

- i) The effect of Atmospheric Pressure and Temperature upon the Performance of a Petrol Engine.
- ii) The Use of super Compression in Aero-engine.

By **E. G. Ritchie.** (Aeronautical Journal. Aug. 1921.)

### 海軍技師 實吉金郎氏

Aero engine が high altitude で働く場合の performance を知る爲めには、Engine に大なる影響を與へる Compression pressure の變化、air density の effect 等に就て考へねばならぬ、temp. pressure は同時に變化するものであるが便宜上之等の Variable を離し別々に考へる。

#### 1) Effect of Air pressure on the performance of the Normal Aero-engine.

Cylinder に吸入される air の Weight は其の density に Proportional で、density は temp. が Const. ならば pressure に比例する、即ち theoretical m. p. は

$$P_m = \eta \frac{(P_3 - P_2)}{(\gamma - 1)(r - 1)}$$

where  $(P_3 - P_2)$  = the theoretical rise in pressure

$\eta$  = theoretical thermal efficiency.

$\gamma$  = adiabatic exponent for air.

$r$  = Compression ratio.

$\eta$  は cycle により異り、若し Initial temp. 及び Compression ratio が Const. であるならば、 $P_m$  は  $(P_3 - P_2)$  によつて變る。即ち Air temp. Const. とすれば Engine の *I.H.P.* は density により變化する、其の density と *I.H.P.* との関係の data はないが、artificial Altitude Condition に於て density と *B.H.P.* との関係は fig. 1 の如く air density の低下が約 60% に至る迄は *B.H.P.* は direct proportional に減ずるを見る。この實驗は ground temp. で Inlet 及び exhaust pressure を減じたのみで、試験をした engine は次の三台である。

- (1) 12-Cylinder. Vee. Aluminium Cyl. Air Cooled engine. bore 100 mm. stroke 140 mm.

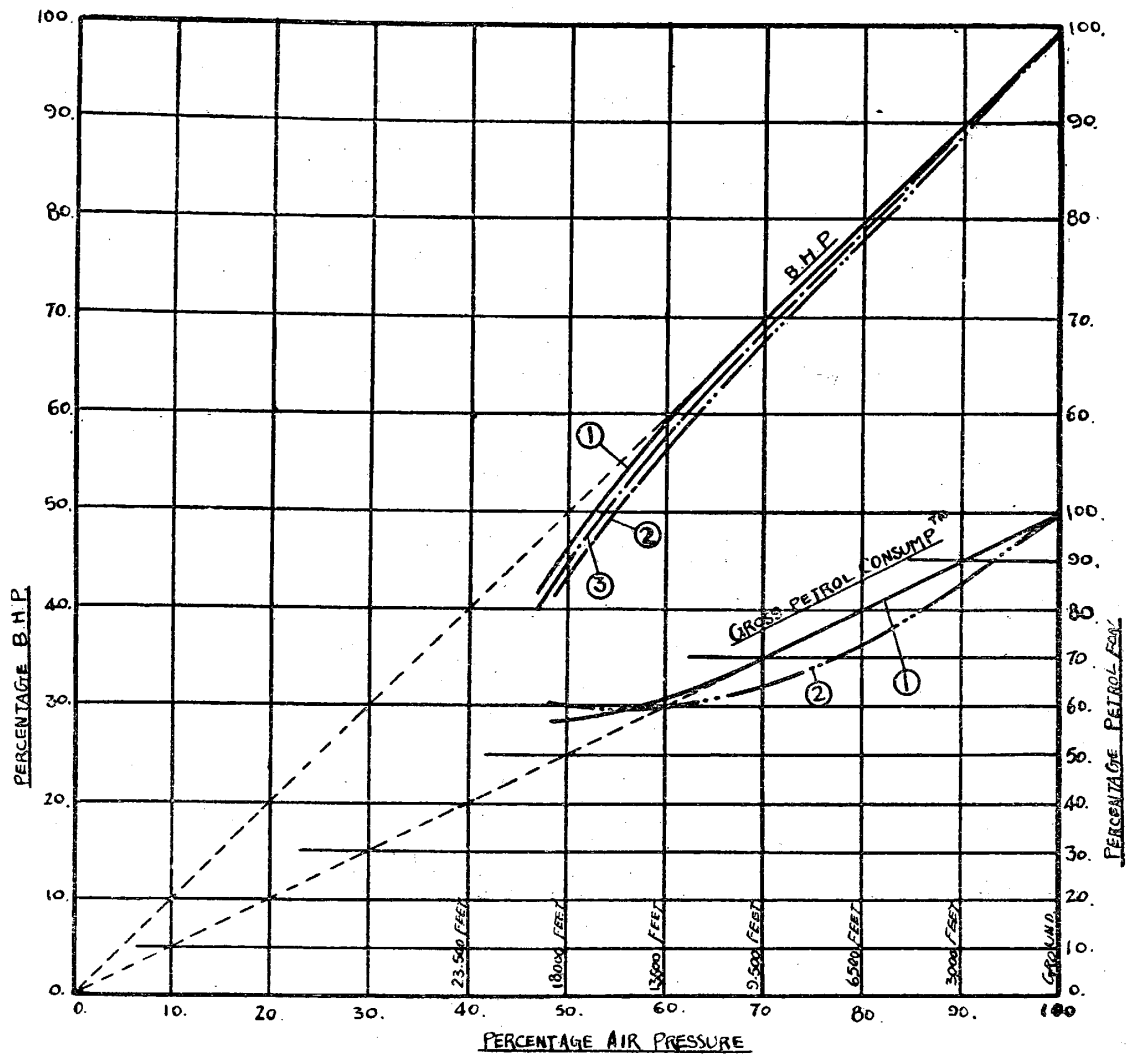


FIG. 1.

Compression Ratio 4.7 : 1 R.P.M. = 1,600.

- (2) 12-Cylinder. Vee. Cast iron cyl. Air Cooled engine. bore 100 mm. stroke 140 mm.  
Comp. ratio. 4.4 : 1 R.P.M. = 1400.
- (3) 8 Cylinder. Hispano Suiza Water Cooled engine. bore 120 mm. stroke 130 mm.  
Comp. ratio 4.6 : 1 R.P.M. = 1,550.

Curve を見るに B.H.P. は Air pressure が 60% になる迄は略ぼ proportional に減するも、其れ以下では急激に減少するを見る、fuel, Oil Consumption も略ぼ同様である。

## 2) Effect of Air temperature on Engine performance.

Engine の馬力は Cylinder に入る charge の重さに depend する、故に Air temp. が増

加すれば馬力は減少する。しかし実際には之の Effect は Air pressure 程大したものでなく、寧ろ Carburettor や induction pipe の design に基く mixture strength 等の影響の方が大である。即ち temp. が高くなれば jet に於ける Atomisation が増加し、Viscosity 及び surface tension は減し作用は良好となる、尙ほ換言すれば charge を preheat することは Distribution に好都合となる結果 H.P. は増加する。然かし之れは程度の問題で preheat することは一定容量の charge の weight が減少することとなり其の爲めに H.P. は減少する。

著者は二三の實驗の結果 Charge temp. と Air temp. との關係に就て次式を掲げて居る。

$$T = .515\theta - 16.9$$

$T$  = induction pipe temperature in °C.

$\theta$  = intake air temp. in °C.

Vaporization による temp. drop は Engine の種類により異なるも mixture が 14:1 内外では約 22°C となる。

### 3) Air temperature and Power out put.

Temp. effect は前述の如くであるが Air pressure が増加すれば temp. effect も減少する、今 0°C の air temp. で develop する B.H.P. を base として、任意の temp. に於ける B.H.P. との比較は次式により與へられる。

$$P_0 \left( 1 \pm \frac{\theta}{K} \right)$$

ここで

$P_0$  は 0°C に於ける B.H.P.

$\frac{\theta}{k}$  は temp.  $\theta$  が 0° 以上或は以下なる場合により + 又は - になる値

$K$  は Air pressure が増すに従て次表の如く増加す

Absolute air pressure in mm. of Mercury	254	360	460	760
Value of $K$	187	290	386	500~600

(但し  $K$  は engine の type によりても多少異なる)

### 4) Effect of Compression ratio.

Compression ratio を大にすることは M.E.P. を増すことになり、engine の efficiency を

増大するも Compression ratio をあまりに大にすれば preignition を起す故に一般に Compression ratio は 5:1 乃至 5.3:1 迄に制限される。Compression の終りに於ける temperature は、Compression ratio と Initial temperature によりて異なる、高空に於ては initial temp., pressure 共に減ずる故に地上で Max. allowable Compression を行て居たものも上に昇る程著しく Comp. pressure は減じ efficiency の悪いものとなる。之の effect を知る爲めに Comp. ratio を變化せしめて實驗した結果が fig. 3 である。之の test は Fiat 300 H.P. の Cylinder を利用して製した Single Cyl. engine に就て行たもので Compression ratio が大になれば Fuel consumption が減じ、Altitude が増せば増す程 Comp-

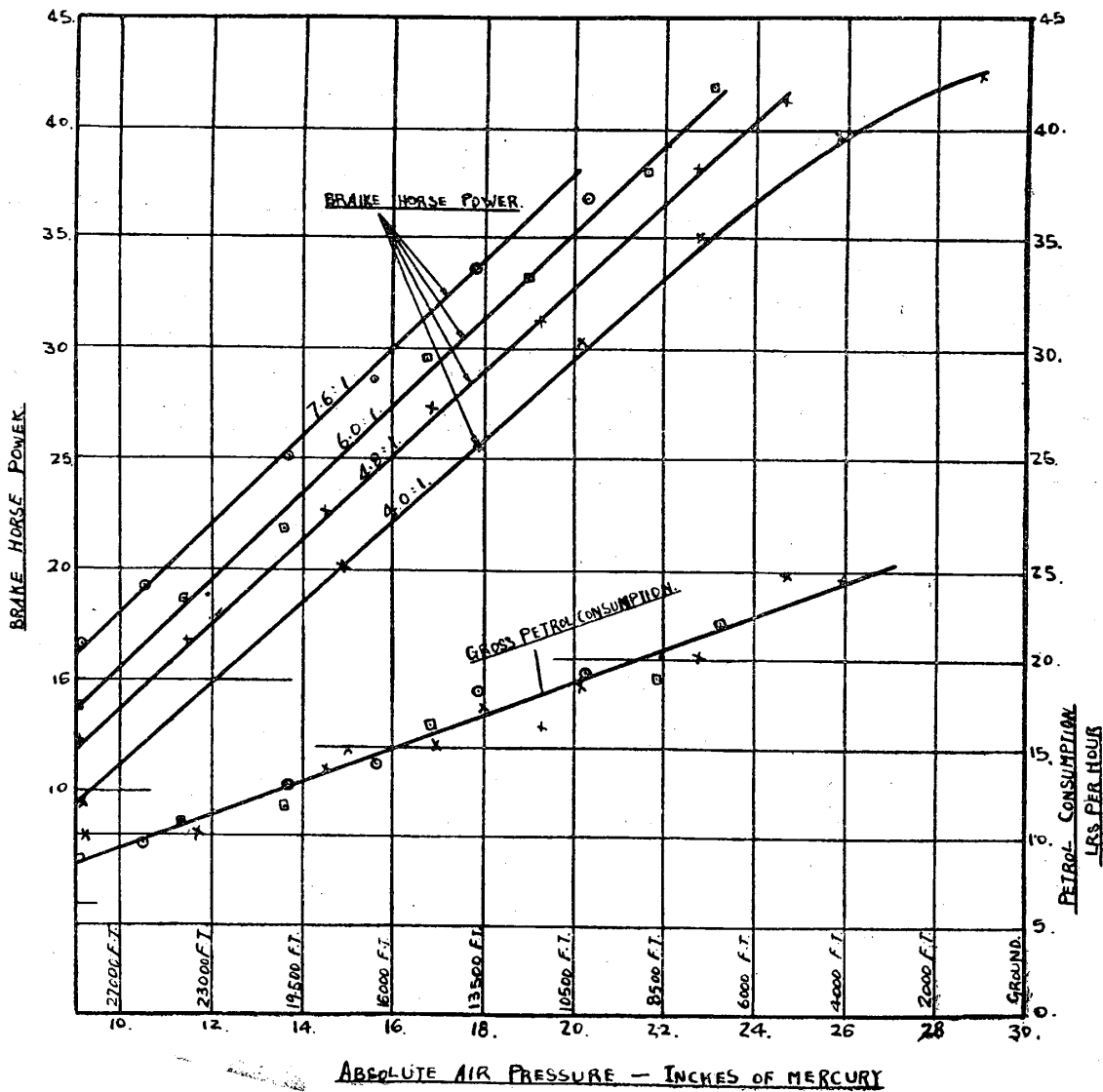


FIG 2

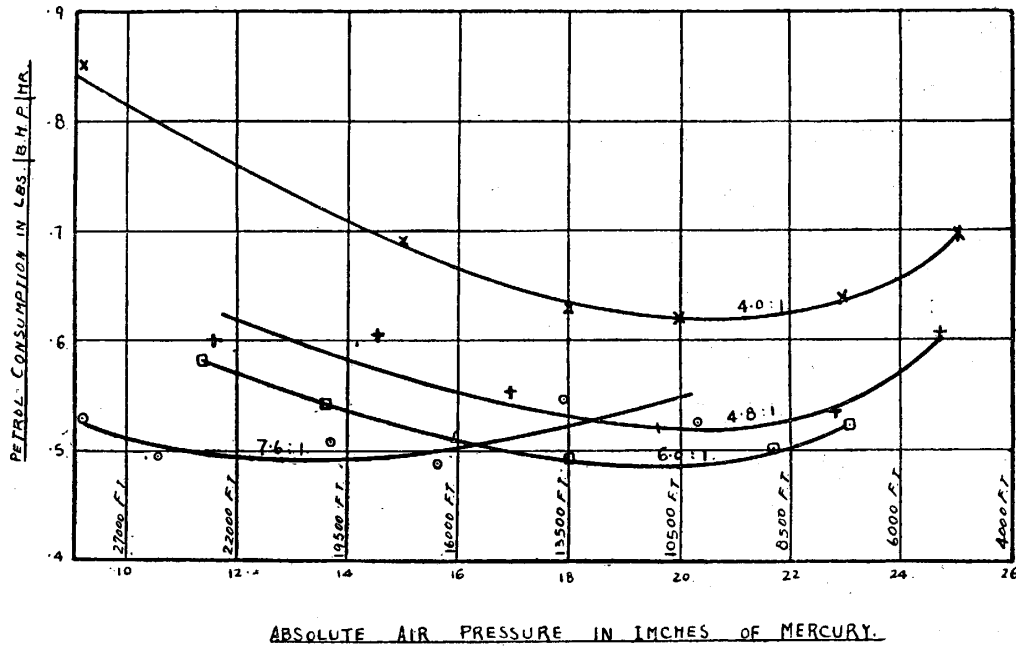


FIG. 3.

ration の大なるものに有利であることを示して居る。今  $\gamma=4.8$  の場合を standard として Comp. ratio を色々に變へた場合の Power の Percentage の示せば fig. 4 の如くなる。

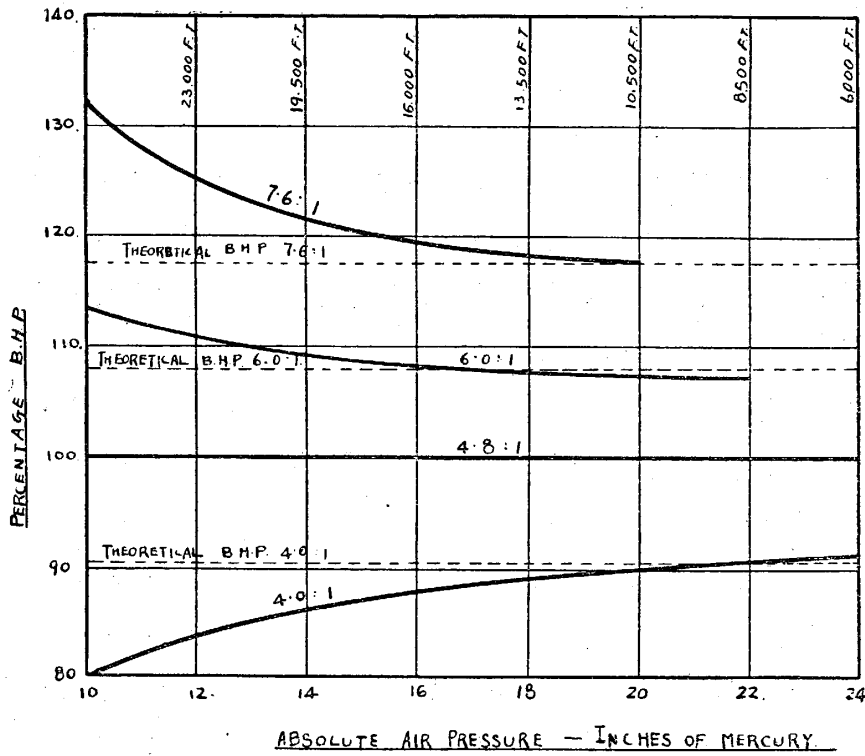


FIG. 4.

即ち圖に就て見れば低い air density に對しては comp. ratio に依る power の増減が著しくなるのを知る。

### 5) Power recuperation at altitude.

次の表は各 altitude に對する H. P. absorbed と H. P. available との關係を typical case に就て示す。

Aeroplane:—

Gross Weight. 2000 lbs.

Wing section R.A.F. 15 Aerofoil.

Wing area 250 sq. ft.

Engine:—

300 B.H.P. on full throttle on the ground

Air-Screw efficiency 80%

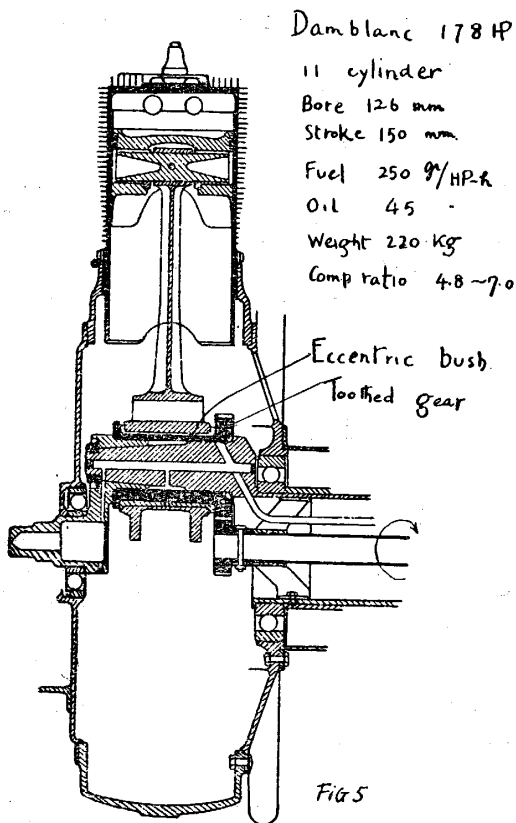
Minimum speed in level flight near the ground = 90m/h.

$\rho V^2 = \text{Const.}$

Altitude ft.	0	5,000	10,000	15,000	20,000
Density relative to ground density	1.000	.855	.721	.617	.524
True Vel m/h.	90	97	106	115	124
H. P. absorbed	93	100	110	118	129
Thrust H. P. available	240	199	163	128	98

表で見る如く 1700 ft. の ceiling height で飛ぶには 300 H.P. を要するも、ground での minimum speed は僅かに 93 H.P. で Power の超過となる。故にもし高さの變化に拘らず HP. を或程迄一定に保ち得たならば極めて有利であるとは明かて斯く altitude によつて power の變るのを調節するのに二つの方法がある、即ち Engine が高くに行くに従つて Engine の stroke を變更して Compression ratio を變へるものと始めより Compression ratio を大に作て置て低空では throttle して Compression press を allowable limit 内に制限して用ゆるものとある。

Stroke を變更する方法は普通の engine には始ど應用する事不可能であるが Rotary 又は radial engine に對しては比較的簡単な Mechanism で應用され weight の増加も僅少である。Dambance-Mutti Variable stroke rotary engine では fig. 5 に示す如く master rod の big-end が Crank pin の上に偏心して置かれ之の Eccentricity は hand power で gear train により動かされ stroke を調節する。之の engine では Comp. ratio が 4.8~7.0



まで變更され、weight は mechanism を入れて 2.52 lbs/B.H.P. である。

今一つの type は Zeitlin engine で Comp. ratio を變ると同時に Inlet 及び exhaust の timing を變へるもので、即ち

Working stroke = 181. mm.

Exhaust stroke = 203.5 mm.

Induction stroke = 226. mm.

Compression stroke = 203.5 mm.

Comp. ratio は 4.5~7.0 の間に變化する、此の engine は Inlet Valve を有せず Cylinder の下部にある孔を通して Crank Case から燃焼 gas を吸入し同時に上部からは air を吸入する、connecting rod は crank と Eccentric に取付けられ而かも其 Ecc. Sleeve は engine の  $\frac{1}{2}$  の速度で回轉されて居るから、piston は一定の往復運動

をなしつゝ Eccentricity の二倍だけ oscillate する従て piston は前記の下部に設けられた吸入孔を cover することゝ、しない事が起るから従て Inlet や Exhaust stroke が上の様に變化し得るのである。詳細は “Flug-wocke 30 März 1911” か又は “Aeronautic July 22 1920” を見られ度い。

High Compression engine を altitude に應じて適當に throttle して使用する方法是廣く行はれ、戦争終期に於て獨逸の engine は殆んど凡て此の方法を採用して居た、比較的・重い fuel を使て Comp. ratio は 6~6.25 で 1800~2300 m の高度迄で power constant に保つ事に成功して居る。

High compression の爲めに Cooling を充分する必要がある、其の結果 Cooling water の増加を來し Radiator が重くなる缺點がある。即ち普通の engine に比較して Radiator Size の増加率を示せば次の如くなる。Altitude が増す程 temp. も降下するから cooling effect か増すけれども一方 pressure 減ずる爲め水の Boiling point も降下する、(1.15°C/1,000. m) 結果 Radiator に許し得る温度が降り、従て Radiator の size の増加を必要とする

Engine developing Const. Power.	Percentage increase in Radiator Size.
Up to 6000 ft.	40%
9000	55%
12000	70%

Air Cooled engine では Weight は増さないが Cylinder temperature に許し得べき極限がある、著者は普通の engine の飛行試験の結果より導いて次の如く示して居る

Altitude in ft.	Max. Cylinder temp. °C.
2500	160
6000	170
9000	181
12000	193

6) **Aeroplane performance with Constant power Unit:**—Fig. 6 は Normal engine と Super compression engine との Performance を比較したものである、之れで見れば 200 H.P. の Super-Compression engine の方が 300 H.P. の Normal engine よりも却て Ceiling は高い、そして Ceiling 迄の時間は兩者略ぼ同て様あるが 10,000 ft. 迄では Normal engine の方が早く其れ以上になると density の effect を受けることが大である。

同じ 300 H.P. のものに就て比較するならば Ceiling に於て約 36% の増加となり、Weight に於て約 30% の saving となる。(終り)

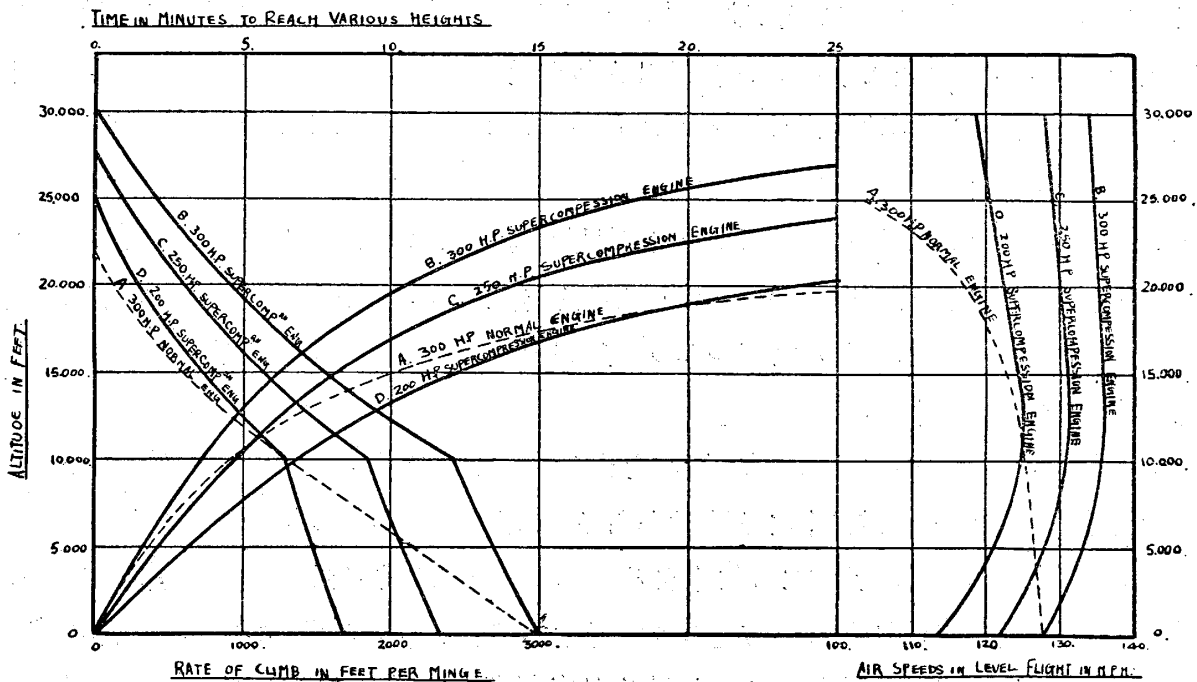


FIG. 6