

ルーツ送風機に依るラトー・ターボ 過給器の性能實驗

囑 託 渡 部 一 郎
技 手 柴 田 浩
大 空 金 次
尾 上 伍 市

1. 緒 言

茲に述べようとするのはラトー・ターボ過給器の性能實驗である。これは既に外國邊りでは研究されて居る問題⁽¹⁾で、餘り眼新しいものではないが、我國ではこれの性能實驗はまだ行はれて居ない。今日、最も多く使用されて居る過給器は齒車傳動式であつて、ターボ過給器を用ひると、排氣弁を始めタービン翼車等が高温にさらされる爲に、多少材料的に困難はあるが、兎に角齒車傳動式に比して幾多の長所を持つて居る。例へば、齒車傳動式では、過給器の臨界高度以下の各高度に於ける吸收馬力を最小にする爲には、速度調整法を施す必要があるが、これの實行は新たな機械的困難を加へる譯である。併し乍ら、排氣タービン式では、速度調整は極めて容易であり、この點がこの過給器の長所の一つである。今後、過給器の臨界高度の増加につれ、この特性が重要視される様になると考へられるから、將來に於ては必ず過給器界を風靡すると考へて居る向きもある⁽²⁾。

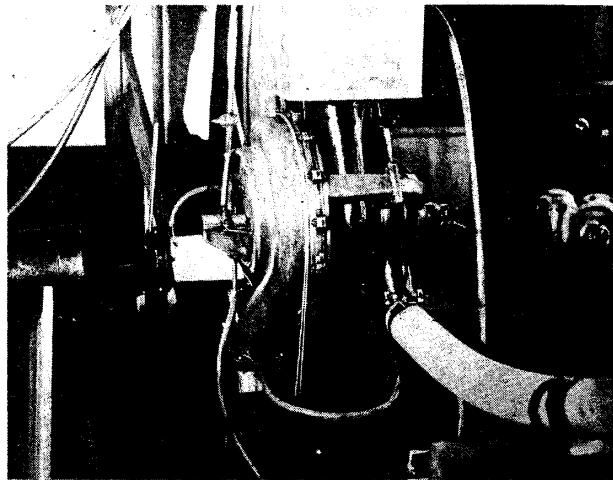
茲に述べる性能實驗は、發動機の排氣の代りに、ルーツ送風機の吐出空氣を用ひてタービン翼車を傳動して行つたもので、ルーツ送風機の出力の關係上、過給器の回轉數は 10,000 r.p.m. 程度であるが、それでもこの實驗に依り種々の事柄が知れたので御報告する次第である。この實驗に用ひたラトー過給器は、後日機會があれば、排氣等で高速に回轉したり、又種々の改良を施したりしたいと考へて居る。

2. 實驗裝置と方法

第1圖に示してあるのが、實驗裝置の寫眞であつて、これの骨組圖は第2圖に描いてある。

(1) Marks: The Airplane Engine, 1922 年, 頁 409~411.

(2) A.H.R. Fedden: Possible Future Developments of Air-cooled Aero Engines, Jour. of Royal Aero. Soc. 第 38 卷, 第 279 號, 頁 180~181.



第 1 圖 實驗裝置の寫眞

即ち第 2 圖でルーツ送風機に依り壓縮された空氣は、ラトー過給器のタービン側に矢の様に入つてノツズルから噴き出し、タービンを回轉して上方に吐き出される。タービンと並んで左手に見える壓縮機翼は、向つて左の入口から空氣を吸ひ込み、壓縮して再び吐き出す。この過給器の主要寸法を示すと、次の様になる。

壓縮機翼車の外徑………240 mm

同 翼 數………9

タービン翼車の外徑………173 mm

同 翼 數……… 76

ノツズルの數……… 16

實驗方法は一般送風機の夫れと全く同様であつて、測定すべきデーターは、タービン側を通る空氣量 w_t 、タービン・ノツズルを通過する直前の空氣の壓力 $p_{i,t}$ 、同じく溫度 $t_{i,t}$ 、タービン翼通過後の空氣の壓力 $p_{e,t}$ 、壓縮機の空氣量 w_b 、吸込壓力 $p_{s,b}$ 、吸込溫度 $t_{s,b}$ 、吐出壓力 $p_{a,b}$ 、吐出溫度 $t_{a,b}$ 、及び翼車の回轉數 n r.p.m. である。

タービン側で空氣のする仕事、 W_t は

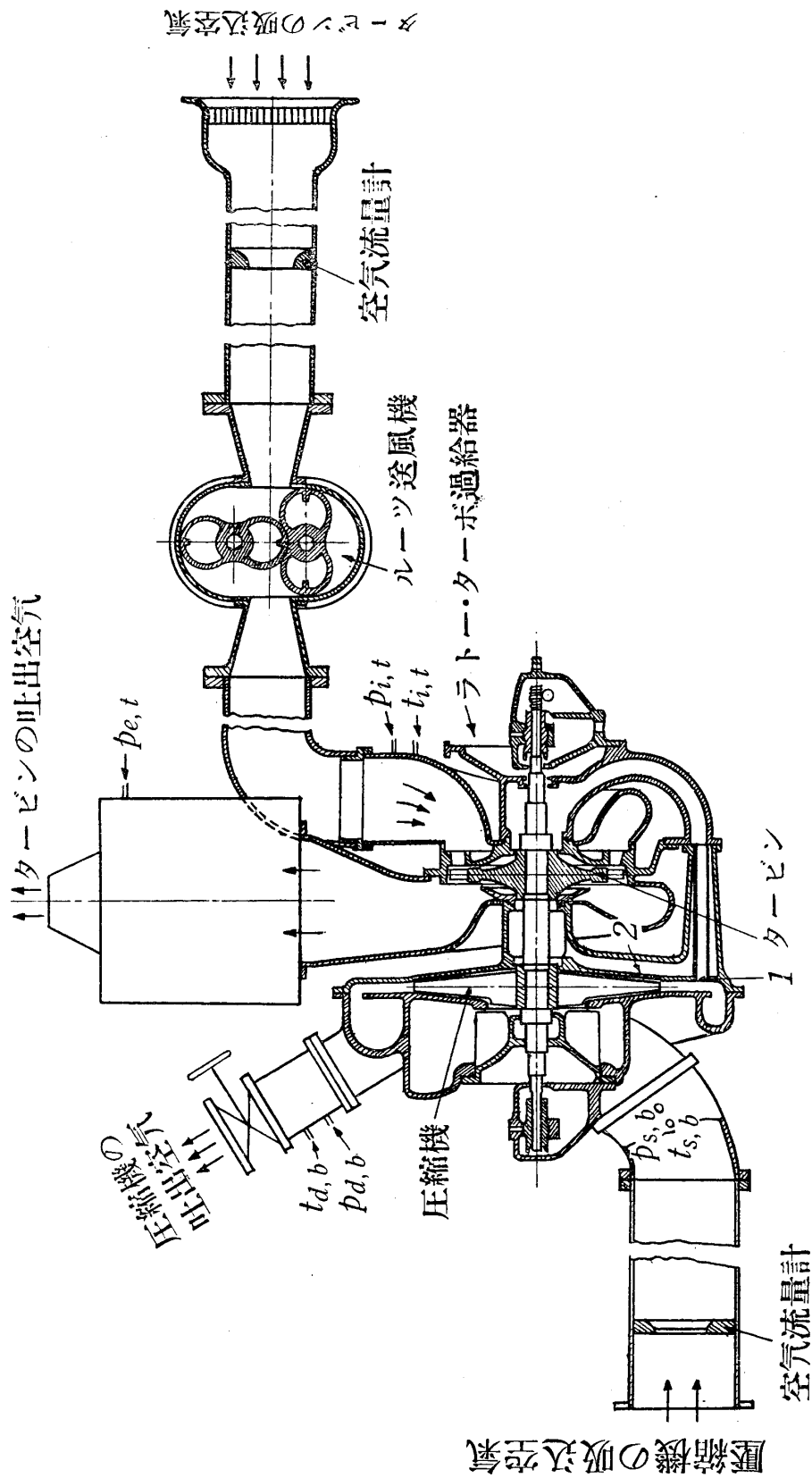
$$W_t = \frac{\gamma R w_t T_{i,t}}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{e,t}}{p_{i,t}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \dots\dots\dots (1)$$

$$\text{茲に } T_{i,t} = t_{i,t} + 273$$

で與へられ、又壓縮機側で斷熱壓縮をするのに要する仕事、 W_b は

$$W_b = \frac{\gamma R w_b T_{s,b}}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_{a,b}}{p_{s,b}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \dots\dots\dots (2)$$

$$\text{茲に } T_{s,b} = t_{s,b} + 273$$



第2図 実験装置の骨組圖

で與へられるから、上述のデータが知れれば、これからこのラト-過給器の全斷熱効率 $\eta_{0.ad.}$ が次式で求められる。

$$\eta_{0.ad.} = \frac{W_b}{W_t} \dots\dots\dots (3)$$

又壓縮機の斷熱溫度効率 $\eta_{ad. b}$ は溫度上昇の方から求められるから、⁽³⁾

$$\eta_{ad. b} \cdot \eta_{ad. t} = \eta_{0.ad.} \dots\dots\dots (4)$$

の關係を用ひて、タービンの斷熱効率 $\eta_{ad. t}$ も計算出来る。

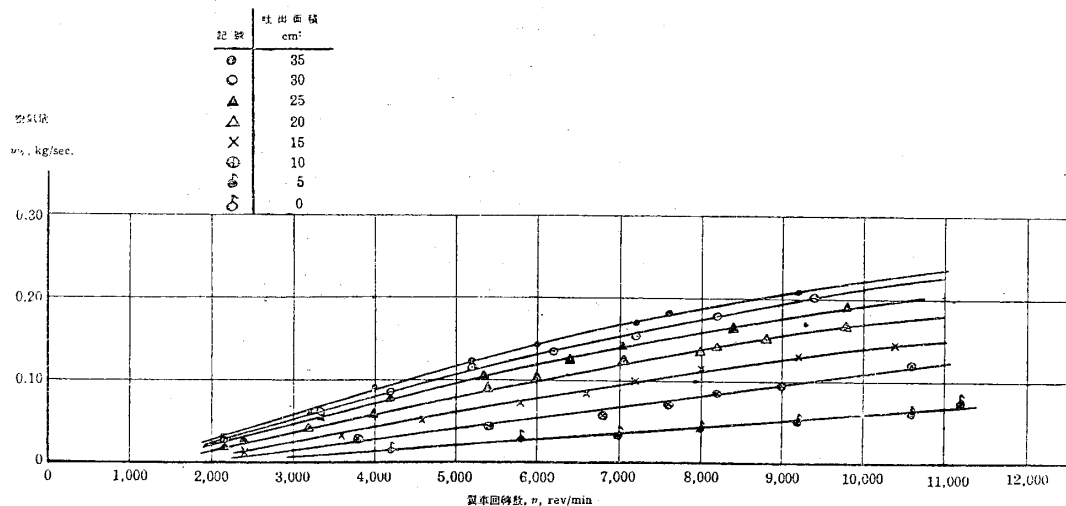
最後に、タービン・ノズルから噴き出す空氣の噴氣速度 c_1 は、

$$c_1 = \varphi \sqrt{2g \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_{i, t} \left[1 - \left(\frac{p_{e, t}}{p_{i, t}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \dots\dots\dots (5)$$

で求められるから、これとタービン翼車の平均周速度との關係等も調べて見た。(5) 式で、 φ は、後にも述べる様に、ノズルの速度係數であつて、空氣の場合であるから、その値を ⁽⁴⁾ 0.981 として計算した。

3. 實驗結果と其の考察

第3圖に示してあるのは、壓縮機の翼車回轉數に對する空氣量 w_b の曲線である。回轉數

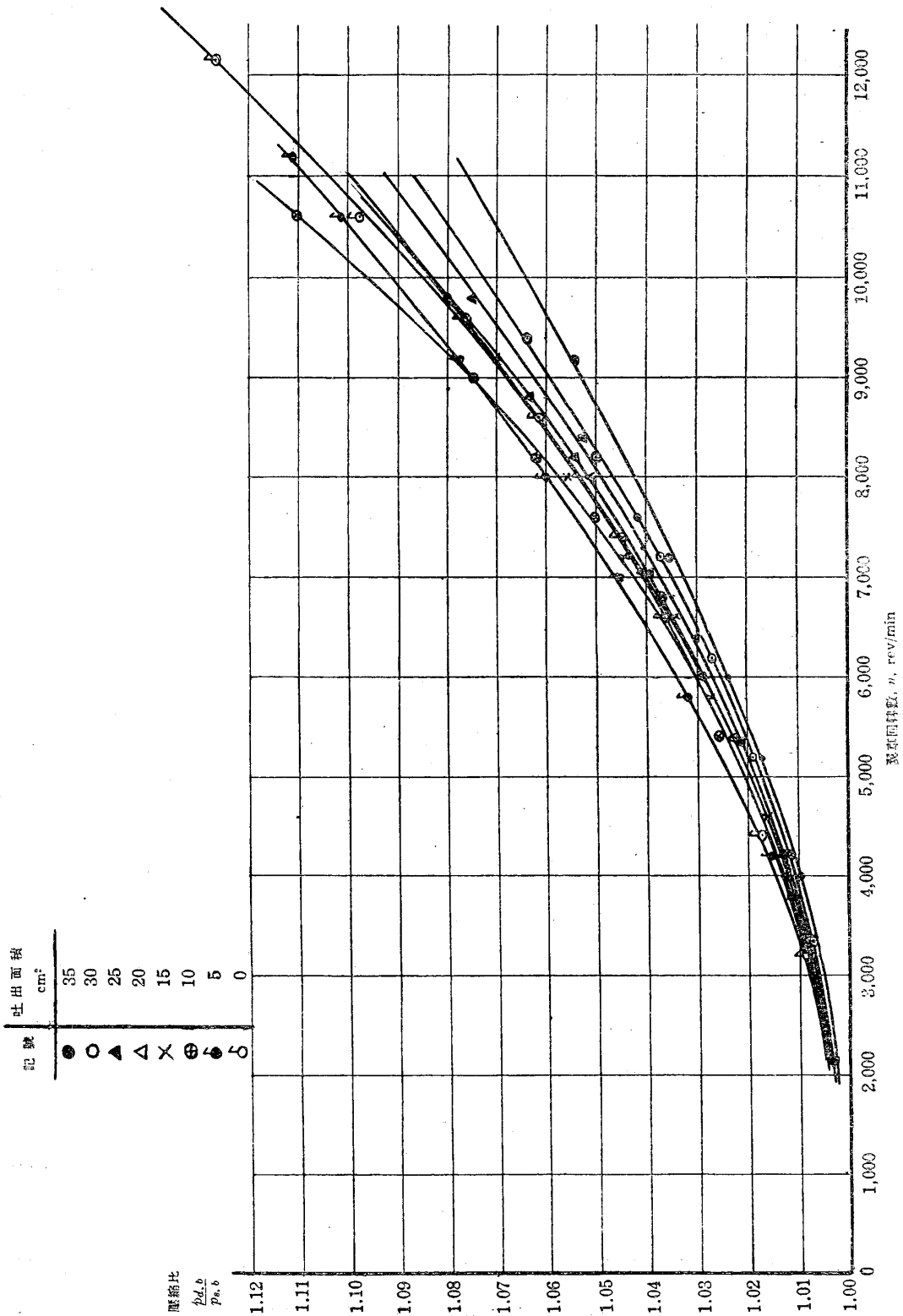


第3圖 壓縮機の空氣量と回轉數との關係

が低い間は空氣量は回轉數に殆んど比例するが、回轉數の増加につれて空氣量は少々低目になつて来る。

(3) Kearton: Turbo-blowers and Compressors, 1931 年, 頁 36.

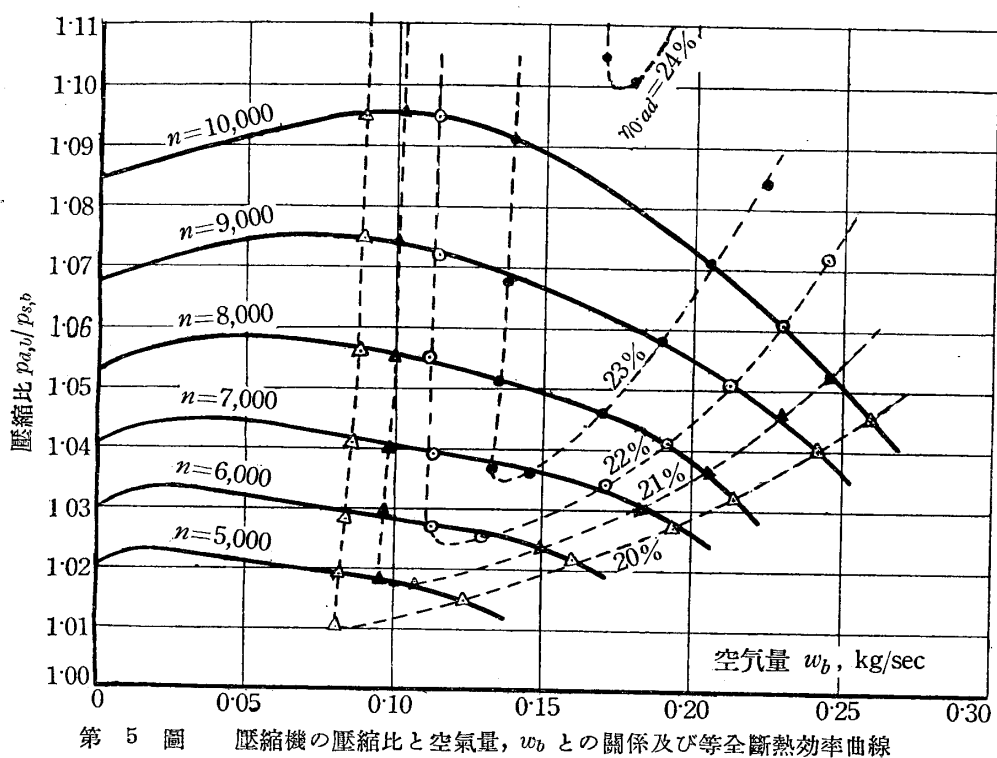
(4) „Hütte“ Des Ingenieurs Taschenbuch, 25 版, Bd. I, 頁 514.



第 4 図 圧縮機の圧縮比と回転数との関係

第4圖は同じく壓縮機の壓縮比 $p_{a,b}/p_{s,b}$ と翼車回轉數 n との関係である。このラトー過給器では、第2圖にも示してある様に、吐出空氣の一部は①、②と云ふ通路から再びタービン側に戻つてタービン翼車を冷却する様になつて居る。此の實驗では、實際の使用状態に近付ける意味で、①、②と云ふ孔は塞がなかつたので、壓縮機の性能そのものは多少悪くなつて居る筈である。それで壓縮比が回轉數の何乗に比例するかと云ふ事は、調べて見ても餘り意味がないので止めた。

第3圖、第4圖の曲線から空氣量に對する壓縮比の關係を求めて見ると、第5圖の様になり、これは普通に性能曲線として知られて居るものである。尙、同圖には全斷熱効率 $\eta_{0,aa}$ 、

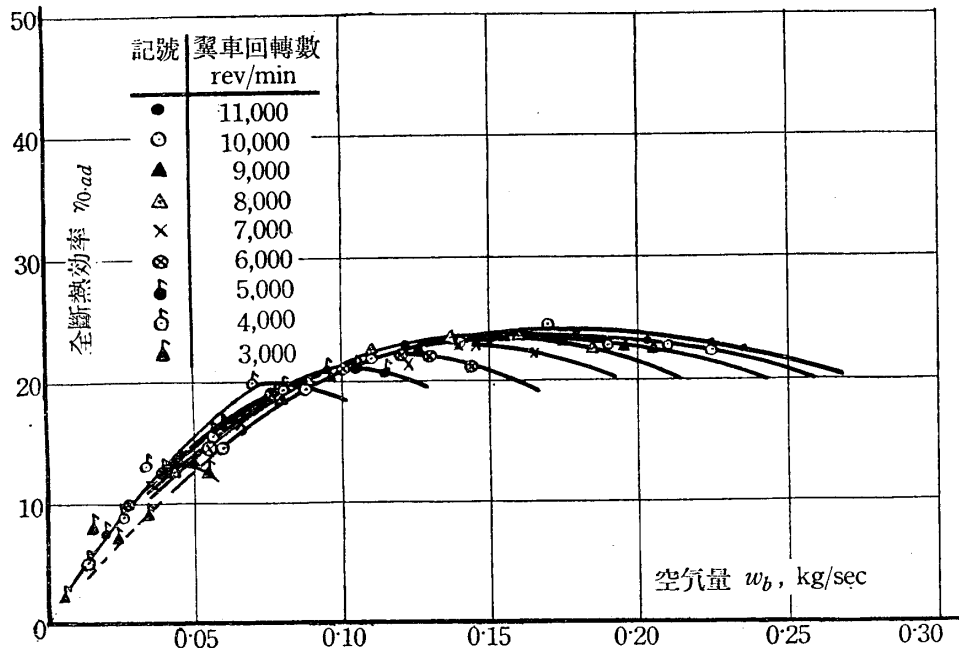
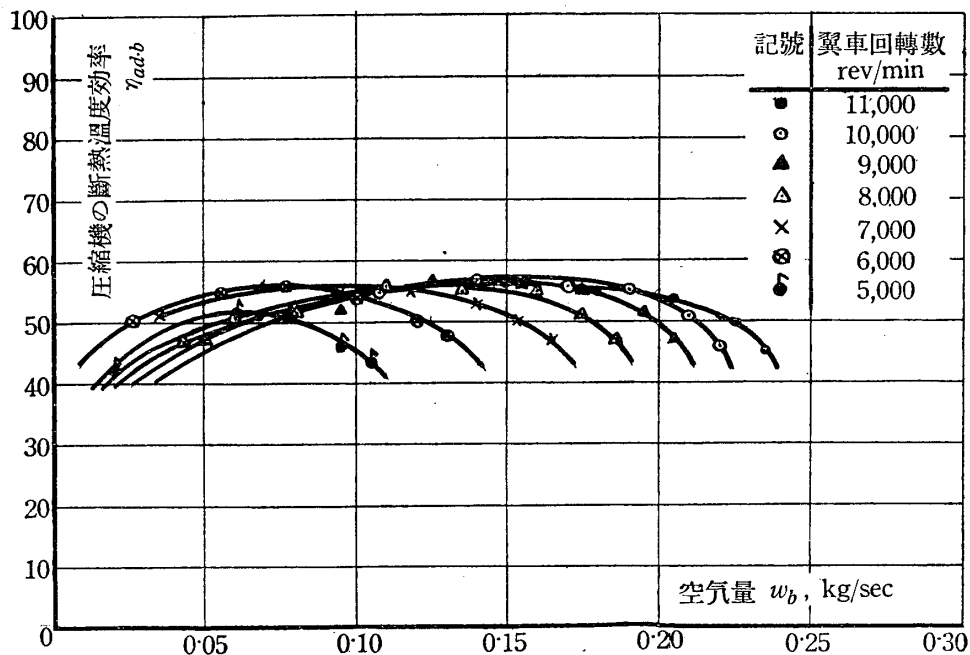


第5圖 壓縮機の壓縮比と空氣量, w_b との關係及び等全斷熱効率曲線

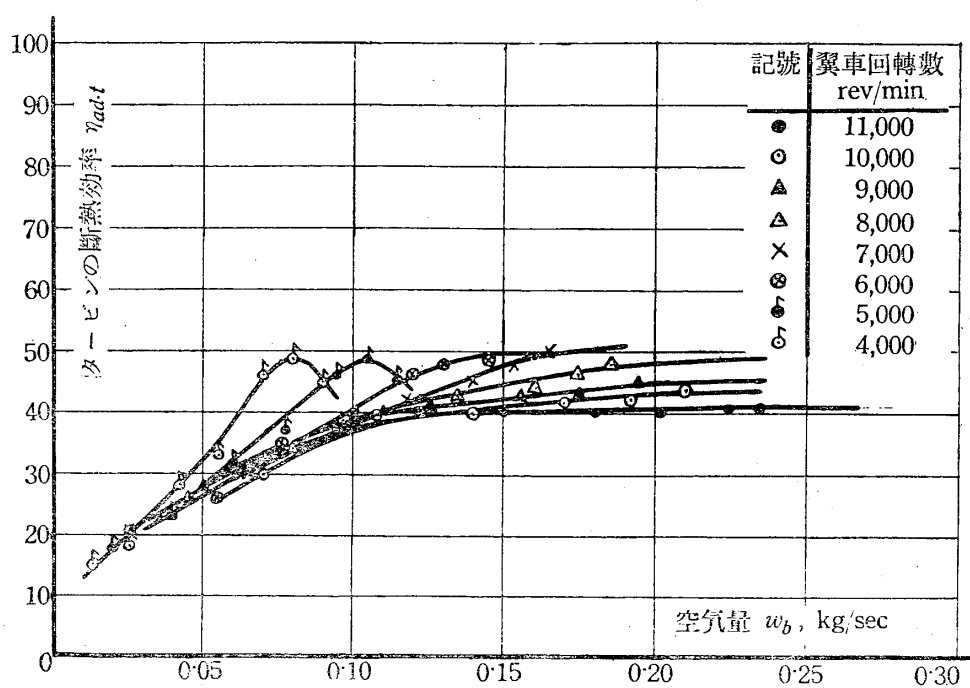
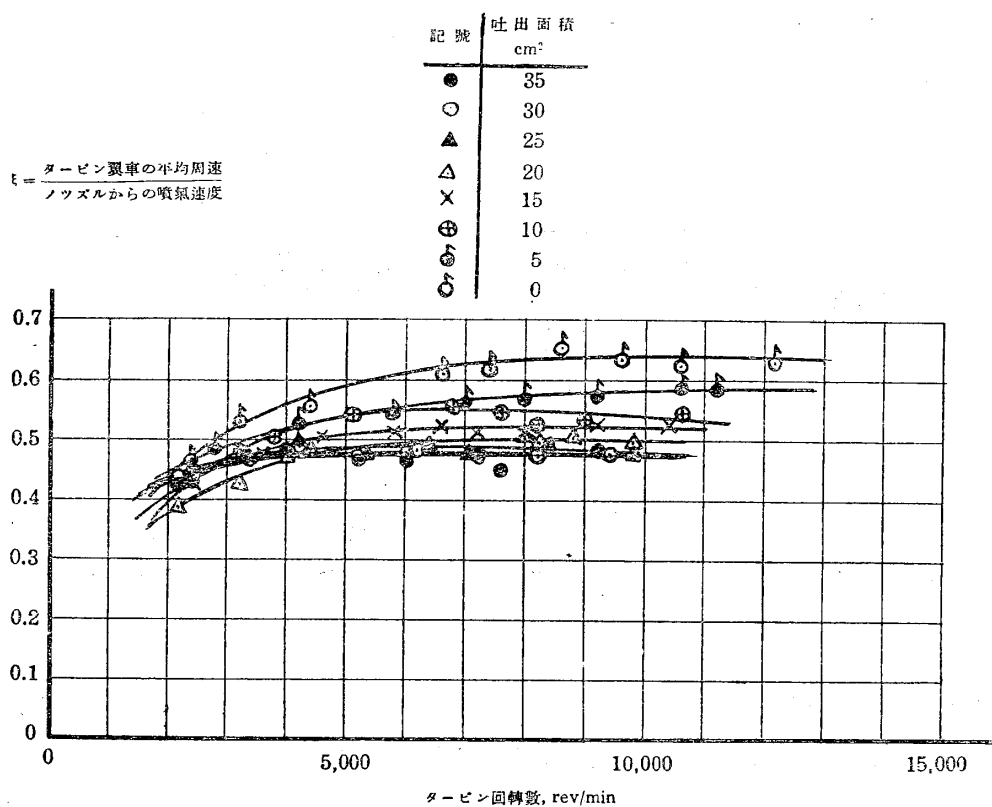
の等しい點を點線で結んで示してある。

第6圖には、この全斷熱効率 $\eta_{0,aa}$ と空氣量 w_b との關係を示してある。この圖から知れる様に、全斷熱効率は最大 24 % の程度である。この全斷熱効率は (3) 式で求めたもので、この事から發動機の排氣ガスのエネルギーの 1/4 程度がラトー過給器では利用されると云ふ事が知れる。

第7圖は壓縮機の斷熱溫度効率 $\eta_{aa,b}$ と空氣量 w_b との關係であつて、この壓縮機は導流翼を備へて居ない上に、吐出空氣の一部分をタービン翼の冷却に用ひて居る爲に、斷熱溫度効率も第7圖に見る様に最大 57 % の程度である。併し乍ら、導流翼のない壓縮機の特長即ち


 第 6 圖 全断熱効率と空気量, w_b との関係

 第 7 圖 圧縮機の断熱温度効率と空気量, w_b との関係

サージング現象の殆んど表はれないと云ふ特性が、実験して居る際に見受けられた。ラトー過給器は元来 20,000 r.p.m., 30,000 r.p.m. と云ふ回転数で働くものであるから、圧縮機の翼先端の周速は 753 m/sec. [30,000 r.p.m. の時] 程度で、遙かに音波速度を超して居る。従つて翼車先端から吐出口へ向つて圧縮波が出る譯で、この爲に導流翼があると却つて具合が悪

第 8 圖 タービンの断熱効率と空気量, w_b との関係第 9 圖 ξ とタービン回転数との関係

いのかも知れない。この事は、後に高速度翼車を用ひて実験して見る積りである。

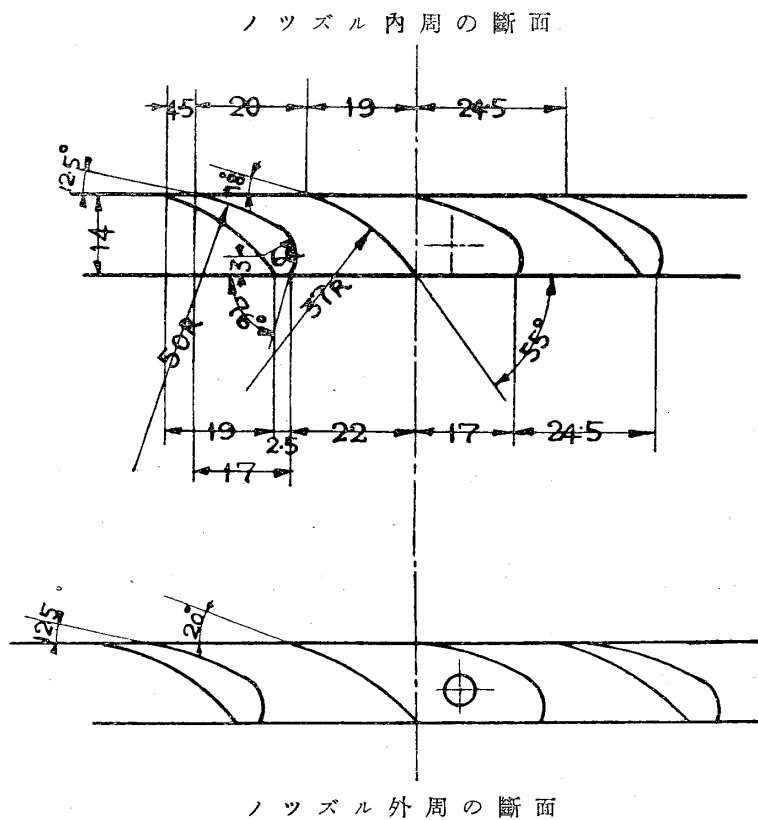
(4) 式を用ひて、上の結果からタービンの断熱効率 $\eta_{ad,t}$ を計算して見ると、第8圖の様になり、これは最大約50%の程度である。

第9圖に示してあるのは、(5) 式で計算したノズルからの噴気速度 c_1 でタービン翼車の平均周速 u_m を割つた値 ξ を、回転數に對してプロットしたものである。この圖で見ると、 ξ の値は回転數が 10,000 r.p.m. 附近になると熟れも飽和狀態に達して居り、且つその飽和した時の ξ の値は、壓縮機の吐出面積の大きい實際の使用狀態に近い場合には 0.48 程度であるが、吐出面積が小さくなると ξ は大きくなつて、吐出面積全閉の場合には 0.64 程度になる。

タービンの翼効率は、 ξ が下の様な關係にある時、最大値を示す事が既に理論的に示されて居る。⁽⁵⁾

$$\xi = \frac{u_m}{c_1} = \frac{\cos \alpha_1}{2} \dots \dots \dots (6)$$

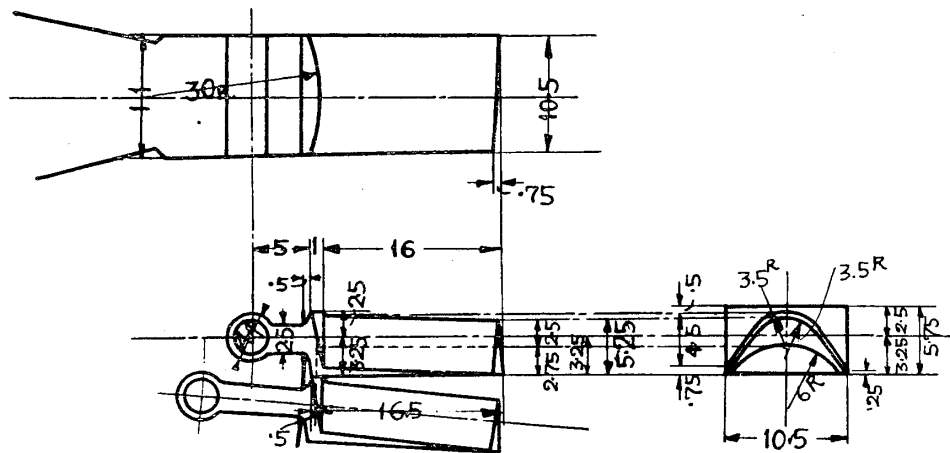
茲に α_1 はタービン・ノズルからの噴氣が圓周方向となす角度で、これはラトー過給器



第 10 圖 タービン・ノズルの圖

(5) A. Stodola: Dampf- und Gas- Turbinen, 6 版, 頁 184.

の場合には第10圖に示してある。第10圖で、 α_1 の値はノズルの外周と内周とで多少違つて居る。 α_1 は、今の場合、ノズルの兩壁のなす角の平均値を採つたのであつて、これは Strahlableitung 現象等もあるので、この程度のことで十分であると思ふ。内周では α_1 は 15.25° であるが、外周では 16.25° である。此等の α_1 の値を (6) 式に入れて、最大の翼効率を與へる ξ の値を計算して見ると、兩者共大體 0.48 程度になる。



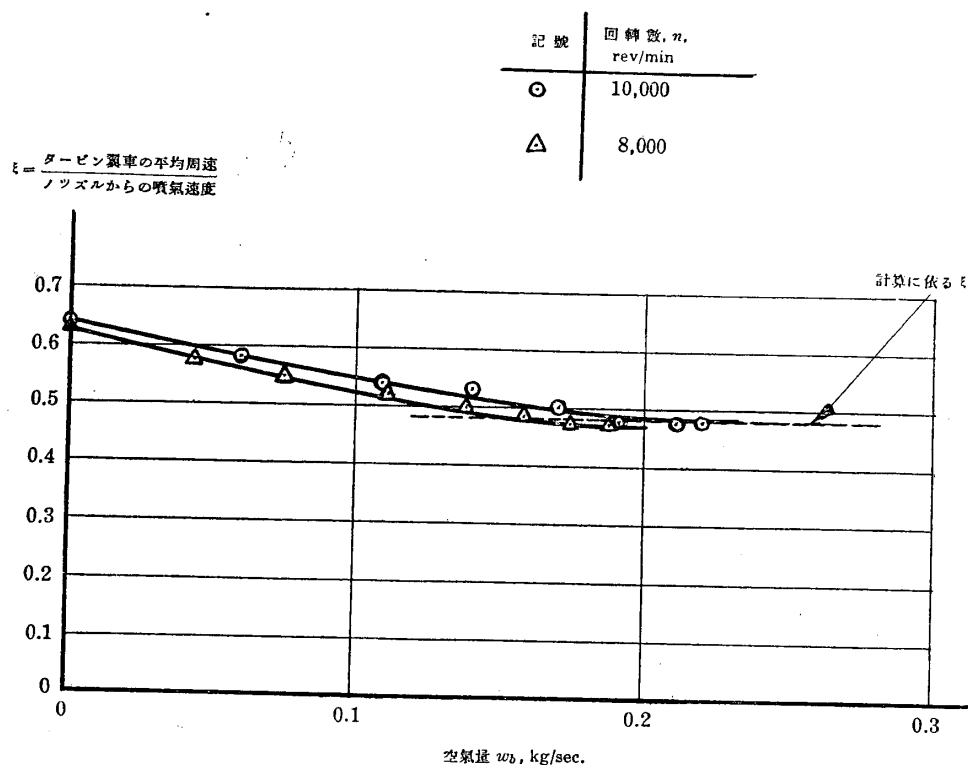
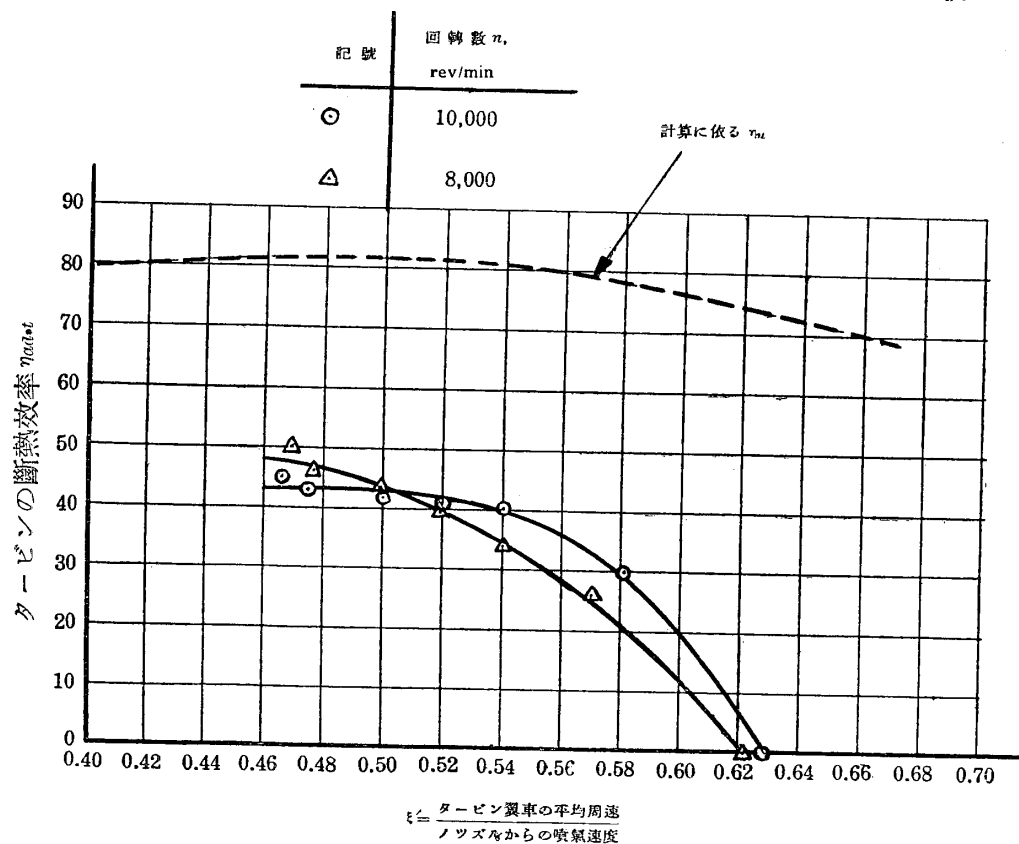
第11圖 タービン翼の圖

これと第9圖の値とを比較して見ると、吐出面積の大きい處では良く計算値と一致した ξ の處で飽和して居るが、吐出面積を絞ると計算値より遙かに高い値で飽和する事が判る。この事は第12圖にも、壓縮機の空氣量 w_b と ξ との関係で明瞭に示してあり、同圖に點線で示してあるのが 0.48 と云ふ上述の計算値である。

何故、空氣量の少ない箇處で、 ξ の値が高くなるかと云ふ事は、種々の理由があると考えられるが、先づ考へ得るのは、空氣量が少ない處ではタービンの負荷が小さく、タービン翼は最大の翼効率の點で働き難くなり、回轉數が上昇して ξ の値が大きくなるのであらうと云ふ事である。始めは (6) 式そのものの値は理論的に求めた関係であるから、この數値はそれ程信頼するに足らないのかとも考へたが、この ξ の値はタービン翼車の回轉に依るディスク損失等を考へると更に小さくなる傾向があるので、この方からは説明出来ない事が知れた。

第13圖は (4) 式から求めたタービンの斷熱効率 $\eta_{ad,t}$ と ξ との関係である。これから見て $\eta_{ad,t}$ の最大になる ξ の値は 0.48~0.44 邊りにあり相である。タービンの翼効率は翼に與へられる仕事と翼が實際に動力化する仕事との比であるから、これは茲に云ふ斷熱効率と同性質のものである。翼効率 η_u の値は、翼車の回轉によるディスク損失等を考へなければ、

(6) A. Stodola: Dampf- und Gas-Turbinen, 6 版, 頁 188~189.


 第 12 図 ξ と空気量 w_b との関係及び計算から求めた最大翼効率を與へる ξ の値

 第 13 図 タービンの断熱効率と ξ との関係及び計算から求めたタービンの翼効率, η_u

$$\eta_u = 2\varphi^2(1+\psi)(\cos\alpha_1 - \xi)\xi \dots\dots\dots(7)$$

で與へられる事が知られて居る。⁽⁷⁾ 茲で、 ψ は $w_2 = \psi w_1$ [w_1, w_2 は夫々タービン翼の入口、出口に於ける相對速度] の關係にあるもので、蒸氣の場合には 0.80~0.85 の範圍にある係數である。⁽⁸⁾ φ は前述した様にノツズルの速度係數で、この値は 0.981 である。(7) 式を以上の値により計算して圖示して見ると、第 13 圖に點線で示す様になり、これの最大値を與へる ξ の値は 0.48 である事は前にも述べたが、これと實驗結果の斷熱効率の最大値を與へる ξ の値即ち 0.48~0.44 とが一致して居る事は面白いと思ふ。タービン翼の回轉に依るディスク損失を考へると、前にも述べた様に、 ξ の値は 0.48 より小さくなる事が知れて居るから、最大値を與へる ξ の値は一層よく計算と一致する譯である。

4. 結 言

以上、ラトー過給器に關する 10,000 r.p.m. 程度の實驗結果から知れた事柄と、それ等に關する考察とを述べた。尙深く研究したら、色々有益な事柄が知れると思ふが、取敢えず第 1 報として御報告する。後日、實際に發動機の排氣で回轉したり、又導流翼も取付けたりして性能の向上を計り度いと思ふ。

終りに、種々御指導下された富塚教授に謹んで謝意を表す。

〔於發動機部〕

(7) 同、頁 183 (8) 同、頁 181、今の場合には空氣であるが、 $\Psi = .825$ として計算した。