

The Effect of temperature and altitude of Aerodrome in the taking off of Aeroplanes.

(paper Contributed to South African Association for the Advancement of Science.)

By P. G. Gundry, Ph. D., B. Sc., F. A.E. S. (late R. A. F)

松 原 元 氏

緒言、1920年に於ける Cairo—Cape 飛行で飛行場が high temperature, high altitude の爲めに豫期しなかつた困難に遭遇した歐洲、亞米利加に於ては斯様な high altitude では temp. は低いものであるが南亞弗利加に於ては全く状態が異なる故に操縦者は非常な困難をした低氣壓、高温の飛行に及ぼす影響は大體次の二種に分類することが出来る

(1) Engine Peculiarities

(2) Aerodynamical peculiarities

(1) は Carburation の不十分及び Air が high temp. なる爲め Cylinder jacket の Unequal heating 等である。此の影響の多寡の程度を豫測する事は現今の有様では一寸出来ない相談の様に思はれる。

(2) は Atmosphere の稀薄に基づく氣體力學的の影響である。atmosphere の種々の状態に於ける Aeroplane performance は今迄に知られて居たことであるから中央アフリカの如き low air density で熱い高原に於て飛行するに先だち Per H. P. に許容し得る Max. load を知つて居たならば斯様な多くの困難に遇はなかつたこと、思はれる。Rhodesia, Union of South Africa, の大部分は土地高く且つ温度高き故に飛行には不都合な状態に在る土地である。斯様な異な状態の土地に歐洲其他に於ける實驗より得たる idea を導き應用する爲めには如何に Modify すべきやは價值ある問題である

(1) The effect of Temperature and Altitude.

水平速度と上昇率を決定するに要する條件は

(1) 一馬力當りの load.

(2) 翼單位面積上の load.

(3) 空気の密度

(4) Propeller efficiency

是等の諸因を総合、考察する時には同一方法、階梯を以て略んど各種の飛行機即ち Scout 用の小型のものより爆弾用の大型のものまで其の Performance を知ることが出来る。但し Propeller efficiency が之の内て最も不正確なもので之れは飛行機の種類、廻轉數等に依つて著るしく變化するものである。Air density が減少することにより Engine の H. P. が減少する事は御承知の通りですがそれを防止する爲の装置として現今では “altitude control” とか “supercharger” とかが有りますが皆實用の域には達してゐない。以下の計算に於て發動機馬力變化割合は全部大戦中飛行機能力試験 (Performance tests) に採用した數字を採用する事とする。

扱て Air の稀薄になることは一方 Resistance の減少を來たす故により大なる air speed が得られ lifting power の減少を Compensate する事が出来るが Engine の馬力減少は如何んともする事が出来ない。

Fig 1. の曲線は engine factor $f(d)$ を示す、即ち任意の altitude に於ける H.P. は Sea level に於ける H.P. を之れに乗ずれば得られる。

但し同回轉數の場合である $d = \text{Sea-level}$ との Air Density ratio である different loading と Air の different density に對する performance は Fig 2—Fig 3 の Curve を見れば分る

$$\text{Fig 2 に於て Abscissa} = E_0 \sqrt{d} f(d) \sqrt{\frac{7}{w}}$$

$$\text{Ordinate} = V \sqrt{d} \sqrt{\frac{7}{w}}$$

$$\text{Fig 3 に於て Abscissa} = E_0 \sqrt{d} f(d) \sqrt{\frac{7}{w}}$$

$$\text{Ordinate} = v \sqrt{\frac{7}{w}}$$

Where

E_0 = engine H.P. per 1,000 lbs of load

d = density relative to air at sea level.

w = Wing loading in lbs per sq. ft.

V = level speed (air speed) in miles per hr.

v = rate of climb in ft per min.

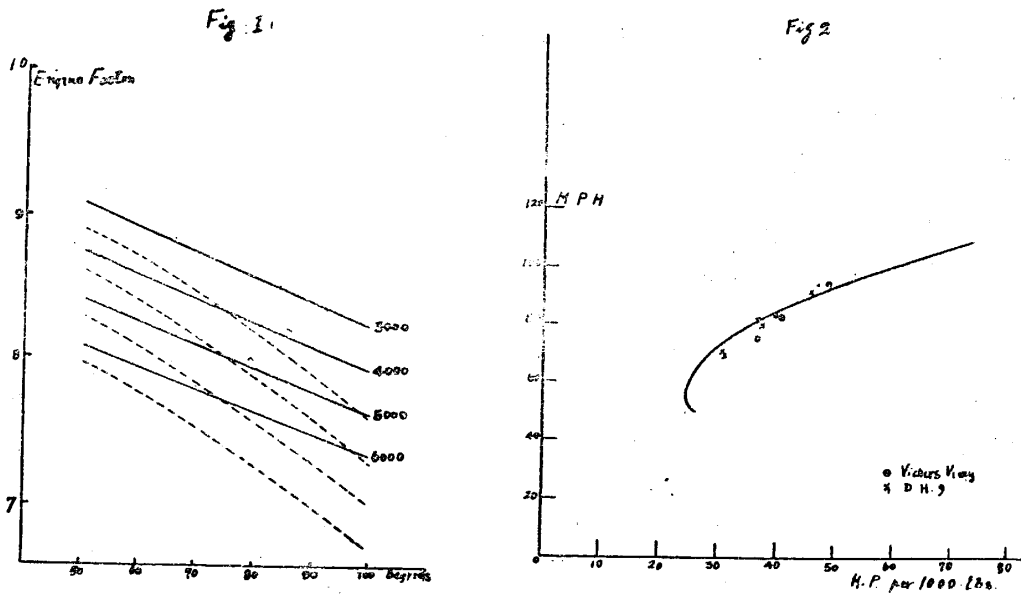


Fig 2 and 3 の各點は爆彈投下用 Vickers Vimy と D. H. 9. Machine, の Actual test から得た點である

(2) Length of run on ground before taking off:—

離陸の滑走距離は歐洲の場合と著るしく異り長い滑走を要する特に大なる load で Air が熱い時には非常に長く困難になる

Lieut-Col. van Ryneveld は彼れの報告中に反覆負擔荷物の大きい彼れの飛行機は離陸に異常の困難を感じた事を記述してゐる。

其の一二句を述べれば、

「日出前、斜面に添ふて滑走すれば容易に離陸が出来る、……」

「……離陸に際して多くの木の頂に尾櫓が屢々振れた事を経験した」

次の計算は高度と温度との影響を知るには充分である（但し無風の場合）

離陸する爲めの滑走を二つに分けることが出来る。

(1) 約 20 miles/hr に達する迄の Tail down の滑走。

(2) 20 miles/hr 以上の speed になつて Tail up での滑走。

(1) の滑走距離は極く僅で然かも速度が遅いため 空氣密度には無關係と云ひ得る 故に茲には (2) の Tail up から離陸する迄に就て計算する事とする。

扱て地面より來る種々なる影響例へば地面との frictional force を neglect し飛行機は minimum Alying speed で離陸するものと假定する

Let.

S = the distance of the run from the place where the speed is 20 m/hr.

P = the H. P. of the engine

η = Propeller efficiency.

v = Speed in ft/sec.

m = Mass of the Machine in lbs.

$g = 32.2 \text{ ft/sec}^2$

then,

Thrust - resistance = Mass \times Acceleration.

$$\eta \ 550 \ P/v - Kdv^2 = \left(\frac{m}{g}\right) v \left(\frac{dv}{ds}\right)$$

K を求める爲めに Tail-up で滑走せるものを水平飛行の状態と考へて其の Air speed を l ft/sec とする然らば

$$\eta \ 550 \ \frac{P}{l} = Kdl^2$$

$$\eta \ 550 \ P \left(1 - \frac{v^3}{l^3}\right) = \left(\frac{m}{g}\right) v^2 \left(\frac{dv}{ds}\right)$$

$$S = \left(\frac{m}{g} \eta \ 550 \ P\right) \left(\frac{l^3}{3}\right) \log \frac{1 - 20^3/V^3}{1 - V_0^3/V^3}$$

$$= \left(\frac{0.1368}{\eta}\right) \left(\frac{V^3}{E}\right) \log \frac{V^3 - 20^3}{V^3 - V_0^3}$$

Where

V = level speed in miles per hr.

V_0 = Minimum flying speed is m/h.

E = H.P. per 1,000 lbs.

上式に於て V . E . は density が減するに従て減少する然かし V の變化は E に比しては僅かである V_0 は之れに反して増す其の割合は $\frac{1}{\sqrt{d}}$ である

$V_0 = V$ の場合に於ては滑走距離は無限に長くなる即ち ceiling の場合である。

(3) Application to Vickers Vimy Machine.

(1) Machine light. 6,900

Fuel and oil	1,200
Crew and accessories	720
Total weight	8,820 lbs.
(2) Machine light	6,900
400 galls petrol	2,880
30 galls oil	270
Crew, spares, etc.	950
Total weight	11,000 lbs.

(1) の方は light load と稱して居る load で約 3.5 時間の飛行に耐へる燃料を持って居る場合である (2) の方は heavy load で Engine は共に Rolls-Royce Eagle 8 である、馬力を勘定するには Engine の R.P.M を考へねばならん R.P.M. = 1,550 と取た而して其のエンジンの Sea level (density 1.) bench test の平均馬力は 315 である

滑走の初めには R.P.M. は遅い故に Under estimation をするが必要である

Machine の Wing Area = 1,387 sq. ft.

故に (1) の light load では

$$E_0 = 71.5$$

$$W = 6.36 \text{ lbs/sq. ft.}$$

(2) の heavy load では

$$E_0 = 57.3$$

$$W = 7.94 \text{ lbs/sq. ft.}$$

E_0 = engine H.P. per 1,000 lbs. at sea level.

W = Wing loading

計算に必要な他の factor は Minimum flying speed である之れは true Air speed で Indicated air speed を \sqrt{d} で除したものである。Sea level に於て light load に對しては 60 miles/hr と取て大差ないと信ずる而して此の Speed は Wing loading の Squar root に Proportional に又 \sqrt{d} に inversely に變化する。

Propeller efficiency は前に記した如く最も不確なもので best speed に對しては 70% となるが地上を走る low speed では之れよりも小である故に先づ 60% とする

上記の data で Sea level と各 altitude と temp に於ける Minimum の滑走距離を計算したものが下の表である

TABLE I
Light load. Total weight 8,820 lbs
Run to take off in feet
At sea level 321 ft

Altitude. Temp.	3000	4000	5000	6000
50° F.	418	461	513	570
60° F.	436	486	541	602
70° F.	461	519	570	639
80° F.	486	542	603	674
90° F.	514	574	637	711
100° F.	542	604	674	750

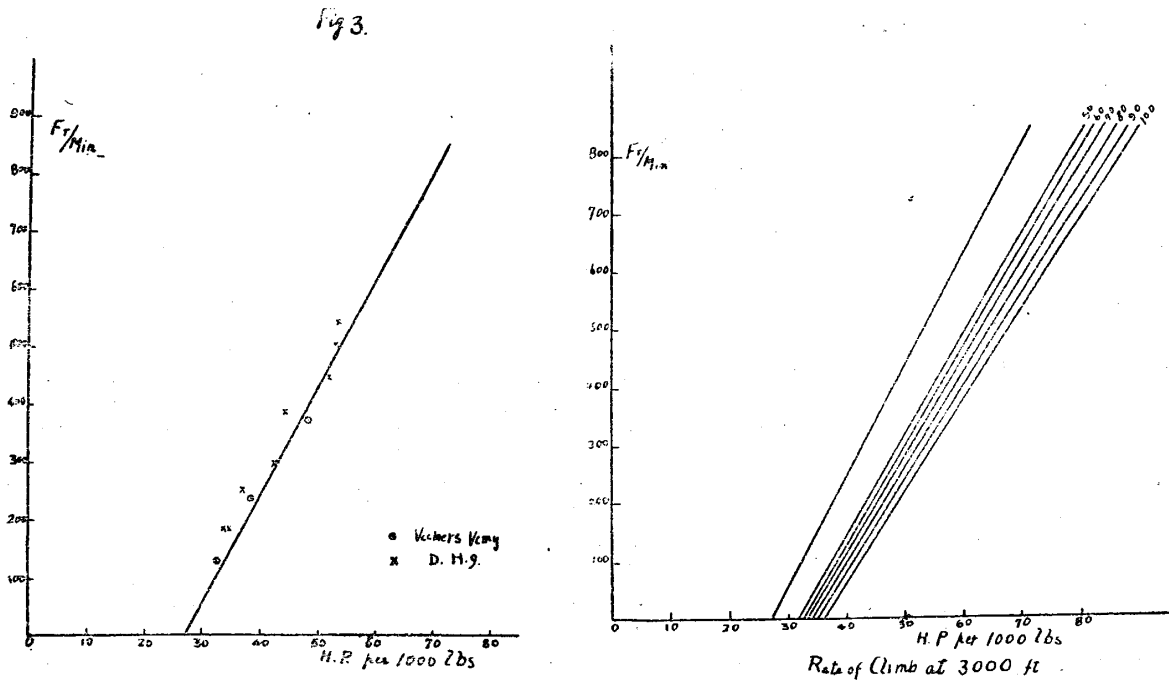
TABLE 2
Heavy load. Total weight 11,000 lbs.
Run to take off in feet.
At sea level 601 ft.

Altitude. Temp.	3000	4000	5000	6000 ft
50° F.	796	885	994	1124
60° F.	832	935	1046	1193
70° F.	880	991	1117	1268
80° F.	934	1050	1190	1352
90° F.	990	1117	1263	1443
100° F.	1050	1191	1341	1542

上の結果より見る時には Bulawayo に於ては 90° F の時には飛行場は何れの方角にも歐洲のそれの略二倍の長さを要し、もし 6000 ft の altitude で temp 100° F の飛行場に於ては英國に於ける飛行場の 2½ 倍の長さを有する事となる。

(4) 上昇率

離陸走行距離に次いで調べなければならない事は飛行場からの上昇速度である。と云ふのは飛行場の周圍に樹木或は其の他の障礙物の有る場合は勿論かゝるものがない時でも、附近の丘、其の他地勢状態のため亂された空氣状態から早く遁れると云ふ事が必要なかからである。各々の altitude 及び temperature の下に於ける上昇率は fig 3, の線圖より見出される



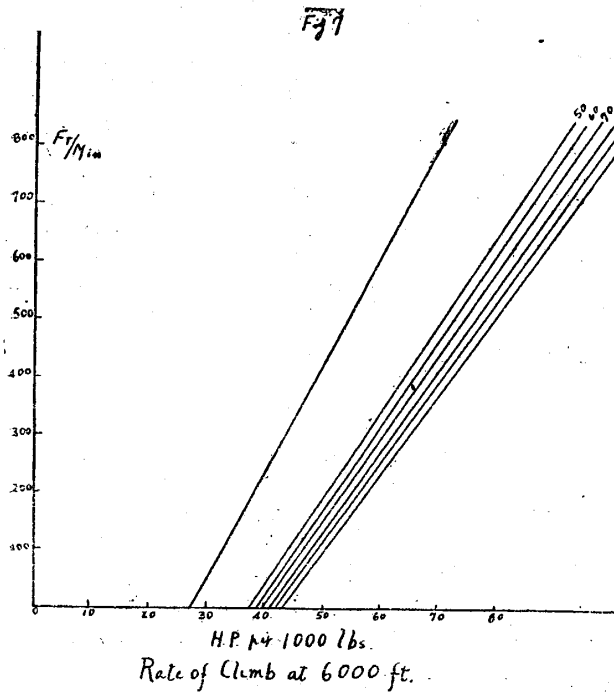
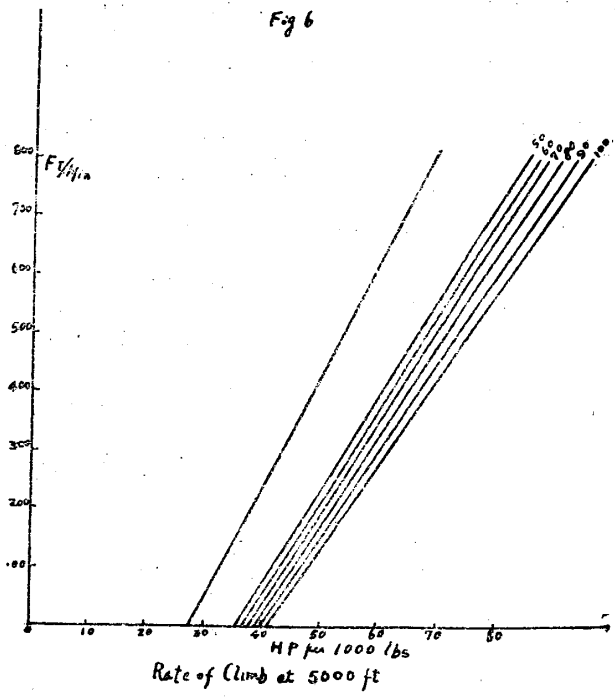
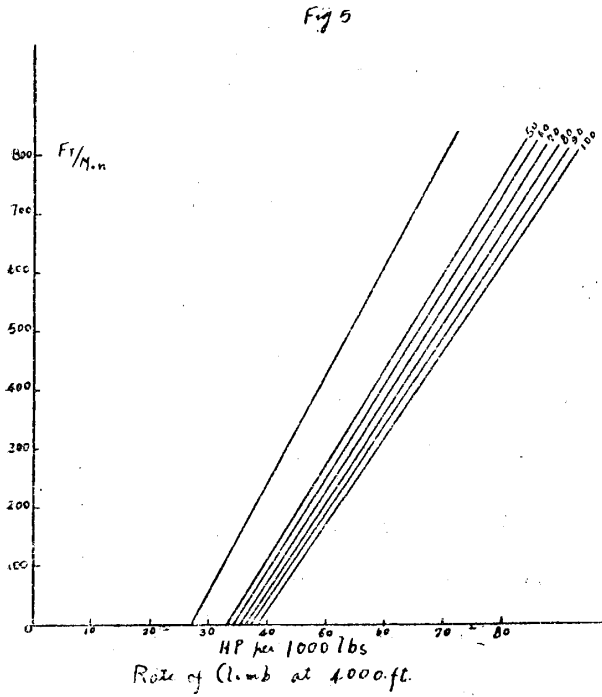


TABLE 3.
Vickers Vimy Light load. Total weight = 8,820 lbs.
Rate of climb in feet per minute:
At sea level 845 ft per min.

Altitude	Temp.	3000	4000	5000	6000 ft.
50 F.	...	696	648	597	543
60 F.	...	674	619	568	516
70 F.	...	648	597	542	487
80 F.	...	619	568	516	464
90 F.	...	597	542	486	430
100 F.	...	568	515	463	417

TABLE 4
Vickers Vimy. Heavy load. Total weight = 11,000 lbs.
Rate of climb in feet per minute:
At sea level 523 ft per min.

Altitude	Temp.	3000	4000	5000	6000 ft.
50 F.	...	396	360	312	267
60 F.	...	377	332	290	243
70 F.	...	358	308	265	221
80 F.	...	332	288	244	201
90 F.	...	308	265	222	180
100 F.	...	288	240	201	162

fig 4. 5. 6. 7. から 6 つの異なる temp に對し又四つの異なる altitude に對して ground H.P. per 1,000 lbs に對しての上昇率見が出される、比較の爲めに Sea level に對する Curve も引いてある 之等の Curve は Wing loading 7 lbs. per sq. ft. のものである。

different Condition の下に於ける rate of Climb は次の表に示す如し Table 3 は light

load で Table 4 は heavy load の場合である

Table 3 を見るに Rate of Climb at Sea level では 845 ft/m であるが temp 100° F で 6000 ft の altitude では 417 ft/m になつて居る

尙ほ比較の爲めに同時に飛んだ Siddeley Puma engine を附けて置く。D. H. 9 machine の結果を掲げれば

Machine light	2,200
fuel and oil	500
Crew etc.,	360

Total weight 3,060 lbs

TABLE 5.
Voortrekker."

Rate of climb in feet per min. at sea level	965 ft. Per min.	6000 ft.
Altitude	3000	4000
Temp	3000	4000
50 F.	800	740
60 F.	772	715
70 F.	740	685
80 F.	712	655
90 F.	685	628
100 F.	660	600

Wing Area 436 sq. ft. R.P.M. = 1,350

H.P. (Sea level) 242.

H.P. Per 1,000 lbs (E_0) = 79.1

Wing loading 7 lbs/sq. ft.

以上の結果を比較研究するに Vickers

machine の Bulawayo を飛び出す時の荷物負擔量 (heavy load) だと高い即ち氣壓の少ない。しかも高温の處では著しく上昇温度が少い事が認知されやう。もし 6,000 ft. で 100° F の處では一分間に 162 ft. きり飛上る事は出来ないのである。然るに "Voortrekker" では 500 ft. で非常に良好な performance を持つてゐる、これは機體が良いのと、そのエンジンがよいからだと言ふ人があるけれども自分は一つに負擔荷物の量が高い温度に非常によく適應して居ると云いたい。

(5) Humidity の影響

飛行機の性能を考へるに當つては air 中の Water Vapour の effect を考へなければならぬ、Air 中に於ける humidity が増加せば Air Volume は減じるものである、此の Effect は low temperature に於ては大して差支なきも high temp. になれば重要なことである、例へば 100° F で Saturation の場合に dry air の relative density は 6000 ft では 0.746 から 0.689 に減じる約 7.6% の變化をなす、之れによる Engine power の減少は 0.736 より 0.677 に約 8% 減ず。dry air の relative density は Engine factor として用ひられねばならぬ

其他 Aerodynamic の方では humidity の Effect は \sqrt{d} に關係する故に殆んど Negligible である

Fig 1 は Saturated water Vapour の場合に對する Engine factor の變化を示す extreme Case として $100^{\circ} F$ の Saturation では Engine の H.P. が 8% 減少するも滑走距離が 8% 丈け増すことゝなり大した影響でない、又翼面の effect 或は水滴による重量の増加による影響は考へる程でない

(6) 結論

Central and South Africa に於ては上記の事實より per H.P. に對する loading は戦時中の經驗から知られる、又 bombing machine は此土地で飛ぶには改造するがよい設備として必要なことは

- (1) 飛行場を歐洲の状態のものゝ二倍以上非常に大きくすること
- (2) I.H.P. 當りの loading を著しく減少すること
- (3) density の減少による馬力減少を防止する方法をなすこと

(2) の方法を採用するには長距離飛行を止めて短距離とし屢々中繼で燃料を補助すると云ふ事にすれば荷物が減ずると云ふ事になる。(3) の方法に關しては歐洲では壓縮機などを使つて馬力増加を計つて居るが附加重量に對して十分の馬力を得たと云ふ事を自分は未だ聞かない従つて亞弗利力の様な異つた條件の處で此の方法を採用すると云ふ事は今の處一寸望みない事の様思はれる。

(終り)