

飛行中に於ける與壓高度の増加について

技 師 木 村 秀 正
細 井 政 吾

序 言

飛行中に於ける發動機の與壓高度(全開高度)が、運轉臺試験で得られた値に比して可なり
の相違を示す現象は、既に廣く知られてゐるところである。この現象の原因は、主として空
氣取入口が、飛行機の色度による動壓を受けて吸入管内壓力の増加を來すことにあると考へ
られる。そこで、ごく簡単な假定により、飛行機の色度と與壓高度の増加との關係を求めて
見た。

計 算 法

§ 計算の原理

今、與へられた發動機の運轉臺試験(この試験では氣化器空氣取入口に動壓がかゝらぬと
する)による與壓高度を Z とし、この高度に於ける密度を ρ_z 、氣壓を p_z 、ブースト壓力を b_z
とする。然るとき過給機の壓力比は b_z/p_z である。

次にこの高度に於ける飛行速度を v とすると、それに相當する動壓は $1/2 \rho_z v^2$ である。
氣化器の空氣取入口の構造が、この動壓を完全に利用し得るやうになつてゐるとすると、空
氣取入口に於ける壓力は

$$p_z + 1/2 \rho_z v^2$$

故に過給機の壓力比が一定だとすると、動力を受けたためにブースト壓力は次の如くなる。

$$\left(p_z + \frac{1}{2} \rho_z v^2 \right) \times \frac{b_z}{p_z}$$

即ち動壓を受けたためのブースト壓力の増加は

$$\left(p_z + \frac{1}{2} \rho_z v^2 \right) \times \frac{b_z}{p_z} - b_z = \frac{1}{2} \rho_z v^2 \frac{b_z}{p_z}$$

故に實際飛行中は運轉臺試験で求めた與壓高度に於ては、正規のブースト壓力に對してこ
れだけの超過があるため、絞り辨の全開を許されぬことになる。云ひ換へれば、この高度で
は絞り辨をまだ全開にしないでも、既に正規のブースト壓力に達してゐる譯である。

そこで速度を一定に保ち、尙も高度を上げて行き運轉臺試験の與壓高度に比して大氣壓が
 $4p$ だけ減じたとするとこの高度のブースト壓力は、この高度の密度を ρ_{z1} として

$$\left(p_z - 4p + \frac{1}{2} \rho_{z1} v^2 \right) \times \frac{b_z}{p_z}$$

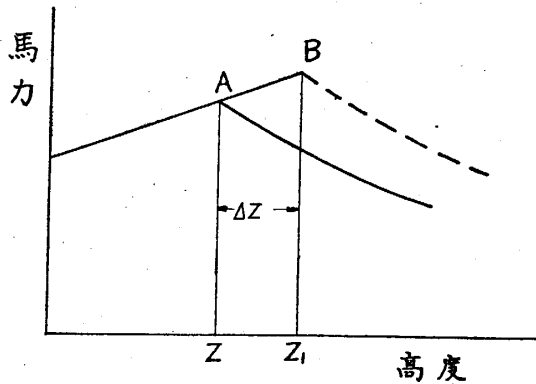
この高度で絞り辨を全開し得るためにはこれが正規のブースト壓力 b_z に等しくなければ
ならぬ。

$$b_z - \Delta p \frac{b_z}{p_z} + \frac{1}{2} \rho_{z_1} v^2 \frac{b_z}{p_z} = b_z$$

故に

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho_{z_1} v^2 \quad (1)$$

即ちこの Δp に相当する高度が與壓高度の増加となる。發動機の特長曲線に於てこの點を求めるには、出力曲線を上記の Δp に相当する ΔZ だけ延長した B 點が、飛行中に於ける實際の與壓高度及び出力を示す。



第 1 圖

§ 高度變化の小なる場合

與壓高度の變化が餘り大きくない場合の ΔZ は次のやうにして計算出来る。

$$\Delta Z = \frac{dZ}{dp} \Delta p = \frac{dZ}{dp} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2$$

$$p = p_0 \left(1 - \frac{Z}{44308} \right)^{5.253}$$

であるから

$$\frac{dp}{dZ} = -\frac{5.253}{44308} p_0 \left(1 - \frac{Z}{44308} \right)^{4.253}$$

$$\text{又 } \rho = \rho_0 \left(1 - \frac{Z}{44308} \right)^{4.253}$$

こゝに p_0, ρ_0 は夫々 $Z=0$ に於ける p, ρ 。

従つて、飛行速度 v (m/s) と與壓高度の變化 ΔZ との関係は次式で與へられる。

$$\Delta Z = -0.051 v^2 \quad (2)$$

この式で見ると、 ΔZ は最初の與壓高度に關係せぬことがわかる。式(2)の計算結果を第2圖の點線で示す。K. Kollmann の與へた圖表は、丁度これに一致する。

§ 高度變化の大なる場合

飛行速度大きく、従つて高度變化が大きい場合には(2)式では多少の誤差を生ずる。この場合には與壓高度の増加した値 Z_1 を適宜に假定して(1)より Δp を求め、この Δp に相當する ΔZ を標準大氣の表で求め、 $Z_1 - \Delta Z$ が運轉臺試験の値 Z になるやう、繰返し試みればよい。この場合 ΔZ の値は速度の大なるとき最初の與壓高度によつて極く僅かに差を示して來るが、一般に無視し得る程度である。即ち(2)式で證明されたやうに、最初の與壓高度によつて變化せぬと考へてよい。この方法による計算結果は第2圖の實線で示す。云ふまでもなく、速度が大きくなるに従ひ、(2)式の結果とはかなりの差を示す。

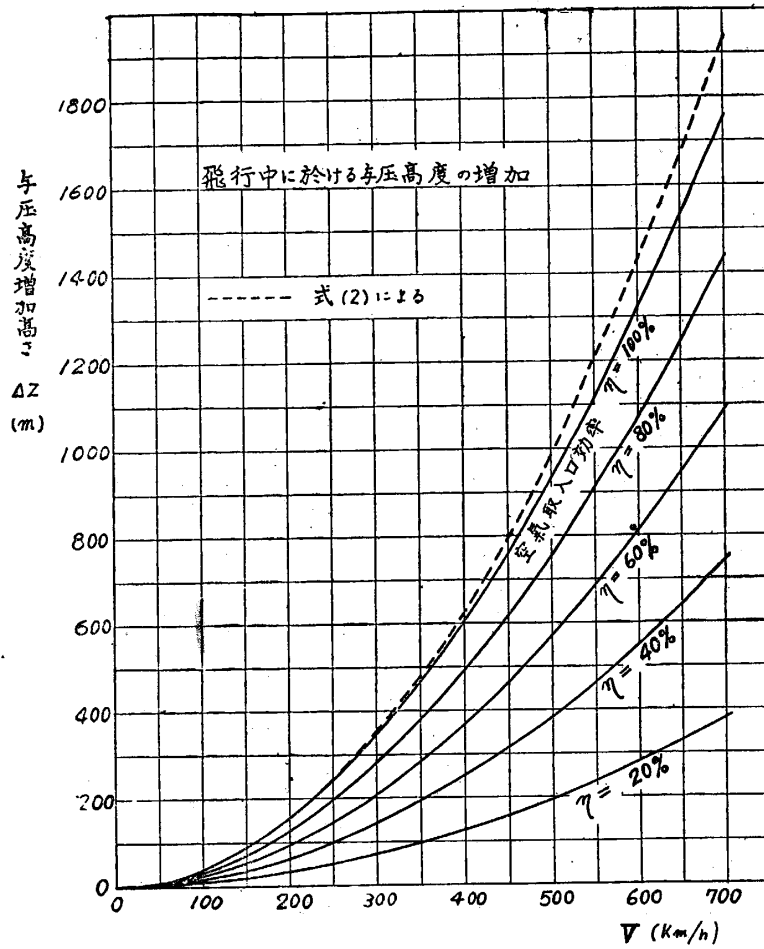
現在の飛行機では、主として空氣取入口の形狀が適當でないために、飛行速度による動壓

1) K. Kollmann: Grenzen zur einstufigen Verdichtung in Schleudern für Flugmotoren; Luftwissen, Bd. 7, Nr. 3; 1940/3.

を完全に利用し得ぬものが多い。このやうな場合、利用し得る動壓の飛行速度による動壓に對する比を空氣取入口の効率と稱することが提唱されてゐる。そこで、効率80%、60%、40%及び20%の各場合につき、同様の計算を行ひ、同じく第2圖に示しておいた。この圖表は又飛行試験と運轉臺試験の與壓高度の差から、逆に空氣取入口の効率を求めるためにも使はれる譯である。

結 論

- (1) 飛行速度による與壓高度の變化は最初の與壓高度に殆ど關係しない。
- (2) 飛行速度と與壓高度の變化との關係は第2圖で與へられる。高度變化小なる場合は(2)式によつてもよい。



第 2 圖

(2) S. Riess: Air-Intake Efficiency; Aircraft Engng. No. 131; 1940/1..