程度であつて、遷移點 10% 前進と云ふ事實と矛盾しない値である. 加熱した場合の二つの異なる測定位置の値は共に 0.0053 となつて完全の一致を示した. 後流の密度に温度修正を行はないと  $C_{xp}=0.0054$  となり 0.0001 の差が生ずる、

後流の温度分布曲線は第9圖に示す. ● 及 ○ は夫々後縁から 20mm 及 75mm の後流に直角な面内で、ピトー型熱電對温度計の先端部を除いて、熱電對露出の状態で測定したものである. 此二つの測定値を比較して見るに温度変化のある幅は兩者略同一であるが後縁に近い方が最大値が 1.5° 位



第 9 圖 加熱翼後流温度分布 ・ 後縁より 20mm, ○ 後縁より 75mm



第 10 圖 加熱翼後流熱分布 ○ 後縁より 20mm, △ 後縁より 75mm

高い. 尚第 8 圖の後流測定値と比較して見ると運動量損失の分布は略對稱であるが温度分布は片面加熱の爲非對稱となつて現はれて居る. 尚此温度分布より得た温度差  $\vartheta(y)$ , 後流全壓靜壓分布より得られた速度  $u(y)$ , 密度  $\gamma(y)$  と比熱  $c_p$  の積から各點 ( $y$ ) の熱量を求め、 $y$  に対する分布を圖示すれば第 10 圖の如くなる. 圖に於て ○ 及 △ は夫々後縁より 20mm 及 7.5mm の位置の測定値であつて、此各の積分が各断面の通過熱量を示し其値は二つの断面間に熱の出入がなければ當然等しい筈であるが、此實驗では圖で明かなやうに等しくない.

其差は第9圖の溫度分布曲線の差が現はれて居ると見てよい。即二つの斷面の溫度測定時の溫度分布状態が異つて居たか、溫度測定方法に疑問があるか、或は前述の積の形の各の値が、實際は變動して居る値であるのに、平均値を用ひた爲か、更に研究を要すると考へる。

## 5. 結 論

以上實驗装置に種々な不備な點はあつたが、加熱翼の限界層の遷移に關する最初の解答が得られた。其結果翼の溫度約  $110^{\circ}\text{C}$  で遷移點の移動は約 10% に過ぎないことが判つた。然し尙幾多の問題が残され、或は新しく幾多の疑問が生じて來て、今後の研究に待つものが多い。更に近く模型、測定装置及方法の改造を行つて實驗を續行是等の問題の解決に資したいと考へる。

尙終に臨み溫度測定に御助力下さつた玉木囑託、加熱翼模型の設計に當つた渡邊重廣君、困難な模型製作に當つた坪井健次君、風洞實驗に協力した福永健夫、江口英郎、岩崎太一の諸君に感謝の意を表して擲筆する。