

航空機用発電機の体格
と定格についての研究

昭和41年5月

北 島 憲 之

正 誤 表

頁	位 所	誤	正
11	(1.1.6)式	$\frac{A}{\pi l}$	$\frac{A}{\pi D}$
15	下から7行目	オ1.1.5図及び1.1.6図	オ1.1.7図及び1.1.8図
31	オ1.2.6図	B_B/B_{gI}	B_B/B_{gI}
31	オ1.2.7図	B_B/B_{gI}	B_B/B_{gI}
46	下から5行目	湿 気	湿 度
84	下から2行目	$(\Delta P - P_a)$	$(\Delta P - P_d)$
85	3行目	いた時の誤差	いた時の(2.2.8)式による通風量 W の誤差
100	6行目	(1.3.12)式	(2.3.12)式
119	下から4行目	出 口	出 力
120	11行目	§2.2.3	§2.2.4

航空機用発電機の体格と定格についての研究

目 次

記号説明

緒 論	-----	1頁
第1部 航空機用発電機の体格について	-----	4
緒 言	-----	4
第1.1章 装荷の統一的考察	-----	6
§ 1.1.1 電磁装荷	-----	6
§ 1.1.2 配分係数	-----	7
§ 1.1.3 基準電磁装荷	-----	10
§ 1.1.4 電気比装荷	-----	11
§ 1.1.5 基準電気比装荷	-----	15
§ 1.1.6 電流密度	-----	16
§ 1.1.7 磁気比装荷	-----	19
§ 1.1.8 容量増加の限度	-----	20
第1.2章 整流に対する電氣的考察	-----	22
§ 1.2.1 主極	-----	22
(1) 主極起磁力	-----	22
(2) 主極空隙長	-----	23
§ 1.2.2 整流帯	-----	26
(1) 整流帯巾	-----	26

DOC

1966

17

電気系

(2) シングル・クリアランス-----	27
(3) 主極浮遊磁束の整流帯への影響-----	28
§ 1.2.3 補極-----	31
(1) リアクタンス電圧-----	31
(2) 補極巾-----	32
(3) 補極磁束の比例性-----	36
§ 1.2.4 補償巻線-----	37
次 1.3 章 整流に対する機械的考察-----	40
§ 1.3.1 材質的考慮-----	40
(1) 高度-----	40
(2) 温度-----	42
§ 1.3.2 刷子の振動-----	43
§ 1.3.3 中性点の移動-----	45
(1) 摩擦係数-----	46
(2) 補極起磁力-----	48
§ 1.3.4 刷子寿命-----	49
(1) 整流判定-----	49
(2) 刷子寿命-----	51
次 2 部 航空機用発電機の定格について-----	53
緒 言-----	53
次 2.1 章 発電機冷却と高度定格図表-----	55
§ 2.1.1 定格と冷却-----	55
§ 2.1.2 強制空冷-----	57

(1) 飛行條件	57
(2) 冷却空気系統	58
§ 2.1.3 高度定格図表	62
(1) 概要	62
(2) 定格試験	65
(3) 計測法	67
§ 2.1.4 実飛行條件	73
(1) 実飛行試験	73
(2) 露点	77
才 2.2 章 通風特性	79
§ 2.2.1 通風現象	79
§ 2.2.2 基本式	81
§ 2.2.3 発電機内発熱の影響	84
§ 2.2.4 回転数効果	87
§ 2.2.5 通風線図	90
才 2.3 章 伝熱特性	92
§ 2.3.1 伝熱現象	92
§ 2.3.2 伝熱関係式	92
§ 2.3.3 実際の発電機に於ける考察	96
(1) 壁温度及び最高許容温度	97
(2) α の値	100
(3) 発熱量	102
(4) 通風量	105
§ 2.3.4 出力制限部位の移動	108

第2.4章 出力特性-----	113
(1) 目的-----	113
(2) 損失に影響を及ぼす要素-----	113
(3) 出力線図-----	114

第2.5章 高度定格図表を地上条件での実測値

から計算で誘導する法----- 116

§ 2.5.1 問題の提起----- 116

§ 2.5.2 通風特性----- 117

 (1) 空気導入係数----- 117

 (2) 内部発生圧----- 122

 (3) 通風線図----- 123

§ 2.5.3 伝熱特性----- 125

 (1) 伝熱線の勾配----- 125

 (2) 基準点----- 127

 (3) 伝熱線図----- 130

§ 2.5.4 高度定格図表----- 130

結 論----- 136

文 献

謝 辞

記号説明

本論文中に特に説明したものの以外の記号は下記による。

<p>A 面積, cm^2 又は m^2</p> <p>A 電気装荷, 10^3 アンペア・コンダクタ</p> <p>A₀ 基準電気装荷, 10^3 アンペア・コンダクタ</p> <p>AT_c 補償巻線起磁力, アンペア・ターン</p> <p>AT₀ 主極無負荷起磁力, アンペア・ターン</p> <p>AT_g 主極起磁力, アンペア・ターン</p> <p>AT_k 電機子反作用起磁力, アンペア・ターン</p> <p>a 電機子回路の並列数</p> <p>ac 電気比装荷, アンペア・コンダクタ</p> <p>ac₀ 基準電気比装荷, アンペア・コンダクタ</p> <p>B_g 無負荷時の主極空隙磁束密度 (電気比装荷) ガウス</p> <p>B_{g1} 実際の補極空隙磁束密度, ガウス</p> <p>B_{g1'} 理論的補極空隙磁束密度, ガウス</p> <p>B_t 電機子歯の磁束密度, ガウス</p> <p>b 極弧の長さ, cm</p> <p>b₁ 実際の補極巾, cm</p> <p>b_{1'} 理論的補極巾, cm</p> <p>C_c 常数</p> <p>C_p 定圧比熱</p> <p>D 空隙直径又は電機子直径, cm</p> <p>D_d 通路直径, cm</p> <p>D_k 整流子直径, cm</p> <p>E, e 電圧, ボルト</p> <p>e_k 平均整流電圧, ボルト</p> <p>e_r 平均リアクタンス電圧, ボルト</p>	<p>F 内部発生圧, インチ H₂O</p> <p>f 周波数, cps 又は cps/100</p> <p>f_s 溝内の導体占積率</p> <p>ΔH 全有効通風圧, インチ H₂O</p> <p>η 熱伝達率</p> <p>I 電流, アンペア</p> <p>if 界磁電流, アンペア</p> <p>K, k 比例常数</p> <p>K 整流子片数</p> <p>K_s 磁路飽和係数</p> <p>K_i カーター係数</p> <p>L 発電機出力, KW 又は KVA</p> <p>l 電機子長, cm</p> <p>l₁ 補極長, cm</p> <p>N 導体巻数, ターン</p> <p>N 回転数, RPM</p> <p>Nu スセルト数</p> <p>P 極数</p> <p>p 圧力, psi 又は インチ H₂O</p> <p>P_a 大気圧(高度), 発電機出口圧, psi</p> <p>P_B 地上の大気圧, mmHg</p> <p>P_d 動圧</p> <p>P_i 発電機入口圧, psi</p> <p>P_r フロントル数</p> <p>P_t 全圧, インチ H₂O</p>
--	---

ΔP (外部)通風圧, インチH₂O

Q, Q_t 発電機発熱量(損失), KW

Q_c 各部位の発熱量(銅損), KW

R ガス常数

Re レイノルズ数

R_f 流体抵抗

S 毎極容量, KW又はKVA

S/f 比容量, KW/pole/100cps又は
KVA/pole/100 cps

SC シングルクリアランス, cm

T, t 時間, sec

T, t 温度, °K, °C

T_a テイラー数

T_{e, t_e} 発電機出口の空気温度, °K, °C

T_{i, t_i} 発電機入口の空気温度, °K, °C

T_R 整流時間, sec

T_p 主極分巻界磁巻数, ターン

t_b 刷子巾, cm

t_h 最高許容温度, °C

t_k セグメント巾, cm

t_w 壁温度, °C

u 溝内の上口又は下口の皿数

v 速度, cm/sec又はft/sec

v_f 周速, cm/sec

W 通風量, lb/min

x 距離, cm

Z_c 電機子周匝上での整流帯巾, cm

α 極弧の極節に占める割合

α 指数

γ 配分係数

γ 空気密度, Kg/m³又はlb/ft³

δ 主極空隙長, cm

δ_{ip} 補極空隙長, cm

ϵ 補正係数

η 効率, パーセント値

λ 熱伝導率

μ 摩擦係数

μ 粘性係数

ν 動粘性係数

σ 補正係数

σ_a 電機子巻線の電流密度, アンペア/mm²

σ_b 刷子の電流密度, アンペア/cm²

τ 極節, cm

Φ 磁気装荷, 10⁶ウエーバ

Φ_0 基準磁気装荷, 10⁶ウエーバ

Φ_L' 理論的補極磁束, $\text{eE} - \text{バ}$

ω 角速度, radian/sec

緒 論

航空機搭載用機器では一般地上用のものと比較して信頼性の高いこと及び寸法、重量の小さいことが特に重要視されてゐるがその中でも寸法、重量の又は機体にとって抗力及び死重となるのでそれ丈燃料消費量を増し且つ飛行性能を低下させることになるため最小にすることが強く要求されてゐる。

しかるに最近の航空機の高性能化にともない機上電力の需要並びに飛行高度及び速度が大巾に増大してきたためその最も重要な搭載機器の一つである発電機にとつてもその容量増大にともなう寸法、重量の増加を極小にとどめるための設計法並びに冷却と関連して飛行条件と発電機出力の關係が重要な問題になってきた。

一方筆者は戦后我國航空機工業の再開以来航空機用発電機の研究開発に従事し、その間上記の航空機高性能化にともなう提起された諸問題について研究を進めてきたが本論文はこれら一連の研究結果をまとめたものである。

即ち一般に航空機用発電機はその完成までに長期間に亘る開発によつてあらゆる予猶度を取除き最終的にはその要求仕様に対して必要にして充分な姿になってゐると考へられるが、オノ部ではまずこの最終的な姿が結果として如何なる法則に従つたものとなつてゐるかを見出すために我國で現在までに開発された航空機用発電機のうち良好な実績をもつと思はれるものについてその電気装荷並びに磁気装荷と容量の關係を求めることによつて各装荷の基準値と容量増大にともなう各装荷の増加の様相を統計的に調べた。その結果としてこれらの航空機用発電機は一般用機に比べて極端に銅機械になつてをり、又その容量

増加に対する寸法、重量の増大が理論的に最小になる装荷配分法をとつてゐることを述べる。次にかかるぎりつめられた設計になつてゐる発電機としては高々度で使用される特殊性と相まつて整流困難が深刻な問題となりこれを解決するにはその電気設計にも一般用機とは異つた考へ方が必要であり、又刷子の作動についても航空機用発電機特有の諸現象があるのでこれらについて考察した結果を述べる。

第2部に於いては冷却の問題と関連して飛行条件と発電機出力の關係についての研究結果をまとめた。即ちカノ部で述べたように航空機用発電機はその容量に比して体格が小さくなつてゐるから単位体積当りの損失従つて発熱が大である。一方航空機用発電機では前述したように信頼性の確保と予備度の排除の互いに相反する要求が強いためから発電機は規定の寿命を保証する熱的極限状態で使用され従つてその冷却と出力の關係が重要である。

一般に航空機用発電機では強制空冷方式を採用してをりその飛行高度に於ける大気を、その飛行速度によつて得られるラム圧で発電機内に押し込むことによつてその強制対流作用で発電機の発熱を外部に放散させてゐる。しかして前述のように航空機が高性能化するとその飛行高度及び速度の範圍が広がるからその冷却条件従つて発電機の出力定格もその飛行条件によつて大きく変はる。

この飛行条件と発電機のとりうる出力定格の關係を高度定格と名付ければ発電機の高高度定格はそれを搭載する航空機の電力需要に見合うものであることが必要であり、航空機用発電機の開発に當つても高度定格を確認しながら行ふ必要がある。しかしてこの高度定格は通風線図、伝熱線図及び出力線図よりなる高度定格図表であらわされるがこれは実証的傾向の強い米國で発達したものであるため従来よりオールテイ

テュード・チャンバーを用いて高度条件を模擬した雰囲気中で実測によつて求められてをり、これには膨大な設備と時間、努力、費用を要し特に環境試験設備の貧弱な我国では簡単には行へないのが現状である。依つて筆者はまず航空機用発電機に於ける通風、伝熱、出力の各特性に支配する関係を見だし、更にこれらを用いて上記の膨大な設備を必要としない地上条件での実測値のみから高度定格図表を解析的に求める方法を研究したのでその結果について述べる。

尚本論文中航空機用発電機に関する規格として米軍一般仕様書 MIL-G-6099A⁽¹⁾及び MIL-G-6162⁽²⁾を引用してゐるがこれは航空機それ自体のもつ機動性と国際性に鑑みその機能等の互換性が特に重要視され ISO (International Organization for Standardization) でもその TC 20 の一部として各種の航空機用電装品に関する Recommendation が制定されてゐるが発電機については未だまとまったものがないため現在では上記の米軍一般仕様書が一応權威あるものとして軍用機用のみならず商用機用の発電機に対しても我国を含めて国際的に採用されてゐるから本研究に於いてもこれを一応の基準とした。

オノ部 航空機用発電機の体格について

結言

航空機の高性能化にともなう発電機容量の増大に対して、その体格が大き化するのを最小に押へる必要のあることは既に緒論でも述べた如であるが、一方電気機器に於いては体格によってその特性もきまるので、体格の決定は重要であり、これを調べることはその機器の設計方針を解明することになる。このオノ部は航空機用発電機の体格及びそれに関連する問題についての研究結果をまとめたものである。

即ち、一般に航空機用発電機と云つても直流、交流の別及び容量、電圧、電流、回転数、極数、更には冷却方法等夫々異つた要目の組合せからなつており、その中から優秀な航空機用発電機と見られるものがある共通の尺度に換算して見る時、そこに統一的な関係を見出すことが出来る。しかして機器の容量はその電気装荷と磁気装荷の積であらわされ、それら装荷の配分の仕方によってその機器の体格及び特性がきまるから、オノ章に於いては我国で発達した微増加比例法を換算尺として航空機用発電機の装荷配分の仕方を統一的に考察し、あわせて一般用発電機と対比して研究した結果を述べる。

その結果によれば、これら航空機用発電機ではその装荷の配分方法は容量増大による体格の増加を理論上最小にするものであり、その用途にとって最適の設計がなされているが、その配分を続ける限り温度上昇の増大のため現在の材料及び冷却方法では一定の限度のあることが判つた。又同時に特性に於いても電機子の深溝化による漏洩リアクタンス及び電機子反作用の増大と共に航空機用発電機の特長性としての高々度使用

と合わせて整流困難の問題が生じる。

オノの温度上昇については冷却の問題に関連して飛行条件と発電機出力定格の関係としてオノ部で論じるがオノの問題である整流困難に対しては航空機用としても特別の妙手がある訳ではないので極端に切りつめた体格に於けるこの問題に対する特殊な電機設計について研究した結果をオノ章に述べる。

更にオノ章では この整流の問題を刷子と整流子の摺動と云う機械的現象から促へて航空機用発電機としての特殊性と関連して考察する。

オ 1.1 章 装荷の統一的考察

§ 1.1.1 電磁気装荷

一般に電機機器の1極当りの電流装荷及び磁流装荷を A^* 及び E とすれば、その定格容量は

$$KVA = KP(AE)f \text{ ----- (1.1.1)}$$

で表はすことが出来、又毎極毎100 cps当りの容量を比容量 S/f とすれば

$$\frac{S}{f} = KAE \text{ ----- (1.1.2)}$$

よつて比容量は電流装荷と磁流装荷の積に比例し、二つの装荷の配分の仕方によつて、その機器の体格及び特性は決定される。

今一律の機器が微増加比例法⁽³⁾に従うとし比容量の微増加比 $(A \cdot 0.2E) / (E \cdot 0.2A)$ を γ と置けば、その解は

$$E = CA^\gamma \text{ ----- (1.1.3)}$$

よつて、こゝに γ は配分係数、 C は積分定数である。

(1.1.2) 及び (1.1.3) 式より電磁気装荷は

$$A = A_0 \left(\frac{S}{f}\right)^{\frac{1}{1+\gamma}} \text{ ----- (1.1.4)}$$

$$E = E_0 \left(\frac{S}{f}\right)^{\frac{\gamma}{1+\gamma}} \text{ ----- (1.1.5)}$$

よつて、こゝに A_0 及び E_0 は比容量が1KVAの時の電磁気装荷であり、これらを基準電磁気装荷とよぶ。

結論でも述べたように特にその重量、寸法の経済を重要視する航空機用発電機の特質を解明するため、その装荷配分の仕方について考察する。

＊

各記号の単位は特に本文中に記載するもの以外は全て記号説明に記載の単位とする。

オ 1.1.1 表 及び オ 1.1.2 表 に代表的な航空機用直流発電機並びに航空機用及び航空機支援地上電源装置^{*}用の交流発電機の主要要目を示す。これらの表に示す値から比容量に対する電気装荷及び磁気装荷の割合を対数目盛で画けば直流機の場合で夫々 オ 1.1.1 図 及び オ 1.1.3 図 の如くなり、又交流機の場合で夫々 オ 1.1.2 図 及び オ 1.1.4 図 の如くなる。オ 1.1.3 表 はこれらの図より求めた配分係数と基準電磁気装荷の値を示したものである。即ち、これら航空機用発電機の一類は直流機に於いても 交流機に於いても共に

$$A = 2.4 \times \left(\frac{q}{P}\right)^{0.5}$$

$$g = 0.21 \times \left(\frac{q}{P}\right)^{0.5}$$

になるように装荷が配分されてゐる事が判る。

これに対して一般工業用発電機の場合はこれらの定数はオ 1.1.4 表に示すような値であると云はれてゐる。⁽³⁾

§ 1.1.2 配分係数

一般に装荷の配分係数は 1 から 2 の間の値をとり、設計製造の技術、材料及び処理法、冷却法、等の進歩によってその値は 1 に近づく。同一比容量の最小重量を与える装荷配分法は理論的には $\sigma = 1$ の時であると云はれてゐるが⁽⁴⁾ オ 1.1.3 表 より航空機用発電機の場合には正にこの場合に該当してゐることが判る。

*

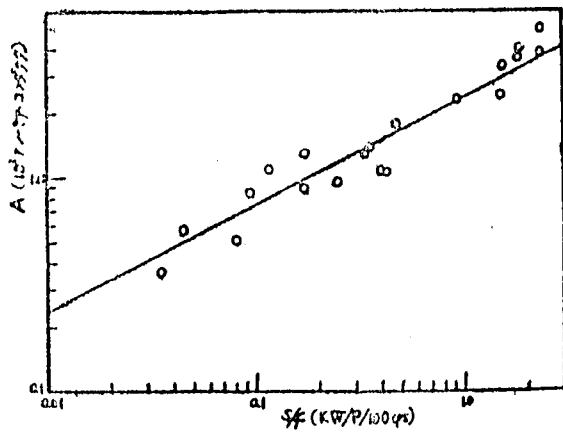
地上電源装置用発電機はその使用目的から航空機搭載用発電機と同一性能を要求されるのは勿論、場合によっては 互換性の要求されるため両者は同一設計方針で製作されてゐる。

要目	単位	D1	D2	D3	D4	D5	D6	D7	D8	D9	D10	D11	D12	D13	D14	D15	D16	D17	D18	D19	D20
比容量	KW/P/100cps	0.098	1.93	2	0.35	0.434	2.57	0.18	0.125	0.18	0.445	1	1.61	1.65	2.57	0.5	0.0352	0.0477	0.083	0.26	0.374
電気装荷	$10^3 \text{ PVA} / 10^3 \text{ cps}$	0.82	3.44	3763	1.24	1.03	4.55	1.3	1.1	0.874	1.01	2.32	2.33	3.14	3.74	1.725	0.366	0.565	0.5	0.913	1.33
磁気装荷	10^6 W-E-V	0.063	0.29	0.27	0.128	0.22	0.29	0.07	0.057	0.11	0.214	0.222	0.357	0.27	0.35	0.154	0.042	0.036	0.07	0.124	0.127
極数		4	4	4	4	4	4	4	6	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
空隙直径	CM	8.26	10.8	10.8	8.9	9.5	12.05	9.2	11.4	8.28	8	10.8	10.8	10.8	11.4	9.74	5.33	5.84	5.84	8.9	8.9
電気比装荷	$\text{PVA} / 10^3 \text{ cps}$	126	405	444	177	138	480	71.6	185	202	161	273	274	370	418	226	87.5	123	109	130	190
電磁子電流密度	A/mm ²	11.1	16	13.6	8.03	7.88	14.2	12.7	9.3	8.9	10.1	10.8	10.8	11.8	12.6	13.5	7.4	10.5	9.82	5.87	8.6
冷却方式	B:強制 S:自冷	S	B	B	S	S	B	S	B	B	S	B	B	B	B	B	S	S	S	S	S
磁気比装荷	ガウス	4300	5840	5740	6470	5650	5560	5340	6000	4770	5950	5660	6040	6000	5100	6350	5050	5470	5740	6300	6420
電子電流密度	A/cm ²	21.6	31.7	26.1	16.2	19.6	26.9	19.3	12	13.8	10.1	21.3	21.4	19.6	23.5	22	16.2	14.4	12.1	11.8	17.3

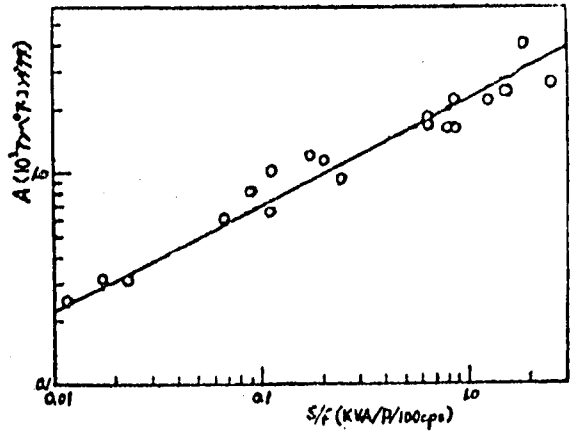
表1.1.1 航空機用直流発電機的主要要目

要目	単位	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7	A8	A9	A10	A11	A12	A13	A14	A15	A16	A17	A18	A19
比容量	KVA/P/100cps	0.78	0.104	0.625	0.832	1.875	2.6	0.167	0.19	0.235	0.087	1.25	1.5	0.62	0.832	0.016	0.0104	0.0208	0.0625	0.1044
電気装荷	$10^3 \text{ PVA} / 10^3 \text{ cps}$	1.5	0.907	1.66	1.5	2.74	2.43	1.11	1.05	0.85	0.763	2.0	2.18	1.51	2.0	0.293	0.222	0.293	0.546	0.608
磁気装荷	10^6 W-E-V	0.25	0.0632	0.211	0.265	0.374	0.45	0.07	0.085	0.15	0.133	0.25	0.416	0.224	0.225	0.026	0.026	0.034	0.0626	0.094
極数		8	6	12	6	8	12	12	12	8	6	8	12	8	6	4	6	6	6	6
空隙直径	CM	14.3	10.94	20.3	11	20.3	20.3	11.8	11.8	14.3	10.94	20.3	20.3	14.3	12.7	5.33	7.38	7.38	10.94	10.94
電気比装荷	$\text{PVA} / 10^3 \text{ cps}$	267	158	313	261	342	455	205	220	150	133	250	408	269	301	70	57.5	75.8	95.4	106
電磁子電流密度	A/mm ²	18.1	7.02	21	24	12.5	12.26	20.95	19	13	8.86	22.9	10.4	18.2	10	7.7	7.1	6.0	6.33	6.6
冷却方式	B:強制 S:自冷	B	S	B	B	B	B	B	B	S	S	B	B	B	B	S	S	S	S	S
磁気比装荷	ガウス	7000	3860	6700	5700	5950	6400	4560	5450	6100	4320	6700	6400	6200	5750	3260	4500	3560	3900	4000

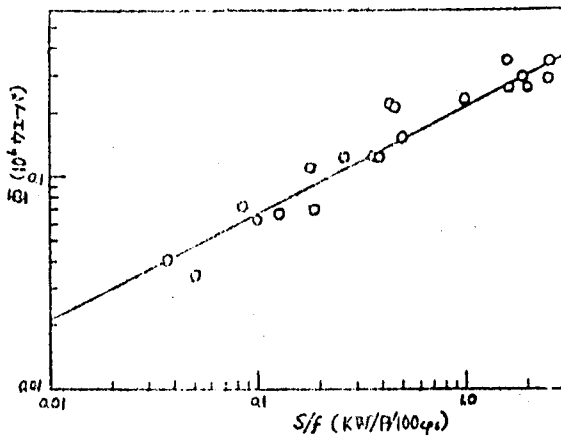
表1.1.2 航空機用交流発電機的主要要目



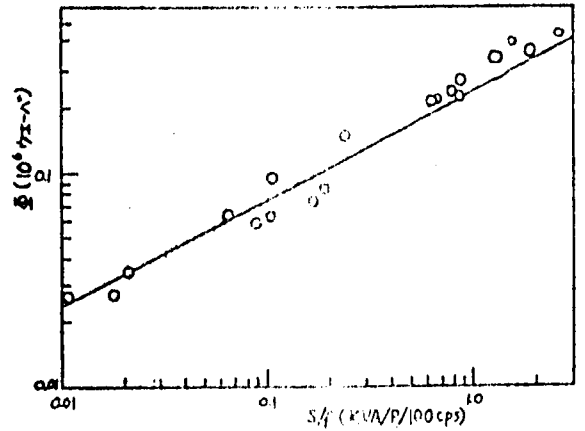
オ1.1.1図 航空機用直流発電機の
AとS/fの関係.



オ1.1.2図 航空機用交流発電機の
AとS/fの関係



オ1.1.3図 航空機用直流発電機の
PhiとS/fの関係



オ1.1.4図 航空機用交流発電機の
PhiとS/fの関係

γ	1
A_0	2.4
Φ_0	0.21

オ1.1.3表 航空機用発電機の
の配分係数と基準
電磁気装荷

	直流機	交流機
γ	1.5	1.7
A_0	1.38	1.28
Φ_0	0.36	0.34

オ1.1.4表 一般用発電機の配分係数
と基準電磁気装荷

即ち この $\gamma=1$ と云うことは(1.1.4)及び(1.1.5)式より判るように比容量 S を電気装荷 A と磁気装荷 Φ に配分するのに各々その 0.5 乗をもつてすることであり、この場合理論上容量増加に対する電気装荷 A の増加率は最大となる。

これに対して一般用機に於いては表1.1.4表より A 及び Φ は直流機で夫々比容量の 0.44 乗 0.6 乗、交流機では夫々比容量の 0.27 乗 0.63 乗で配分されてゐる事が判り、又上田氏⁽⁵⁾によればこれは廻転機一般に対して夫々 0.392 乗 0.608 乗で配分されるとしてをり、これらに比べて航空機用機が如何に容量増加に対して A の増加率を大にすることによって Φ の増加(従つて鉄量の増加)を押へてゐるかが判る。

§ 1.1.3 基準電磁気装荷

以上は容量変化に対する電磁気装荷の変化率をみたのであつたがその装荷の基準点である比容量が $1/KVA$ の時の値即ち基準電磁気装荷も装荷配分係数と共に機械の性質を示す重要な値であり装荷配分の基になるものである。

即ち 表1.1.3表と表1.1.4表を比較してみると航空機用機では基準電磁気装荷 Φ_0 は小さく基準電気装荷 A_0 は大きくなつてをり、この点から一般用機に比べて銅機械になつてゐる事が判る。

更に又 川田氏⁽⁶⁾によればこの基準電磁気装荷と配分係数とは互いに無関係ではなく A_0 及び Φ_0 は γ の関数と見なし統計より導いた定数を用いて

$$A_0 = \varepsilon^{-3.2 \times 10^{-3} (1+\gamma)^{4.97}} \quad \gamma > \text{ペーパー}$$

$$\Phi_0 = \frac{1}{K_0} \varepsilon^{3.2 \times 10^{-3} (1+\gamma)^{4.97}} \quad \gamma > \text{イーバー}$$

こゝに K_0 は 直流機では 4 、交流機では 4.2

なる式を導入し、これが γ の γ から γ までの全範囲に亘って実験とよく合致する事を報告しているが、これによれば $\gamma=1$ の場合は

$$A_0 = 1.81^*$$

$$\Phi_0 = 0.276$$

となるべきであるが、この値を上記表1.1.3表と比較すれば航空機用発電機に於いては A_0 が更に約30パーセント大きくなっており、一般用機の統計から誘導した実験式には乗らない程銅機械になっていることが判る。

§ 1.1.4 電気比装荷

電磁気装荷と共に回転機の本質を示すものとして電機子周辺単位長当りの電気装荷である電気比装荷 ac 及び無負荷時の主極空腔に於ける磁束密度 (磁気比装荷) B_g がある。この中電気比装荷は機械の直径及び特性を決定する重要な値である。

今これらを機械の寸法との関係に於いて見れば

$$ac = \frac{A}{\tau} = \frac{A}{\frac{\pi}{P}l} \text{----- (1.1.6)}$$

$$B_g = \frac{\Phi}{b \cdot l} = \frac{\Phi}{\frac{\pi}{P}Dl} \text{----- (1.1.7)}$$

と表はしうるから、これらの値を(1.1.2)式に入れば

$$\frac{S}{F} = K \cdot ac \cdot B_g \cdot D^2 l \text{----- (1.1.8)}$$

*

原文献の単位ア・ペア・ターンを本論文の単位であるア・ペア・コンダクターに直した。

となり、 $D^2 l$ を機械の寸法を示す目安とすれば航空機用発電機の場合のように同一出力で最少寸法を与えるためには $(ac \cdot B_g)$ を最大にする必要がある。この内 B_g は磁路材の飽和現象により自ら一定限度があるから ac を最大にすればよい事になる。

この ac は温度上昇及び電気的特性等種々の要素から制限され、古来からこれらの諸制限、困難を打解して ac を大きくしてきたのが電機設計技術の歴史と云っても過言ではない。

然してこの ac は極節 τ の大きさ、従って電機子直径 D を定めるものであるが古くから先達が種々の回転機設計方式を考案した際にもこの ac を D の増加に対してどのように増加させるべきかと云うことに着目してをり、例へば、一般用電機の実機について両者の関係曲線⁽⁷⁾ も求められ又、実験式⁽⁸⁾ として

$$ac = (60 \sim 100) D^{0.28 \sim 0.32}$$

なども与へられてゐるが、こゝでは装荷配分係数 γ を用いて ac と D の関係を求めると (1.1.3) 式に (1.1.6) 式及び (1.1.7) 式の関係を入れれば

$$ac \cdot P^{\frac{2-\gamma}{\gamma}} = (\pi^{2-\gamma} \cdot \frac{\alpha B_g}{c})^{\frac{1}{\gamma}} \cdot D^{\frac{2-\gamma}{\gamma}} \text{----- (1.1.9)}$$

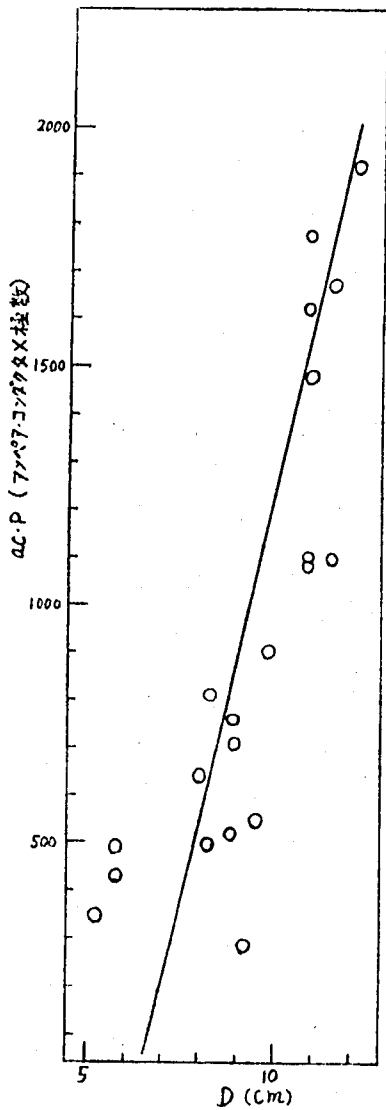
こゝに α 及び B_g を一定とみれば

$$ac \cdot P^{\frac{2-\gamma}{\gamma}} = k \cdot D^{\frac{2-\gamma}{\gamma}} \text{----- (1.1.10)}$$

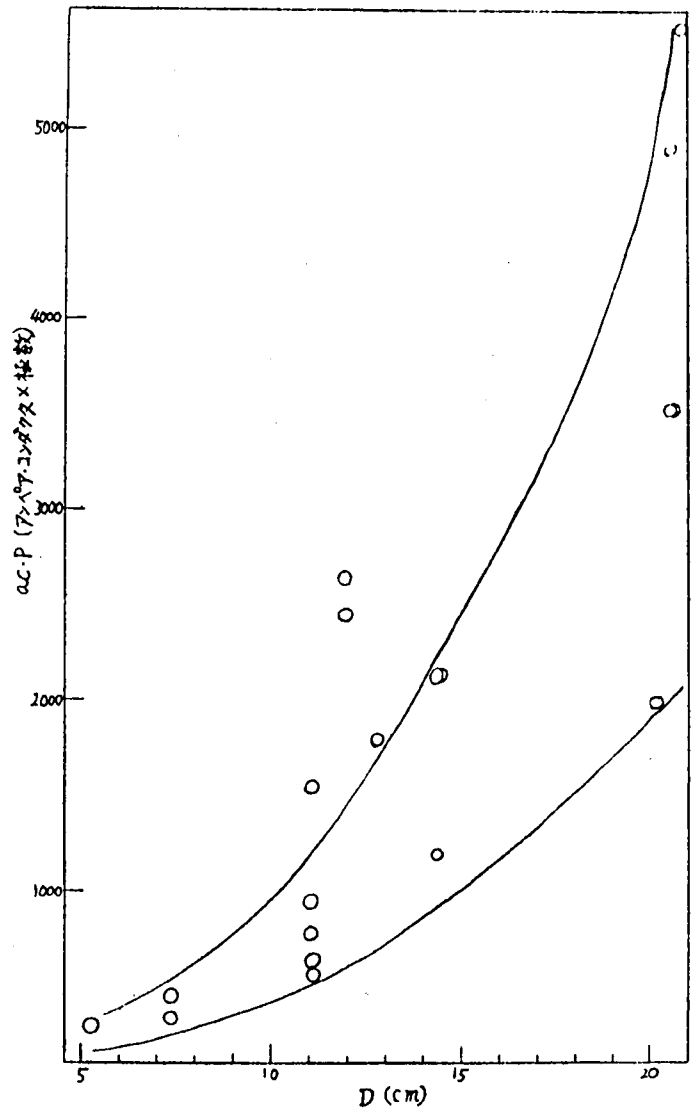
今、 ac と D の関係を求めるに当り便法として §1.1.1 での検討から航空機用発電機は $\gamma = 1$ になつてゐるので P の指数にのみこの関係を入れて表 1.1.1 表及び表 1.1.2 表の発電機に於ける $(ac \cdot P)$ と

Dの関係を求めておくとオム1.5図及びオム1.6図の如くなり、Dの値は鉄板抜型の共用等にも左右されるから或程度ばらついてゐるが傾向としては(ac·P)は直流機ではDの1乗に、交流機ではむしろDの1乗以上に比例していることが判る。

尚交流機でDの小さい処でそれに比例して(ac·P)が減らないのはacのちゆめではなく航空機用交流機は400CPSを定格周波数としてあ



オム1.5図 航空機用直流発電機D(ac·P)とDの関係



オム1.6図 航空機用交流発電機D(ac·P)とDの関係

るので、A型機と云へども回転数に限度があつて極数を減らし得ないためと思はれる。

従つて一般に航空機用機ではACとDの關係に注目すれば互いに比例關係にあり、このことは(1.19)式のDの指數に $1 \leq r \leq 2$ の關係を入れれば r は1でACのDに対する増加率が理論上最大になることを示している。

更に又(1.16)及び(1.19)式よりDを消去し(1.14)式に代入して整理すれば

$$AC = 2 \left(\frac{\alpha \cdot B_2}{C} \cdot A_0 \frac{2(2-r)}{r} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{S}{f} \right)^{\frac{2-r}{2(1+r)}} \text{----- (1.11)}$$

となり、右辺の比容量の係数を AC_0 と置けば

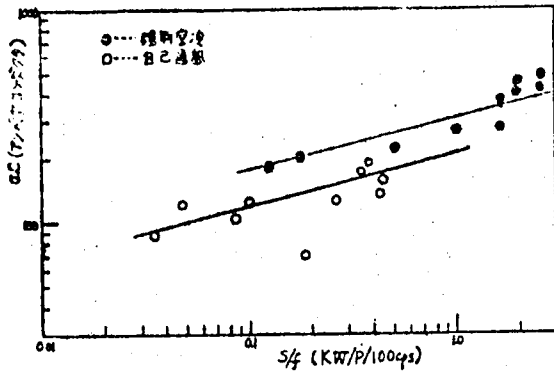
$$AC = AC_0 \left(\frac{S}{f} \right)^{\frac{2-r}{2(1+r)}} \text{----- (1.12)}$$

となる。

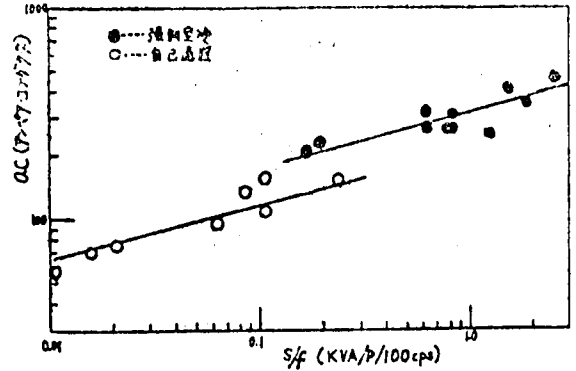
この AC_0 は電気比装荷及び比容量に無關係で比例定数と見出すことが出来、また比容量 S/f が1KVAの時の電気比装荷の値になるからこれを基準電気比装荷とよぶ。

(1.11)式に $1 \leq r \leq 2$ を入れればACは S/f の0.25乗から零乗の向で比例して増大することが判る。幾かの航空機用発電機の場合は前述のように $r=1$ であるからその絶対値に就いては右述するがACは比容量に対しても理論上最大の増加率をとることが判る。事実第1.1.1表及び第1.1.2表からこの兩者の關係を求めれば第1.1.7図及び第1.1.8図の如くなり、直流機でも交流機でもACは比容量の0.25乗に比例して増加してゐる。

これに対して一般用発電機の場合は第1.1.4表より r は直流機で1.5, 交流機で



オ1.1.7 図 航空機用直流発電機の AC と S_p の関係



オ1.1.8 図 航空機用交流発電機の AC と S_p の関係

1.7 であるから (1.1.12) 式より AC は比容量の夫々 a_1 乗 a_2 乗にしか比例しないことになりその比容量に対する増加率は極めて僅かである。この場合はむしろ過負荷耐力、負荷力率等機械の要求仕様による特性の考慮から決定されるものと思はれる。

§ 1.1.5 基準電気比装荷

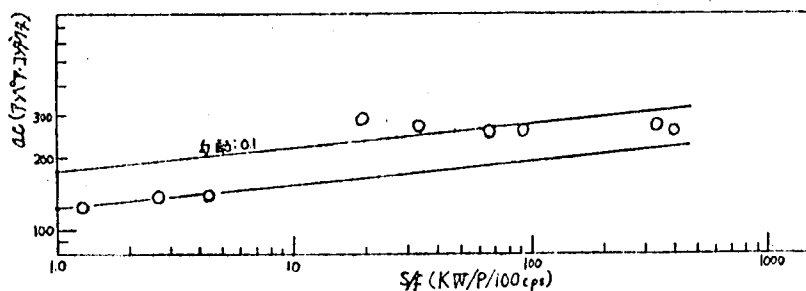
前節では機械の容量増大に伴う AC の増加率が最大になっていることを述べたが、次にその AC の値そのものについて検討する。そのためには比容量が 1KVA の時の AC 即ち、前述の AC_0 の値を見ればよい。オ1.1.5 及び 1.1.6 図より航空機用発電機の AC_0 を求めれば、オ1.1.5 表の如くなり冷却方式によってその値が変わることは想像された所である。

冷却型式	直流機	交流機
強制空冷	300	300
自己冷却	210	210

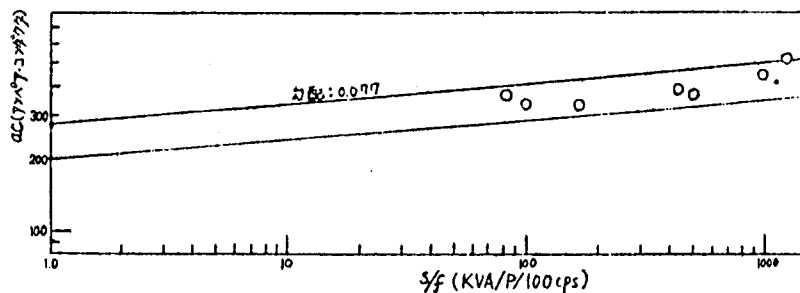
オ1.1.5 表 航空機用発電機の AC_0 の値

これに対し一般用発電機の電気比装荷は前述したようにその電氣的要求性能から決められることが多く比容量との関係は薄弱であるから、従っ

てその基準比装荷も明確には求め難いが、発表されている設計例を
 表1.1.5及び1.1.6図と同様に図示し前述した直流機の場合の a_1 乗、
 交流機の場合の 0.077 乗を援用して整理すると表1.1.9及び1.1.10図
 の如くなる。



一般用直流機の
 AC と S/P の関係
 表1.1.9図



一般用交流機の
 AC と S/P の関係
 表1.1.10図

即ち、 AC_0 は直流機で120乃至180、交流機で200乃至280程度で
 あり表1.1.5表と比較して交流機では航空機用と大略同じと見れ
 るが直流機は航空機用の方が60乃至70パーセント増しになってお
 る。これは一般用直流機の場合電機子反作用乃至整流への考慮から
 AC を交流機並みまでとれないから、これを航空機用直流機に於い
 ては(1.1.8)式で示した寸法経済の観点から表1.2章で述べるような
 電気設計及び工作に対する細心の考慮を払うことによって AC を交流
 機と同程度にまで上げておるのである。

§ 1.1.6 電流密度

装荷の配分関係を電流密度にまで遡及させるとその間に設計の際考
 慮すべき他の要素の介入が多くなって必ずしも微増加比例法の理論通

りに従はなくなるのは已むを得ないが、一応、その概念を拙意で解析してみると下記の如くなる。

電機子巻線の電流密度 σ_a は電機子断面を通る全電流とその導体全断面積の比で表はしうるから今 f_s を溝内導体の占積率、 f_a を空隙直径を直径とする円の面積中に溝全断面積の占める割合とすれば

$$\sigma_a = \frac{ac\pi D}{\text{導体全断面積}}$$

$$f_s = \frac{\text{導体全断面積}}{\text{溝全断面積}}$$

$$f_a = \frac{\text{溝全断面積}}{\frac{\pi D^2}{4}}$$

となり結局

$$\sigma_a = \frac{4ac}{f_s \cdot f_a \cdot D} \text{----- (1.13)}$$

となる。この式に(1.19)式の D 及び(1.12)式の ac を代入して整理すれば

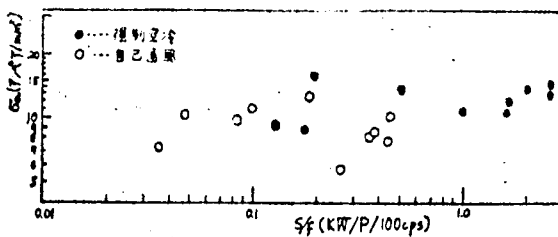
$$\sigma_a = \frac{4\pi}{f_s f_a P} \cdot \left(\frac{\alpha \cdot B_g}{C}\right)^{\frac{1}{2-\gamma}} \cdot ac_0^{\frac{2(1-\gamma)}{2-\gamma}} \cdot \left(\frac{S}{f}\right)^{\frac{1-\gamma}{1+\gamma}} \text{----- (1.14)}$$

となる。

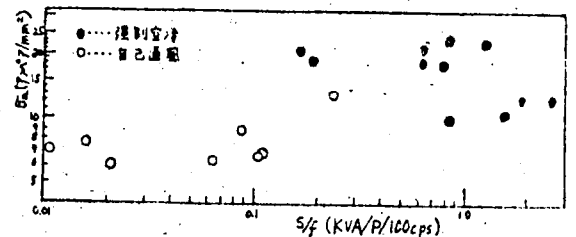
この(1.14)式の右辺の中 f_s は巻線材料及び工作技術による限度があり、 f_a は溝寸法が電機子鉄板の性質によりきまる歯部磁束密度及び発電機性能からきまる漏洩リアクタンスで制限されるから自から一定の範囲にあり、又 α 及び B_g も前述したように略一定の値をとり、比容量の指数も γ の1から2の間の全範囲に対して零から-0.333と極めて小さい値になるから比容量による影響は僅かと考へられる。然して γ 、 C 及び ac_0 は γ 1.1及び γ 1.5に前述したように機種

及び冷却方式によって一定の値をとるから結局電流密度の値も同様に機種及び冷却方式によって略一定範囲の値をとることが推測される。さて航空機用発電機の場合は既に示したように $\gamma=1$ となっているから(1.1.14)式中の S_f 及び ACO の指数は零となり σ_a は比容量に対してのみならず冷却方式に対しても無関係のよりに見える。

オ1.1.11図及びオ1.1.12図はオ1.1.1表及びオ1.1.2表の σ_a と比容量の関係を示したものでサンプル数の少ないせいもあり上記の推論を必ず



オ1.1.11 図 航空機用直流発電機の σ_a と S_f の関係



オ1.1.12 図 航空機用交流発電機の σ_a と S_f の関係

しも明確に現はしてはみないが航空機用発電機の σ_a は直流機で6乃至16 A/mm^2 、比容量0.1以上の交流機で10乃至24 A/mm^2 の範囲にあることが判る。尚交流機の比容量 $q < 1 KVA$ 以下で6乃至9 A/mm^2 と小さくなってゐるのは、§1.1.4に於けるオ1.1.6図の場合と同様。小型機では D に比して P が大きいから(1.1.14)式よりきまる σ_a が小さくなるためと思はれる。

これに対して一般用機の場合は通常 σ_a は3乃至5 A/mm^2 程度と小さい値になってをり、これは主として(1.1.14)式右辺の中 $(\alpha \cdot B_g / C)^{\frac{1}{2-\gamma}}$ $ACO^{\frac{2(1-\gamma)}{2-\gamma}}$ の値が航空機用発電機の場合と比較して小さくなってゐるため(或してこれは γ の値が大きくなってゐるためであるか)と思はれる。

即ち航空機用発電機の σ_a が一般用機のそれに対して約3倍程にもとら

れてあるのは結局は極端な銅機械になるような装荷配分をしておることからくる結果と考へられる。

§ 1.1.7 磁気比装荷

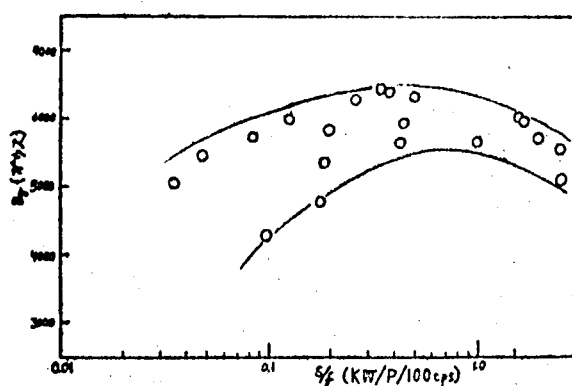
磁気回路の比装荷である無装荷時の空隙磁束密度 B_g は鉄心の積重長 従つて電機子長 l をさゆる重要な値である。

§ 1.1.4 の (1.1.8) 式で発電機寸法を最小にするには $(ac \cdot B_g)$ の値を最大にすべきことを示したが、これは磁気比装荷にとっては B_g を電機子歯部の磁束密度 B_t の半分にした時に与へられ、⁽⁸⁾ 磁路の中では普通 B_t の値が最も高くなつてゐるから励磁電流の増大を防ぐため、この値は略一定値に押へられ従つて B_g の値も自からきまつてくる。しかして航空機用発電機の場合は使用周波数が一般用機に比べて数倍も高い^{*}ため、電機子鉄損もこれに従つて急増する。しかもこの場合鉄心中に埋入してゐる ac を大きくしてゐるから発熱の点からも B_t を余り高くすることは出来ず、普通 14,000 ガウスまでである。従つて上記の B_t と B_g の関係からすれば B_g は 6,000 乃至 7,000 ガウスとなり、同程度の容量の一般用機のそれと大差がない。

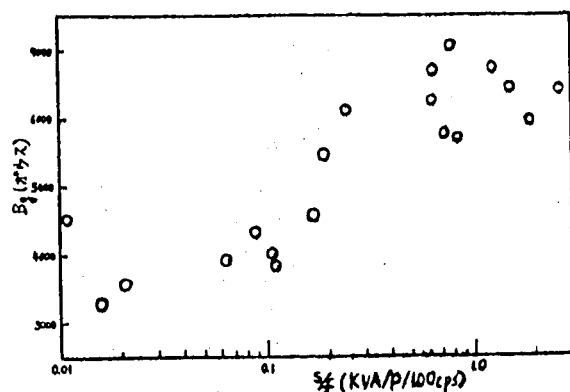
オ 1.1.13 及び 1.1.14 図にオ 1.1.1 及び 1.1.2 表に記載の発電機の空隙磁束密度と比容量の関係を示すが航空機用機ではきりつめた寸法になつてゐるため比容量によつて B_g は上記の値から多少ずれてゐる。

*

直流機では一般用で普通 20 乃至 30 cps であるが、航空機用機では最小周波数でも 4 極 2500 RPM でお 3 cps、普通仕様の 6 極 4000 RPM では 200 cps になる。又交流機では商用周波数 50 又は 60 cps に対して航空機用の定格周波数は 400 cps である。



カ1.1.13図 航空機用直流発電機の B_g と S_g の関係



カ1.1.14図 航空機用交流発電機の B_g と S_g の関係

即ち小容量機で B_g の値が小さくはなっているがこれは電機子直径が小さくなると溝内導線の占積率が悪くなるため歯部に比べて溝部が大きくなるからで、又直流機の比容量 1 KW/P 以上でも又 B_g が下るのは主極に補償巻線を導入するため主極歯部の方が電機子歯部よりも飽和しやすくなり B_g を上記値まで上げ得なくなるからである。

§ 1.1.8 容量増加の限度

以上本章の各節に於いて航空機用発電機の装荷配分について検討したが、その特徴は、寸法、重量を最小にするため電気回路の装荷を比容量に対して最大の増加率にとり、即ち、装荷配分係数 γ を 1 にすることであった。

しかしこり配分方法を続けて行く場合電機子は深溝になるため銅量増大による温度上昇の問題並びに漏洩リアクタンス及び電機子反作用の増大による直流機の整流困難、交流機の電圧変動率の悪化等によって限度がある。次章に述べる整流に対しての考慮をもつてしても現在の技術に於いてはラム・エアを利用する強制空冷方式を採用する限りこの装荷配分法では電気比装荷は 400 乃至 450 程度、即ち比容量にして

3乃至4 KVA が大体の限度と思はれる。

一般用機の場合も、LCは大体400乃至450で飽和してゐるか。その時の空隙直径Dは大略200cmとなつてをり⁽⁸⁾。これに対し航空機用発電機の場合は、 ρ が1.5図及び1.6図から上記の ρ の値に対してDは極数にもよるが大略直流機で12cm、交流機で20cm程度となり、如何に航空機用発電機がきりつめた設計をしてゐるかが判る。

比容量3 KVA と云へば、直流機、4000 RPM、4極で16 KW、交流機3000 RPM、6極で2 KVAとなるからこれ以上の電力需要に対しては発電機を2台以上に分け、機内電気系統を分割するなり或いは並列運転を行う方が重量、容量、信頼性の点でまゝると云へる。

V.P. Kovacik⁽⁹⁾によれば、航空機に対する将来の電力需要は大体1970年代までに戦闘機で120 KVA、超音速商用機で300 KVA、爆速機で360 KVA 近辺で飽和すると予想してゐるが上記の考へ方でもこの需要をまかなうことが出来ると思はれる。

第1.2章 整流に対する電気的考察

§ 1.2.1 主極

(1) 主極起磁力

強制空冷方式の航空機用直流発電機ではステータ部を通る空気は空隙部及びローター部に比べてその通路断面が広いから流速が小さく、強制対流では流速が下がればその熱伝達率も小さくなるからその意味ではステータ部の方が冷却条件が悪い。高々度に於いては空気の密度が下がるから条件は更に悪くなる。又重量経済の意味から主極の寸法を出来る丈小さくする必要がある。従って主極に投入されるアンペアターン及び消費される励磁電力は小さい事が望ましいから§ 1.1.7で述べた空隙磁束密度 B_g を確保するためには主極下の空隙長 δ を極力小さくする事になる。即ち航空機用直流発電機では通常比容量 S_f が 0.5 KW 以上で補極及び補償巻線を設けリアクタンス電圧及び電機子反作用を打消してあるから主極磁束の歪を空隙長で調整する必要がなく、従って次項で述べる悪影響の現は小さい範囲で空隙長を小さくすることによって極力主極起磁力を小さくするのである。

一般に直流機の設計に於いては空隙磁束の歪による整流悪化を防ぐため無負荷時の主極起磁力である縦軸アンペアターン AT_{f0} は電機子反作用による主極に対する横軸アンペアターン AT_R よりも大きくとらるのが普通で、補極を有する場合でも

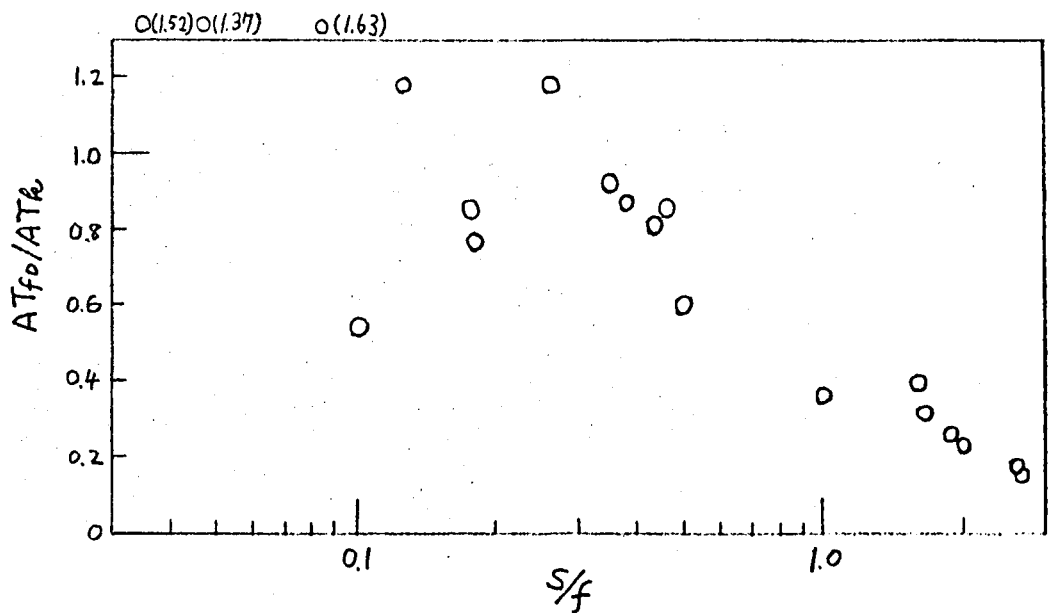
$$\frac{AT_{f0}}{AT_R} = \frac{0.8 K_1 B_g \delta K_s}{0.5 \alpha \cdot T \cdot ac} \dots (1.2.1)$$

ここに K_1 : カーター係数

K_s : 磁路飽和係数

の値は普通1乃至2の間にあると云はれてゐる。(3)

航空機用機の場合には上述したように AT_{f0} を極力小さくしてあり、又電圧比装荷 α に従って AT_R が大きくなってゐるから一般の場合とは逆に主極起磁力の方が電磁子反作用よりも小さくなり、又ノ.ス.ノ.図に示すように補極及び補償巻線を設けない特に小型のもの以外は AT_{f0}/AT_R の値はノ.より小さくなってをり、比容量 ρ/kW 以上の大型のものでは AT_{f0} は AT_R の半分以下になる。



ノ.ス.ノ.図 航空機用直流発電機の AT_{f0}/AT_R の値

(2) 主極空隙長

上述したように主極起磁力を小さくするためその空隙長 δ を極力小さくする訳であるが、その場合 補極及び補償巻線を設けることによつて主極磁束の歪による整流障害はなくなるにしても主極空隙長の決定に當つては下記事項に注意を要する。

(a) 普通航空機用直流発電機はカーボン・パイル式電圧調整器で制御されるが発電機と調整器の制御系としての動特性が安定であ

ることが必要である。これには発電機の利得、応答時間、ヒステリシス、温度特性等が関係するので複雑な問題であり、その解析についてはこれまで各種の論文が発表されている(10)(11)(12)が発電機の状態から云へば一般に最高回転数で無負荷に近い時に不安定になりやすい。この場合外部界磁回路にそう入しうる最大抵抗値として航空機用直流発電機及び電圧調整器の米軍一般仕様書 MIL-G-6162⁽²⁾ 及び MIL-R-6809⁽¹³⁾ では共に35 オームを規定しており民間機でも同一値を採用してゐる。しかし最高回転数時では磁束が非常に少いから空隙に費されるアンペア・ターンに比べてその他の部分の磁路に費されるアンペア・ターンは非常に少く最大外部抵抗値は殆んど空隙長によってきまるから重量経済を狙う余り δ を小さくしすぎて上記の制限抵抗値を超へぬように注意を要する。

(b) §1.2.2(3)で詳述するように発電機の場合整流帯の trailing edge に於ける主極浮遊磁束は常態では補極磁束と同方向であるが空隙長 δ が短かく主極起磁力の弱い発電機では高速回転で主極磁束が非常に少くなるので電機子反作用のため合成浮遊磁束が逆転し補極磁束と単方向になり整流を害することがあるから注意を要する。

(c) 空隙長が小さい場合は電機子溝による主極磁束の脈動が大きくなり表面鉄損が増し航空機用機では大部分が補償巻線を設けてゐるからこの傾向は特に著しい。従つて主極内至を旋盤加工して電気鉄板の絶縁被膜をつぶすことにならぬようその工作には充分注意を要するし又補償巻線のスロット・ピッチの取り方にも§1.2.4に記載の注意が必要である。

(d) 空隙が小さいとステータ、ローター間の偏心によるアンバランス磁気吸引力を生じやすく、又航空機用発電機では機械的構造部分は出来るだけ軽量にしてあるから最小空隙長は各部の寸法、同心度、直角度等の工作精度を勘案して決定すべきである。

以上の諸点に注意しながら空隙長を出来るだけ小さく決定する訳であるが、主極空隙長のきめ方としては(1.2.1)式を変形して

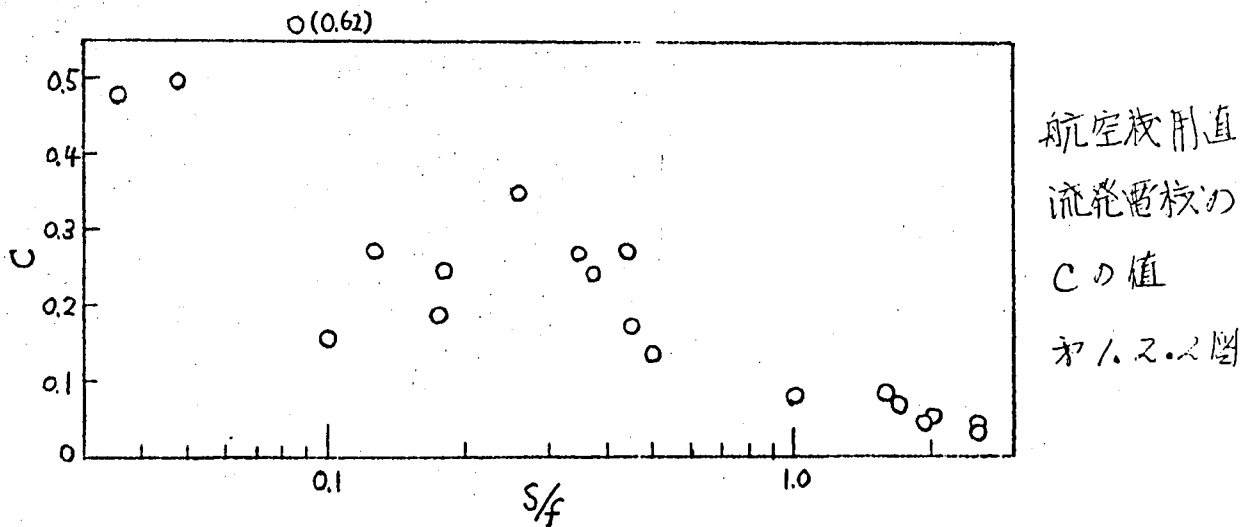
$$\delta = \left(\frac{\alpha}{16K_1 K_S} \times \frac{AT_{f0}}{AT_e} \right) \frac{A}{B_g}$$

即ち $\delta = C \cdot \frac{A}{B_g}$ ----- (1.2.2)

と置き一般用機の場合は補極付きで普通 $C = 0.3 \sim 0.5$ になるように δ を送んでゐる(3)が航空機用直流発電機についてこの値を求めてみるとや1.2.2図の如く大部分が0.05から0.3の間にあり時に比容量1KVA以上では0.1以下になつてをり一般用機に比べて小さくなつてゐることが判る。

このことは(1.2.2)式の觀察からCに含まれる AT_{f0}/AT_e が前記(1)項で述べたように航空機用機では小さくなつてをりしかも B_g は略々同一と云ふことから想像されることである。

即ち空隙長は上記のCの値を目安とし前記の諸注意及び整流に対する考慮を払い乍ら出来るだけ小さくきめる訳である。



§ 1.2.2 整流帯

(1) 整流帯巾

航空機用直流発電機は定格電圧が低い割りには容量が大きく、このように低電圧大電流の機種の場合電機子巻線は普通重巻が適してゐると云はれるが波巻は重巻に比し

- (a) 並列回路数が少ない故同一條件で同一電圧を発生させるための導体数が少くて済むから構造が簡単で工作が容易になる。
- (b) 並列回路数が少い故断面の大きい導体を数少く使用することになり溝内の導体占積率がよくなるから電気装荷を大きくすることが出来る。
- (c) 導体数を毎線輪当りノ本にすることが出来る場合波巻だとセミ・エンクロード型の溝に対する所謂トンネル巻線工法が適用できるから航空機用機のように高速回転機械の場合導体浮上りによる絶縁破壊の心配がなくなりしかも工作が容易で安定した製品を作ることが出来る。
- (d) 均圧線を設ける必要がないから簡単堅牢な整流子構造とすることが出来る。

等の理由から航空機用直流発電機では全て波巻巻線を採用してゐる。

従って整流子片の数が重巻巻線の場合よりも少くなるからいきおい整流子片の巾 b_c が大きくなる。又重量寸法経済の点から出来る丈整流子長を短かくする方が望ましいからそのためには刷子の電流密度を一定値に保とうと思へばいきおい刷子巾 b_b が大きくなる。

しかして電機子上での整流帯巾 b_c は

$$Z_c = \frac{D}{D_k} \left\{ t_b + t_k \left(u + \epsilon_c - \frac{a}{p} \right) \right\} \dots \dots \dots (1.2.3)$$

但し D_k : 整流子直径

u : 毎溝当りの整流子片数

ϵ_c : 短節された線輪辺数を整流子片数で表はした数
 で表はされるから上記の t_k 及び t_b が大きくなる傾向をもつ航空機用機では Z_c は広がることになる, 即ち極節に対する整流帯巾の割合 Z_c/τ は一般用機では 0.1 から 0.2 の間にあると云はれているが航空機用機では図 1.2.3 図に示すように 0.25 から 0.4 の間にあり整流帯巾が大きくなっていることがわかる。

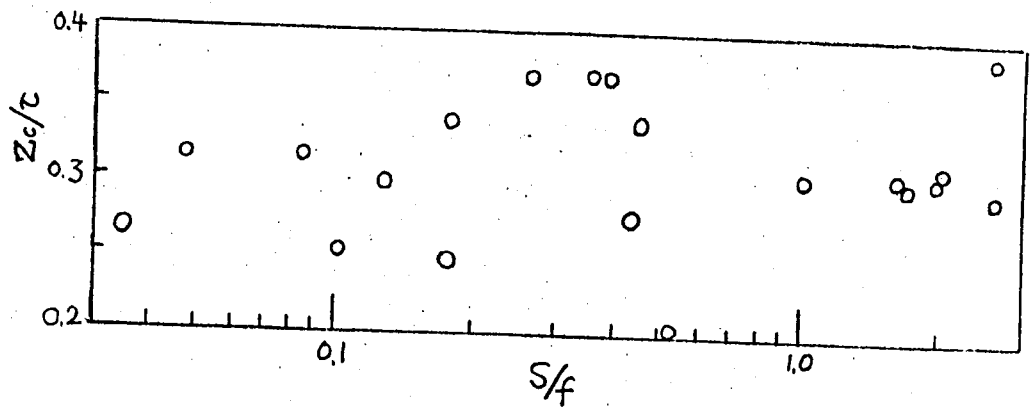


図 1.2.3 航空機用直流発電機の Z_c/τ の値

(2) シングル・クリアランス

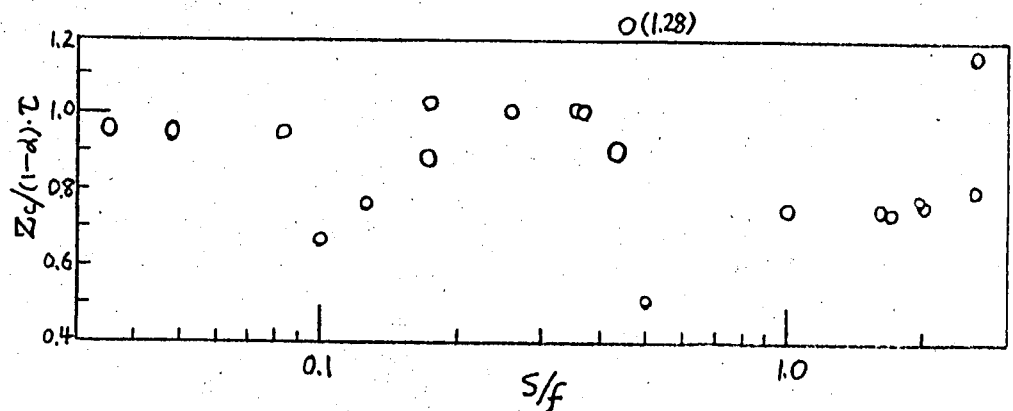
極節の中で整流帯以外の大部分を占めるのは極弧である。しかし極節に対する極弧の割合 α について見ると (1.1.1) 式より基準電気比装荷 a_c は

$$a_c = 2 \left(\frac{\alpha \cdot B_g}{c} \cdot A_0 \cdot \frac{z(2-p)}{y} \right)^{\frac{1}{2}}$$

とあらわし得るから電気比装荷 a_c を大ならしめるには a_c に含まれる α を大きくすることが望ましい。又このことは寸法経済を望む航空機用発電機には電力を発生させない主極間距離

(1- α) τ を小さくすることにも通じることである。普通主極間距離に整流帯巾の占める割合は一般用機では普通0.5乃至0.65程度にとられているが航空機用機の場合は上述のように主極間距離が小さくなっている上に上記(1)で示したように Z_c そのものが大きいからその占める割合は一般用機の場合よりも大でありカ1.2.4図に示すように $Z_c/(1-\alpha)\tau$ の値は大部分が0.7以上で中には1.0以上になってゐるものもある。

即ち極限設計をする航空機用発電機では $\{(1-d)\tau - Z_c\}/2$ で表はされる主極と整流帯の間隔所謂 single clearance⁽⁸⁾(S.C.)が小さくなるから主極の浮遊磁束が整流帯にじょう乱を与へる恐れが出てきて良整流の発電機を設計するのに苦勞する一原因となる。



カ1.2.4図 航空機用直流発電機の $Z_c/(1-d)\tau$ の値

又かくの如く航空機用発電機では極節を構成する極弧、整流帯巾及びシングル・クリアランスの割り振りが難しく従って必要なS.C.を確保するのが難しくなるから出来る限り極数を多くとらず高々6極止りとする。又このことは冷却空気の通路を確保する点からも望ましい。

(3) 主極浮遊磁束の整流帯への影響

上述したようにシングル・クリアランスの小さい機軸では主極浮

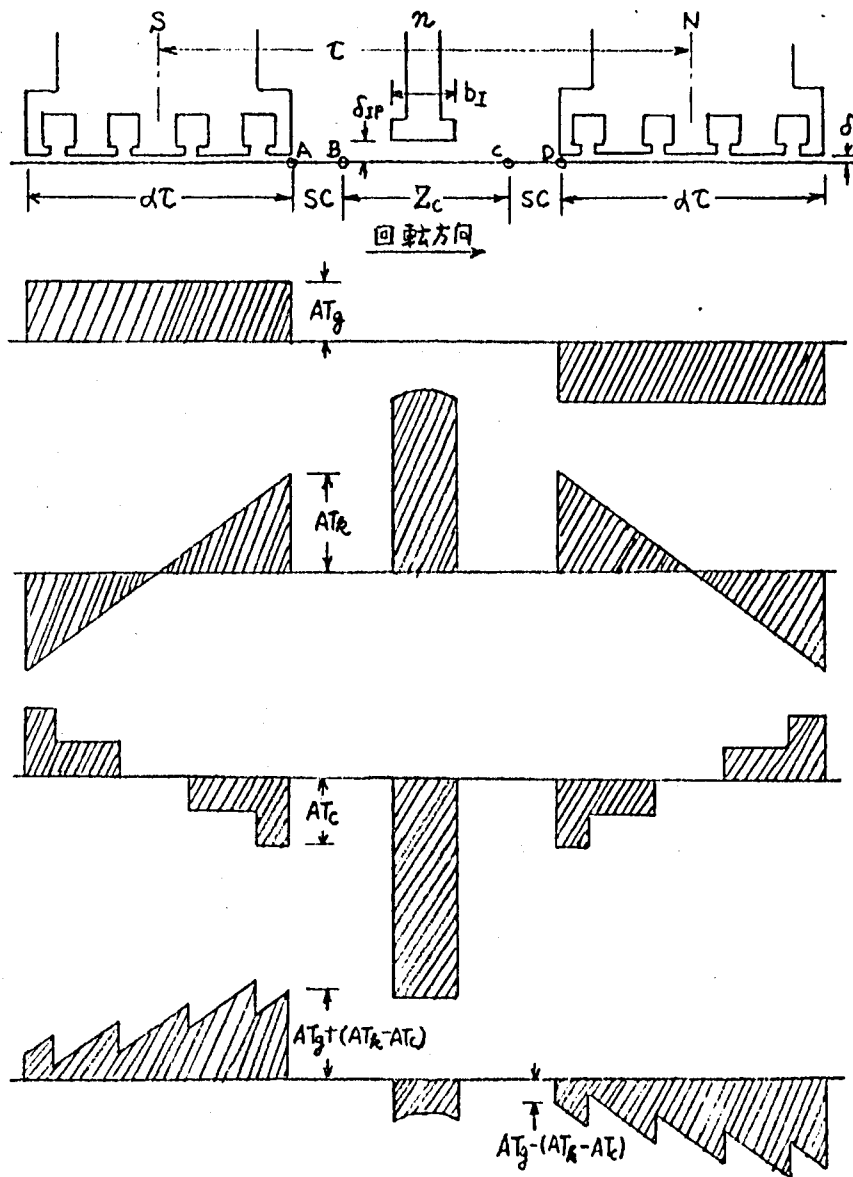
遊磁束が正常な整流電圧に歪を与へ整流を悪化させる原因になるから特別の考慮を払う必要がある。

即ち一般用機のように上述した諸制限の少ない場合は十分な S.C. をとりうるから経験に基づき適当な値を確保すれば問題はないが、それの出来ない航空機用発電機では主極浮遊磁束（実際には整流帯の端に於ける浮遊磁束密度）と短絡コイルの平均リアクタンス電圧（実際にはそれに対応させるに必要な補極空隙磁束密度）との比をとりこの値を主極浮遊磁束の整流に与へる影響の目安とすることを考へた。勿論整流はその他刷子材質、整流子片間電圧、機械的各部構造等にもよるから一概には云へないが、主極浮遊磁束の整流帯に与へる影響に限ってみれば整流帯の両端の中尚題になるのは整流終期に當る側即ち刷子の trailing 側に対するものである。その意味では発電機の場合 Z_c の trailing edge 側では主極起磁力は電機子反作用による起磁力と逆向きになつてゐるから好都合と云へる。何んとなれば航空機用発電機では普通補償巻線起磁力 AT_c は電機子反作用によるホールタップでの横磁作用 AT_R よりも若干弱くにあるからである。（§ 1.2.4 参照）

さて文 1.2.5 図に於いて Z_c の leading edge (点 B) 及び trailing edge (点 C) に於ける主極浮遊磁束密度 B_B 及び B_C は大略下記の如く表はし得る。

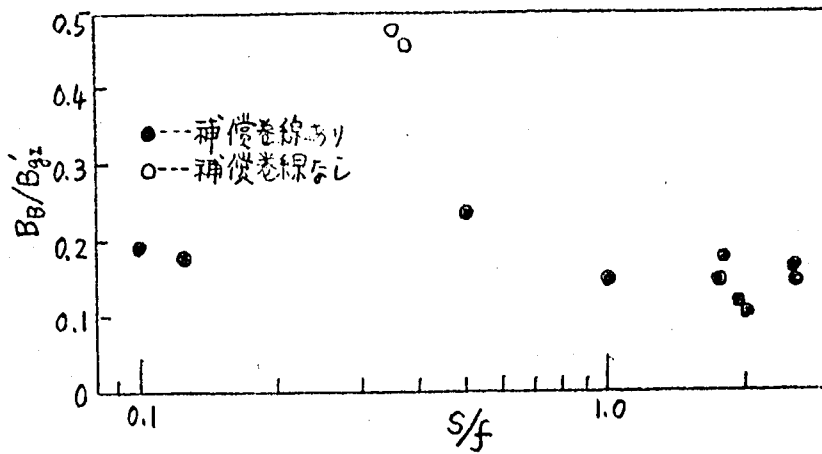
$$B_B = \frac{4\pi}{10} \times \frac{AT_g + (AT_R - AT_c)}{\sqrt{\delta^2 + (S.C.)^2}}$$

$$B_C = \frac{4\pi}{10} \times \frac{AT_g - (AT_R - AT_c)}{\sqrt{\delta^2 + (S.C.)^2}}$$

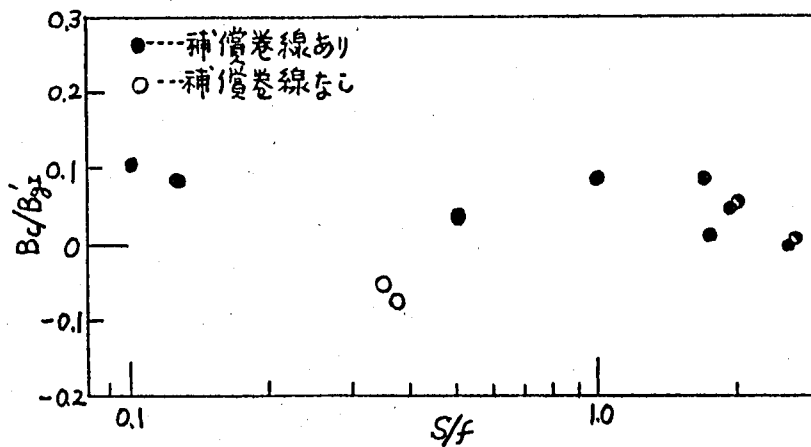


直流発電機の起磁力分布
を1.2.5図

これらの値と理論的補極空隙磁気密度 B_{gi} (§ 1.2.3 (2) 参照) との比をとってみれば、ヤムスの例及び1.2.7図の如く、なりてをり實際設計する場合も B_c / B_{gi} の絶対値は0.1以下、又 B_b / B_{gi} は補償巻線付で0.2以下、補償巻線をもたない小容量機でも0.5以下にあれば、主極浮遊磁束に関する限り整流に悪影響を与える心配は無いようである。



航空機用直流発電機
の B_B/B_{gI}' の値
オ 1.2.6 図



航空機用直流発電機
の B_B/B_{gI}' の値
オ 1.2.7 図

§ 1.2.3 補極

(1) リアクタンス電圧

一般用機では平均リアクタンス電圧 e_r は 10V 以上にもとられることがあるが航空機用発電機では前述したようにきりつめた電気設計、刷子電流密度大、高回転数、高々度処理刷子の使用等整流に不利な条件が多いからオ 1.2.8 図に示すように普通最高回転数に於いても 3V 以上になることのないようにする。

しかし一般用機では普通 e_r が大略 2.5V 以上で補極を付けるが航空機用機では上述のように e_r は小さく設計されその点だけから云へば補極は不要のように見えるが電気比装荷が大きくなって電機子反作用が強くなり磁路に歪を与へ整流を悪化させるから補

極を付けなければならない。電気比装荷は § 1.1.4 に述べたように比容量と共に増すから回転数にも関係するが普通比容量が 0.5 KW 前後から補極を付ける。

即ち航空機用発電機としては特に小容量のものを除いては全て補極をもつことになる。

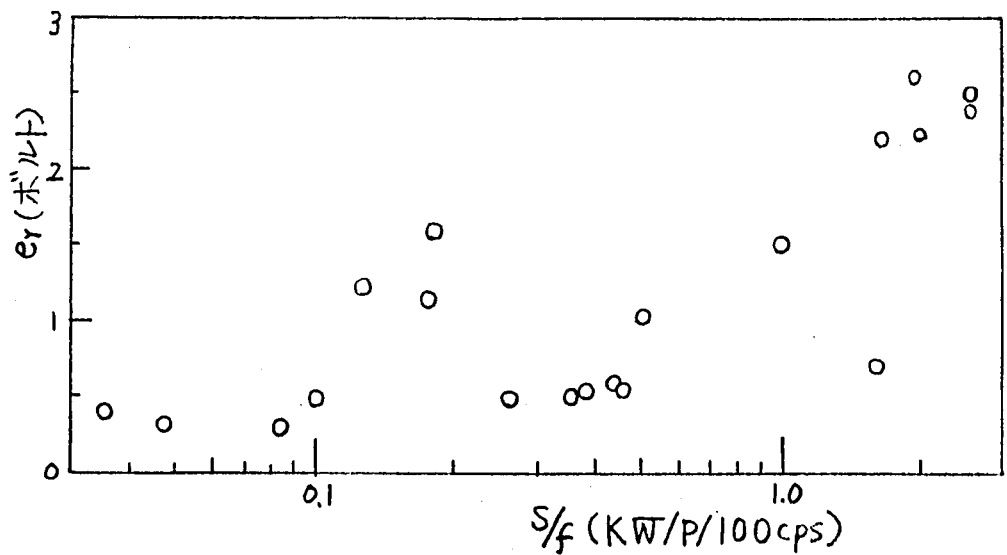


図 2.8 航空機用直流発電機の e_r の値

(2) 補極巾

補極巾は普通補極磁束が整流帯の全域を含むようにとられるべきであるが航空機用機の場合は § 1.2.2 (2) に述べたように一般用機に比べて主極間距離に整流帯巾の占める割合が大きくなってゐるからもしそれに見合う補極巾をとると主極と補極の間の漏洩磁束が増大して安定な動作が望めなくなる。即ち航空機用機では補極はどうしても整流帯の一部にしか設けられないので下記のように入る。

即ち理論的に求めた必要な補極巾 b'_I に対する理論的補極空隙磁束密度を B'_{gI} とすればその時の理論的補極磁束 Φ'_I は

($B_{gI}' \cdot b_I' \cdot l_I$) であらはされる。(l_I は補極長)

余簡単のためおのふ、 τ 図の如きノ組の短絡コイルについてのみ考へるとこの Φ_I' がこのコイルに誘起させる 電圧は

$$e = -N \frac{d\Phi_I'}{dt} \times 10^{-8}$$
$$= -N \left\{ \frac{\partial \Phi_I'}{\partial x} \cdot \frac{dx}{dt} + \frac{\partial \Phi_I'}{\partial t} \right\} \times 10^{-8}$$

しかるに $\frac{dx}{dt} = v$, $\frac{\partial \Phi_I'}{\partial t} = 0$ であるから

$$e = -N \cdot v \cdot \frac{\partial \Phi_I'}{\partial x} \times 10^{-8}$$

又このコイルに含まれる磁束は

$$\Phi_I' = \int_x^{x+\tau} B_{gI}'(x) \cdot l_I \cdot dx$$

従つて誘起電圧の瞬時値 e は

$$e = -N \cdot v \cdot l_I \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left\{ \int_x^{x+\tau} B_{gI}'(x) dx \right\} \times 10^{-8}$$
$$= -N \cdot v \cdot l_I \left\{ B_{gI}'(x+\tau) - B_{gI}'(x) \right\} \times 10^{-8}$$

然るに $B_{gI}'(x+\tau) = -B_{gI}'(x)$ であるから

$$e = 2Nv l_I B_{gI}'(x) \times 10^{-8}$$

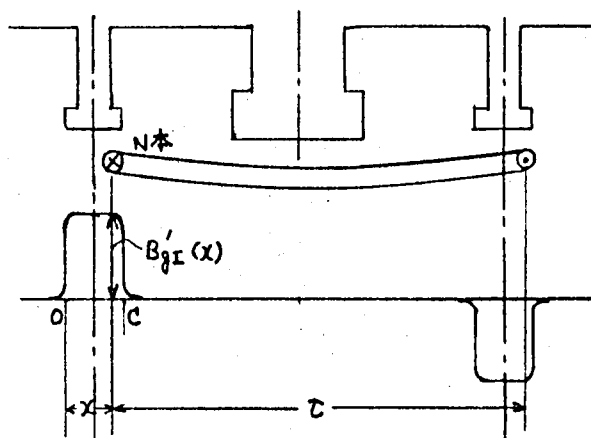
又整流時間 T_R は

$$T_R = \frac{0C}{v}$$

で表はされるが之によつてこの整流時間内に電流がコイル中で反転することにより生ずるリアクタンス電圧 e_r と補極により

剛コイル内に誘起させる整流電圧 e の T_k 時間内の平均値 e_k とが平衡して無火花整流を行はせると考える。

即ち実際のリアクタンス電圧はコイル・ピッチ，スロット内導体数，刷子巾，セグメント巾等により整流時間中複雑に変化するがこれを整流時間内の平均値 即ち平均リアクタンス電圧として表はすよりに補極による整流起電力もその整流時間内の平均値を表はすことを考える。



N : 1組の短絡コイルの辺数

v : 周速

τ : 極節

\overline{OC} : 整流帯

図 1.2.9 短絡コイルと補極磁束の関係

今 T_k をコイルが短絡され始めた瞬間から計り始めるとすれば

$t=0$ で $x=0$, $t=T_k$ の時 $x=c$ とするから

$$e_k = \frac{1}{T_k} \int_0^{T_k} e \, dt$$

$$= \frac{1}{T_k} \int_0^{T_k} \{ 2N \cdot v \cdot l_I \cdot B_{gI}'(x) \times 10^{-8} \} \, dt$$

よるに $dt = \frac{dx}{v}$ であるから

$$e_k = \frac{1}{T_k} 2 \cdot N \cdot l_I \int_0^c B_{gI}'(x) \, dx \times 10^{-8}$$

$$= \frac{1}{T_k} 2N \cdot l_I \cdot \Phi_I' \times 10^{-8}$$

と有り、この式はリアクタンス電圧 e_r と平衡する平均整流電圧 e_e を得るためには補極磁束の総量 Φ_I' が問題であつて整流帯内での磁束分布の範囲は無関係になることを示してゐる。即ち補極磁束が整流帯全域に分布する時に必要な理論的総量だけあれば平均整流電圧 e_e は補極磁束の分布範囲の如何に拘らず同じになることが判る。勿論厳密に無火花整流を行はせるにはリアクタンス電圧と整流電圧の各瞬時値が同一且つ逆方向で有ればならないが実際にはこのような理想的状態は補極磁束を整流帯全域に分布させた一般用機の場合でも不可能であり、瞬時値の差はコイルの短節巻き、複数組の導体が同時に整流帯に入ること等により又刷子の抵抗により平滑化されると見るのである。

上述のように必要な平均整流電圧 e_e を与へるためには理論的に必要な磁束総量 Φ_I' を与へてやればよいから実際の補極巾を b_I 、その時の空隙磁束密度を B_{gI} とすれば

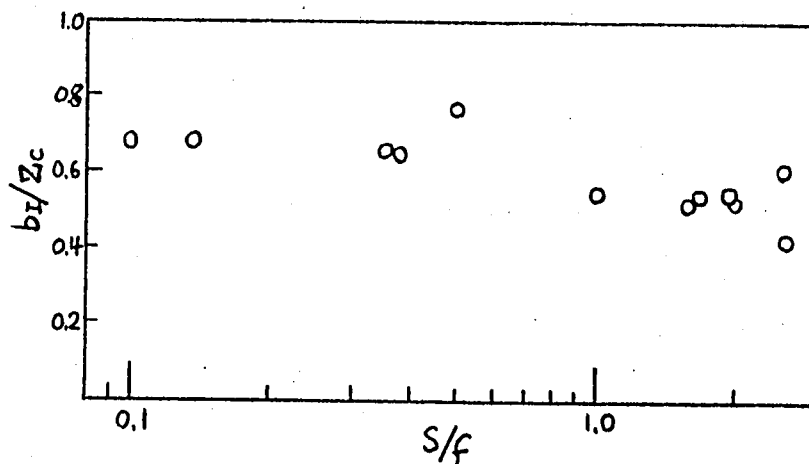
$$\Phi_I' = B_{gI} \cdot b_I \cdot l_I = B_{gI} \cdot b_I \cdot l_I$$

$$\therefore B_{gI} = B_{gI}' \frac{b_I'}{b_I} \text{----- (1.2.8)}$$

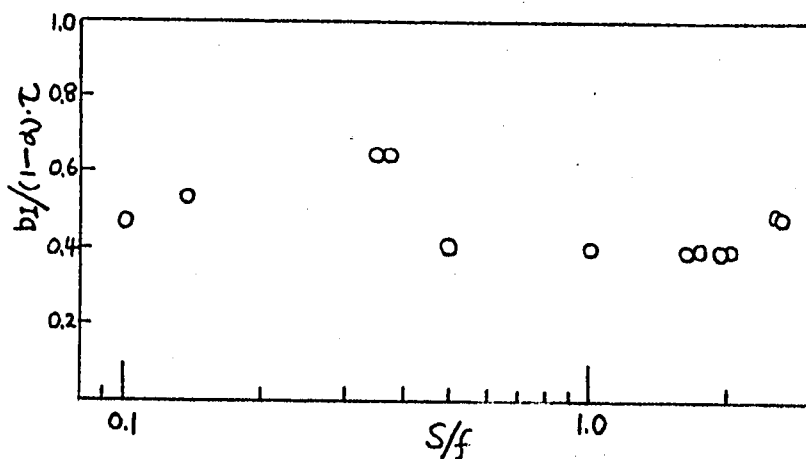
となる。しかし前述のように航空機用機の b_I は理論的即ち整流帯巾一杯にはとれないからその δ パーセント以上でしか漏洩磁束を増さぬよう主極間距離の δ パーセントを超へぬ程度に選ぶようにする。そしてその時の補極起磁力はその空隙磁束密度が (1.2.8) 式で示される B_{gI} になるように与へればなら

ない。

このような考え方で設計された発電機では少くも補極に関する限り満足な整流を得てをり、その補極巾の整流帯巾及び主極間距離に対する割り合いは、オノノ.10 図及びオノノ.11 図に示す如く、3 の例外を除き上記の値の範囲に入つてゐる。



オノノ.10 図 航空機用直流発電機の b_1/Z_c の値



オノノ.11 図 航空機用直流発電機の $b_1/(1-d) \cdot C$ の値

(3) 補極磁路の比例性

航空機用発電機の補極起磁力はオノノ.1 (1) で述べた主極の場合と同様出来る限り小さくすることが望ましいので一般用機の場合よりもその空隙長 S_{ip} が小さくなる。従つて歯端パーミアンスが大きくなりリアクタンス電圧を大きくしやすい。

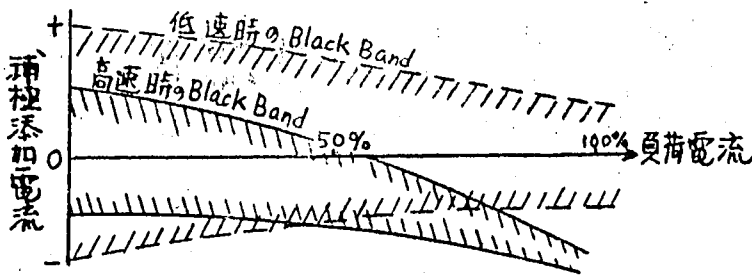
又この δ_{Ep} が小さいこと及びオ 1.1 章で論じたように極端な銅
枚数として鉄量を節約した設計になっておることのため補極磁束
と主極磁束が重畳する場所では飽和をきたし補極磁路の比例性を
阻害する恐れが出てくる。

即ち普通補極の調整は所謂無火花整流帯による法 (black band
method) を目安にして行はれるが、航空機用発電機では回転
数が2対1以上の広範囲に変化するため低速度に於いて補極磁束
を設定すると高速度では主極磁束との共通磁路の飽和が解除され
て補極が弱くなりすぎ整流を害することがある。オ 1.2.12 図は
このような状態の時の black band を示す。又この場合過整流
となるから電気的中性点は遅れその結果として外部特性は過複巻
となり、電源系を不安定にする。

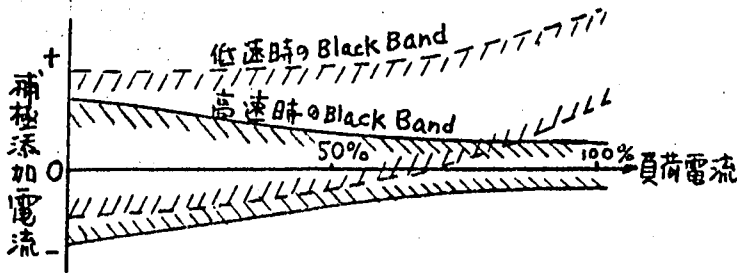
又逆に補極を高速度で設定すると低速度では磁路の飽和により主
極、補極共に弱まり整流電圧が不足して火花整流になる。
オ 1.2.13 図の black band はこのような状態を示したもの
である。又この場合主極磁束も不足してくるから最低速度で全負
荷がかかなくなる場合も出てくる。

回転数範囲の広い航空機用発電機ではこれらの傾向は著しくない
場合でも必ず存在するので補極の調節に当ってはオ 1.2.14 図に
示すように低速時には補極をおる程度弱い目に、高速時に於いて
は許される範囲で最も強くなるようにするのが望ましい。(低速
時はリアクタンス電圧も比較的低いので補極が弱くても抵抗整流
作用で補へる。)

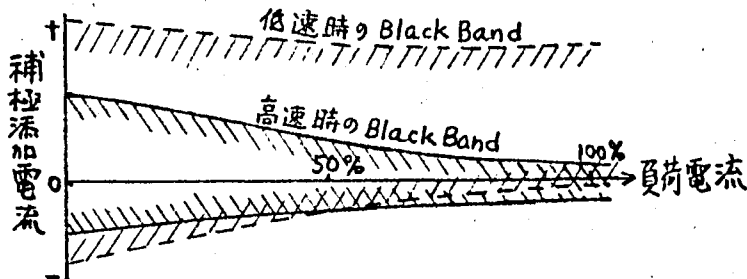
§ 1.2.4 補償巻線



低速度で補極を設定した時の black band
 図 1.2.12 図



高速度で補極を設定した時の black band
 図 1.2.13 図



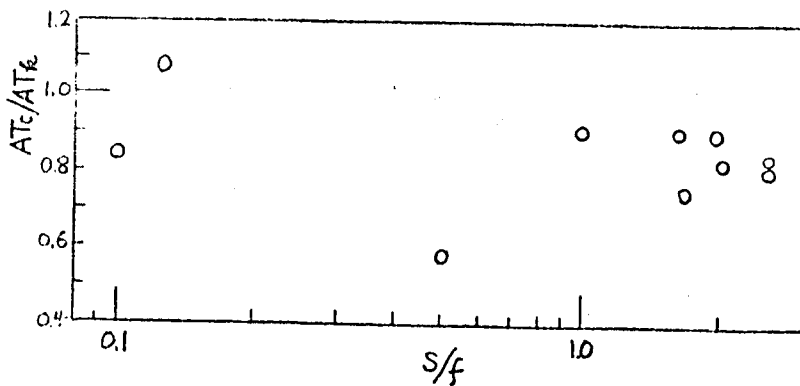
定格回転数全範囲に亘って最も望ましい整流を得る状態の black band
 図 1.2.14 図

一般用機の概念から云へば低電圧発電機の場合補償巻線を設ける基準は $kW \times RPM \cong (4 \sim 5) \times 10^5$ 等と云はれてゐる⁽¹⁴⁾がこの基準によれば航空機用発電機では補償巻線は全く不要となるが §1.2.1 (1) で説明したように航空機用機では一般用機と異つて主極起磁力は電機子反作用による交叉磁化起磁力より小さくつてゐるため合成空隙磁束の歪が大ききそのまゝでは磁束の逆転する部分も出てくる。このよりの磁束の歪は整流を害するは勿論鉄損を増すからその発熱は発電機の寸法小型化を妨げ、又整流子片間電圧を部分的に高めるから気圧の低下する高々度飛行中にせん絡をする危険も出てくる。従つて小容量機で主極に補償巻

線を設けるのが実際的でないもの以外は原則としてこれを設ける。
 普通航空用機では比容量 1 kVA 以上では全て補償巻線を設けてある。

主極面へのアンペア・コンダクターの入れ方としては主極への電機子反作用を出来る丈完全に打消し且つアンバランス起磁力による磁束を最小にして渦流損を最小にするため構造上許しうる限りこの起磁力は主極面に対応する電機子起磁力と同一にし又そのスロット・ピッチも両者同一になるようにする。

一方主極端に於ける両起磁力の関係としては § 1.2.2(3) で述べたように発電機としては整流帯に於ける主極浮遊磁束は trailing edge の方を小さくするのが好ましいから電機子起磁力の方を若干大きくするため主極鉄心両端の歯部を厚くする。即ち両起磁力の比 AT_c/AT_R はノより若干小さくし普通この値はオ 1.2.15 図に示す如く 0.8 乃至 0.9 の間にある。



航空機用直流発電機
 の AT_c/AT_R の値
 オ 1.2.15 図

才 1.3章 整流に対する機械的考察

§ 1.3.1 材質的考慮

良整流を得るための機械的條件として重要な事項は刷子の材質及びその作動についてであるが、材質に対しては関連業界の協力により種々の研究、開発がなされ一般にも発表されているからこゝではその使用者としての立場からの経験を概説するに止める。

航空機用刷子の材質的考慮を扱うべき特異性としてはそれが高々度で使用されることと高温にさらされることが考えられ以下これらについて考察する。

(1) 高度

高々度に於ける使用で最も問題になるのは刷子の異常摩耗であるが、これはその周囲條件がある値になると刷子が粉塵となって短時間に摩耗してしまう現象であり地上に於けるオールティテュード・チャンバー (altitude chamber) 内でもこの現象を再現することが出来る⁽⁴⁾。これは刷子と摺動接触する整流子面に於いて通常は潤滑作用をするローマン氏水膜、黒鉛皮膜及び(Ⅱ)酸化被膜が存在しているものが高々度 (約30,000フィート以上) に於ては水蒸気圧及び酸素分圧が下がるためこれらの潤滑皮膜を生成し難くなるのが原因と云はれている。この高々度に於ける異常摩耗現象を防止するためには刷子中に潤滑用添加剤を配合してやる方法が行われ、高々度処理刷子の添加剤としては大別すると次の2種類のものが用いられている。

(a) 沃化カドミウム (CaI)等の金属ハロゲン化物を刷子に2乃至10パーセント重量比で含浸させる法。

これは摺動中にハロゲン化物が銅と反応してハロゲン化銅 (CuI 等) を生成し、それが更酸化銅 (CuO)に似た性質をもつため酸素分圧の

低い処でも潤滑作用を与えることを利用したものである。この種の刷子の作る潤滑皮膜は高温に於いても或いは少量の火花に対しても割合安定であるが、高々度で皮膜生成を持続させるには予め地上條件で一定時間運転し充分な皮膜をつける所謂 *prefilming* が必要であるため始動も急速に高々度に上昇する戦斗機等の発電機には適さない。

(b) 二硫化モリブデン (MoS_2) 等の金属硫化物を固体潤滑剤として刷子に約 2パーセント重量比で添加させる法。

この種刷子は前記の地上條件に於ける *prefilming* を必要とせず便利であるが整流火花によつて二硫化モリブデンと炭素が反応して硬い炭化モリブデン (Mo_2C) を作り整流子を急速に摩耗させる恐れがある。又高温で酸化して白色研磨性の三硫化モリブデン (MoS_3) を作りその他電解により出来る硫酸が銅と反応して摩耗を促すことがある。このような心配があるからこの種の刷子を使用するには発電機の使用全範囲に亘つて整流が完全に良好であることが必要である。尚上記のようにして生成された三硫化モリブデンの溶解及び硫酸の中和には炭酸バリウム (BaCO_3) 等の塩基性化合物の添加が有効であると云はれてゐる (16)

これらの高々度処理刷子の処方につ： (17)(18)(19) は特許が多くとられてをり又この高々度に於ける異常摩耗現象に関する研究も数多く報告されてゐる (20)(21)(22)

尚上記の高々度処理刷子を使用する場合確かに高々度に於ける異常摩耗を防ぐことは出来るが、その代り地上乃至低高度に於いて逆に高々度に於けるより摩耗率が大きくなることかしばしばあり、これは添加剤のため低高度に於いて生成される皮膜層が必要以上に厚くなりかえ

って整流を害するためである。この現象は著しくないものでもその傾向は高々度処理刷子の宿命であるから、これを用うる時は地上、低高度及び高々度に於ける飛行時間を合計した全使用時間に対してその摩擦が最小になるものを選ぶことが必要である。

(2) 温度

航空機用発電機はオ 1.1 章で説明したように寸法を極端に切りつめてゐるため刷子の電流密度も高くなってをリオ 1.1 表からも判るようにその値は 15 乃至 30 A/cm^2 と一般用機の 3 倍以上にもなつてゐるため刷子及びその周辺が高温になる。高々度処理刷子を使用しても許容温度以上では潤滑皮膜は脱水を起して破壊されてしまうからその温度以下で使用する必要がある。その許容温度は刷子材質及び処理法によって異り良好な刷子では $220^{\circ}C$ 乃至 $230^{\circ}C$ 程度と云はれてゐるか実際の使用状態で刷子温度を正確に測定することは難しく、刷子に熱電対を出来る丈接触面に近づくように埋装して測定した場合 $200^{\circ}C$ 程度を使用限度とする。

§ 1.2.2 (1) で述べたように航空機用発電機の電機子巻線には波巻が用いられてゐるかこの場合同極刷子が複数個並列に接続されるため抵抗の小さいものに選択的に電流が流れる傾向がある。しかして黒鉛の抵抗温度係数は負であるため上記のような高温ではその傾向が強められ不安定状態となり遂にはその刷子のみ焼損してしまうことがあるから渡り線等の配置には細心の注意が必要である。又 5 酸化バナジウム (V_2O_5) を重量比 1 乃至 4 パーセント含浸させた刷子は抵抗の温度係数が正になると云はれてゐる。⁽²⁾

又この高温に対して整流子片が軟化しないことも必要である。高温用整流子片材料としては

- (a) 常温加工硬化による硬銅
- (b) 銀銅合金 (Ag 0.10 ~ 0.25%)
- (c) 銅クロム合金 (Cr 0.85%, Si 0.10%)
- (d) 銅シリコニウム合金 (Zr 0.25%)

等があり その連続使用温度限度は夫々 120°C , 200°C , 230°C , 230°C と云はれてゐる⁽²⁴⁾が 銅クロム合金は高温でノッチ・エフェクトを受け整流子片のタブ・テール部等が欠損し易いから使用しない方が無難である。従つて上記のように 200°C 乃至それ以上で使用する場合は銅シリコニウム合金を使用する。

刷子とヒグテールの接続部分も同様にこの高温にさらされ 更に振動も受けるから酸化してゆるみを生じぬよう刷子に銅鍍金をしリベット及びヒグテールと銀ブレーシングをする等堅牢なものを使用する必要がある。

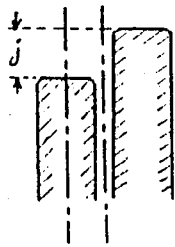
§ 1.3.2 刷子の振動

刷子の振動現象は極めて複雑であり多くの要素を含んでゐるか刷子の材質不良によるものを除いてそれを大別すれば弾性振動と摩擦振動になる。刷子の振動は整流子との摺動接触を不安定にするから 整流を悪化させて刷子寿命を縮める。又無火花整流帯 (black band) の理論で云へば 振動は刷子接触面と整流子との相対速度の最大値の増加となりブラック・バンドの幅⁽²⁴⁾をせばめることになる。

摩擦振動については、次節でふれるとして、弾性振動は刷子が整流子表面の凹凸に衝突しておこるおとりであり、精密に仕上げられた整流子でも前節で述べたような高温にさらされ乍ら高速回転による大きな遠心力を受ければ各整流子片に多少の浮き上りを生じ完全な円筒状ではなくなり各整流子片間に多少の凹凸所謂片間不平滑を生じる。直径ク

乃至 10 cm 程度の航空機用発電機の整流子に於ては (1.5 ~ 2.5) $\times 10^{-3}$ mm の最大片間不平滑は避けられない。

航空機用発電機では回転数が高いからこの片間不平滑により刷子の受ける加速度は極めて大きくなる。この不平滑による刷子のおどりの様相は、その場合場合によって異なることが考へられるが、今これをオ 1.



整流子片間不平滑
による刷子のおどり
オ 1.3.1 図

3. 1回のように刷子が整流子片中心からマイカ中心まで行く間にラシアル方向に片間不平滑距離 (j mm) だけ動くとし、その動く距離は時間に正弦波動的であると仮定して刷子に受ける加速度の大略値を計算してみる。刷子が整流子片中心からマイカ中心まで行くに要する時間 T は

$$T = \frac{30}{N K} \text{ sec.}$$

こゝに N : 発電機の回転数 (RPM)
 K : 整流子片の枚数

であるから刷子のラシアル方向の正弦波運動に於ける角速度 ω は

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{\pi}{2} \times \frac{1}{T} \\ &= \frac{\pi N K}{60} \text{ radian/sec} \end{aligned}$$

となり刷子のラシアル方向の動く距離 x は仮定により

$$\begin{aligned} x &= \frac{j}{10} \sin \omega t \text{ cm} \\ \ddot{x} &= \frac{j}{10} \omega^2 \sin \omega t \text{ cm/sec}^2 \end{aligned}$$

即ち $\ddot{x}_{\max} = \frac{j}{10} \omega^2 \text{ cm/sec}^2$

となる。故に刷子の受ける重力加速度倍数の最大値は

$$\begin{aligned} G &= \frac{\ddot{x}_{\max}}{980} \\ &= 0.28 \times 10^{-6} j (N K)^2 \text{ ----- (1.3.1)} \end{aligned}$$

となる。例へば

$$\text{最大片向不平滑 } j = 2.5 \times 10^{-3} \text{ mm}$$

$$N = 8000 \text{ RPM}$$

$$K = 45 \text{ 枚}$$

の発電機に於ける刷子の受ける G は これらの値を(1.3.1)式に入れて

$$\begin{aligned} G &= 0.28 \times 10^{-6} \times 2.5 \times 10^{-3} \times (8000 \times 45)^2 \\ &= 90.8 \end{aligned}$$

となる。その時の刷子の受ける振動数 f_b は

$$\begin{aligned} f_b &= \frac{NK}{60} \\ &= 6000 \text{ cps} \end{aligned}$$

である。勿論これらの値は前記の仮定に基くものであり正確なものとは云へないが それでも航空機用発電機の刷子は振動数の高い極めて大きな衝撃を受けてゐることが判る。

従つて刷子圧力も一般機より高く大略400乃至600 gr/cm²と車輛用主電動機程度にとられる。例へば上記例の発電機に於いては厚1.27×巾1.9×長2.9 cmの2硫化モリブデン系高々度処理刷子(重量12 gr)を用い1.4 Kgの刷子圧力(即ち500 gr/cm²)を加へた。これは刷子自重の約120倍に当るから前記計算による刷子の受ける重力加速度の倍数90.8 G に充分耐へうる値であることが判る。

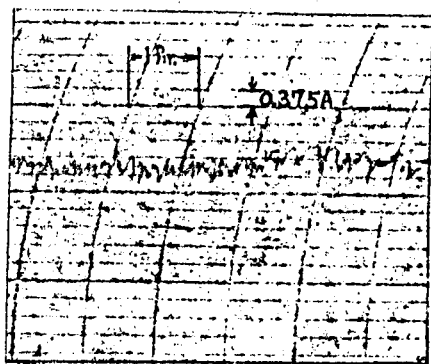
§ 1.3.3 中性点の移動

補極更には補償巻線を付した発電機で刷子を幾何学的中性点にをいた場合でもその電気的中性点が移動し 結果として整流を悪化させ又は好ましくない外部特性を与へることあるから注意を要する。航空機

用発電機で遭遇するかかる現象の実例を下記に示す。

(1) 摩擦係数の変化

航空機用直流発電機に自動電圧調整器をつけてヒート・ラン乃至耐ス
運転を行ってゐる時しばしば発電機の界磁電流が僅かに振動すること
がある。オ 1. 3. 2 回のオシログラムは例 (D3) 発電機* に不適当な



オ 1. 3. 2 回 界磁電流の変動状況

刷子を用いて地上条件で全負
荷運転をした時の界磁電流の
変化状況を示したもので、こ
の場合には5分乃至20分の周
期で約0.35A変動してゐる。
2のような場合時間の経過に
より自然にその現象が消へて
しまう場合もあるが又その

振巾が更に大きくなり整流を悪化させ刷子寿命を縮めてしまう場合も
多い。

普通航空機用発電機の刷子保持器には追隨型 (trailing type) が用い
られ 振動数の高い普通の摩擦振動は余り問題にならないが矢張り摩
擦係数の変化が原因で周期の長い摩擦振動を起すことがある。即ち
一般に刷子の摩擦係数 μ は刷子の電流密度や整流子の表面状態等によ
って変化するが航空機用刷子のように湿気や温度の広範囲に変化する
雰囲気中使用する場合は整流子表面状態即ち μ が使用中大きく変化する。

* 例 (D3) 発電機及び例 (A1) 発電機等の表現はオ 1. 1. 1 表及びオ
1. 1. 2 表に例示の発電機番号を示す。

例へば高々度処理刷子を用いて地上乃至低高度条件で運転するような場合 整流子皮膜の生成によりその層が段々厚くなるが遂にはそれが整流子面から剥がれてしまい又再び皮膜生成を始める現象を1分前右乃至数分間程度の周期で繰り返へすことがあり、その場合摩擦係数従つて刷子と整流子の接触状態も同時に周期的に変化することになる。

一般に刷子と整流子の接触はその摺動面の全面で行はれてゐるのではなく、電流授受もその中の極く一部分所謂ヘルツ面を中心にして行はれており従つてそこが電気的中性点となる。

依つて上記のような摩擦係数即ち接触状態の変動がある場合は中性点の移動となり従つて電機子反作用の位置も移動し、その直軸成分の影響が界磁側に現はれてくる。即ち自動電圧調整器をもつた発電機では界磁電流に電気的中性点の移動に見合った変化が現はれることになる。航空機用発電機では§ 1.2.2 (1)で述べたように刷子厚を広くとつてをり、又§ 1.1.4に示したように電気比装荷 ac が高くなつてゐるため中性点 従つて電機子反作用の移動には極めて敏感である。

§ 1.3.2 回の場合についてその界磁電流の変動中から中性点即ち刷子接触点の移動距離を計算すれば

$$\text{界磁電流変化中 } \Delta I_f = 0.35 \text{ } \gamma \cdot \text{V}$$

$$\text{電機子直径 } D = 10.8 \text{ cm}$$

$$\text{整流子直径 } D_R = 7.3 \text{ cm}$$

$$\text{電気比装荷 } ac = 444 \text{ } \gamma \cdot \text{V} \cdot \text{A} \cdot \text{コンダクター/cm}$$

$$\text{主極分巻界磁巻数 } T_p = 80 \text{ ターン}$$

であるから整流子上での中性点の移動距離を ξ cm とすれば

$$\text{電機子反作用の直軸分} = \xi \cdot ac \cdot \frac{D}{DK}$$

界磁アンペア・ターンの変化分 $= \Delta i_f \cdot T_p$

となり この両者を等しいとをけば

$$\begin{aligned}\xi &= \frac{\Delta i_f \cdot T_p}{\frac{D}{D_k} \cdot a c} \\ &= \frac{0.35 \times 80}{\frac{10.8}{7.3} \times 444} \\ &= 0.0425 \text{ cm}\end{aligned}$$

即ち摩擦係数の変化によって中性点が周期的に 0.4 乃至 0.5 mm. よう動していることが判る。

尚この場合補極及び補償巻線は固定してみて電機子反作用がよう動するため短絡コイルのリアクタンス電圧補償にも不均合を生じそのために整流を悪化させることになる。

(2) 補極起磁力の不適當

補極起磁力の値が適當でないとき短絡コイルに発生する整流電圧 e_R とリアクタンス電圧 e_L の均衡が破れ直線整流からずれて刷子接触面の電流密度に片寄りを生ずるから電流授受の中心である電氣的中性点は移動し刷子移動と同一効果を与へ、よく知られてゐるように補極が主極磁束に増減作用を及ぼす。このため自動電圧調整器をもった発電機の界磁電流は影響を受け しかもその度合は負荷電流の増大によって強まるから発電機の外部特性に複巻性を与えることになる。

即ち補極起磁力が強すぎる時は負荷電流の増大と共に界磁電流を減少させるから過複巻特性を示すことになりその度合は高回転時に於いて特にけん着である。又逆に補極起磁力が弱すぎる時は元来の僅かな差働複巻特性を更に強め最低定格回転数が上ることになる。

航空機用発電機では過複巻特性は発電系統を不安定にし、又並列運転

を不可能にするから一般に禁止されてをり⁽²⁾又差働複巻特性が強くなると最低定格回転数で定格負荷がかかからなくなるから注意を要する。上記現象の实例として佛国D社製発電機を使用すると高回転時に系統電圧が大きく振動して不安定になる現象を筆者等が調査した結果発電機の外部特性が過複巻になってゐたため高回転時に電圧調整器が不安定となり更に機上負荷の一部に入力電流が僅かではあるが脈動する機器を装備してゐるため電源電圧の不安定を増加したのが原因と判った。即ち発電機としては定格回転数範囲が広い低回転での出力不足を補う目的で補極を必要以上に強めてゐたのが原因と思はれ応急処置として刷子位置を僅か進め過複巻特性を修正することによって不安定状態を解消させた。

§ 1.3.4 刷子壽命

(1) 整流判定

航空機用発電機はその回転数、負荷、温度、高度等が広範囲に変化するから整流状態の判定もその使用全範囲に亘って行はねはならないかそれは至難のことであり又右述するように無意味でもあるので例へば米軍一般仕様書⁽²⁾等では地上条件、室温で発電機を運転した場合その負荷及び回転数の定格全範囲に於いて刷子火花は fine pin-point 以上でないことと規定してゐる。fine pin-point と云う表現は漠然としてゐるので一応最悪状態を JEC 54⁽²⁶⁾ の 4号としてゐるか 定格回転数範囲が2倍以上にもなるので最悪条件で4号以下になるには大部分の測定桌では無火花状態になければならない。又右述するように4号では必ずと云つてよい程無線障害試験の規格

値を満足できない。オ 1.3.1 表はオ 1.1.1 表に記載の発電機の数例についてその適格試験供試品の整流状態を示したものである。

発電機	V/V/V No. RPM	1			2			3		
		50	75	100	50	75	100	50	75	100
D1	3500	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	6000	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	8000	1	1	1	1	1	2	1	1	1
D14	3000	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	3500	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	6800	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	7300	1	1	1	1	1	1	1	1	1
D13	4500	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	6700	1	1	1	1	1	2	1	1	1
	9350	1	1	3	1	3	3	1	2	3
D10	2500	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	3500	1	1	2	1	1	2	1	1	2
	4500	1	1	3	1	1	3	1	1	3

航空機用発電機の整流状態 (JEC 54 による) オ 1.3.1 表

然し上記の整流状態判定は地上条件の室温に於けるものであるから一応の目安としてのみ考へるべきであり、又航空機用機のように極限設計をしてゐるものには裕度が殆んど許されないからその整流状態の判定も最終的にはそれを規制する目的にその発電機が適合してゐるか否かで判定すべきである。即ち実機に使用して整流不良によるこる不都合は刷子及び整流子の摩耗と無線障害であるから整流状態の判定も最終的には刷子寿命試験(次項を参照)と無線障害試験⁽²⁷⁾の結果によって決められるべきである。A I E E 制定の航空機用直流回転電機試験基準⁽²⁸⁾オ 2001 項に

"The final criterion of successful commutation is the brush life. Since commutation also affects radio noise, its measurement may be required to prove satisfactory commutation."

とあるのも同一思想と思はれる。

(2) 刷子寿命

一般に航空機用発電機刷子の最小有効寿命は米軍一般仕様書⁽¹⁾によれば例へば高性能航空機に対する場合

地上より 50,000 フィートの向で使用する場合-----1,000 時間

50,000 フィートより 65,000 フィートの向で使用

する場合-----500 時間

と要求されてゐる。そしてこの要求条件の確認としては負荷、温度、湿度（§ 2.1.4 (2) を参照）等の最悪条件で地上、中間高度（50,000 フィート）高々度（65,000 フィート）の各高度条件を組合せて上記寿命の 4 乃至 10 パーセントに相当する時間運転を行った結果からその全寿命を类推する方法を規定してゐる。

然し刷子には負荷、回転数、高度等の条件が変はるとその条件によつては ある時間後に元の接触状態に恢復する性質があるから、上記寿命試験のように最悪条件の組合せに於ける人工的高度サイクルの運転結果でエクスターポレートしたのでは 実飛行に於ける使用状態での刷子摩耗とは異つた様相を呈する筈である。

事実、上記の刷子寿命試験で不合格になつた発電機を実機の飛行条件を模擬した条件で長時間の試験を行つて合格しその右量産されて支障なく使用されてゐる例もある。

このように刷子の摩耗現象は複雑であるから上記の回復性もどこまで期待できるか難しい問題であり、又一方上記規定のように最悪条件で判定するのも発電機設計に必要以上の余裕をもたせることになり 航空機全体からみてかへつて逆効果をきたすことも考へられる。依つて発電機設計者、機体設計者及び使用者等各関係者が協調して

実際の使用条件を模擬し、しかも標準発電機としての互換性を失な
はないような試験条件を制定し、それに従って長時間運転を行うこ
とによって刷子寿命を判定するのが一番望ましいと思はれる。

カズ部 航空機用発電機の定格について

緒言

航空機用発電機では特に小型のものを除き一般に強制空冷方式を採用しているが、航空機の高性能化による飛行高度及び速度の増大によって冷却媒体としての空気密度の減少及び温度の上昇のため冷却能力は急速に低下するからカ1部で述べたように切りつめた設計をしてる航空機用発電機では それに応じて発電機出力を制限しない限り 過大温度上昇によって発電機は焼損するか、それに至らないまでも その寿命を縮め航空機用機器に於いて最も重要視される信頼性を損うことになる。依ってこのカズ部ではこれら飛行条件と発電機の出力定格の關係について論じる。

即ちカ1章に於いては機上に於ける発電機の冷却空気系統と関連して飛行条件と発電機の冷却の關係を述べ 更にそれと発電機出力定格の關係を示す高度定格図表について概説する。

この高度定格図表は、航空機用発電機の耐用に当つては必ず亦める必要のあるもので、これを求めるには従来より高尺度環境を模擬する オールテイテュード・チャンバー内で発電機を運転し各冷却条件に対して規定の発電機寿命を保証する限界出力を実測によって求める方法がとられ、一般に採用されている航空機用発電機の仕様書MIL-G-6099Aでもこの方法を規定している。然しそれには極めて膨大な設備と労力、時間、費用を要し特に我国の如き環境試験設備の貧弱な国では簡単には行へないのが現状なのでこれをこれら膨大な設備等を必要としない地上条件での試験データから計算によって解析的に求める方法を研究し その結果をカズ章以下に論じる。

即ちこの高度定格図表は 発電機の通風特性、伝熱特性 及び出力特性

を基にして画かれたものであり、これらは全て発電機内部に於ける複雑な現象であるから種々の仮定を置いてこれを簡略化することによって各特性を支配する関係式を誘導し更にそれが実際の現象に適用できることを確認する。(カ2.3.4章)

更にカ5章に於てはこれらの各特性に対する関係式を用いて地上条件下でのデータのみから計算によって高高度に於ける冷却条件と発電機出力定格の関係を求める方法を超音速機用発電機を例として説明し更にこれによって得られた高度定格図表がオールディテュード・チャンバー内での実測によって求めた図表と比較してその精度が実用上信頼出来るものであることを確認する。

第 2.1 章 発電機冷却と高度定格線図

§ 2.1.1 定格と冷却

電気機械の出力定格は勿論カ1部で述べたように電磁気的設計に基づいてその体格により定まるが、又、その機械各部の最高許容温度によっても定まるものであるから、その電磁気的設計及びその他の設計要素が許す場合、その寸法、重量等をそのままにしてその損失によって生ずる熱の放散手段を附することによって出力定格を増加させることが出来る。これを換言すれば同一出力定格の発電機に対しての効率的な熱放散手段を附加することは航空機用機器にとって最も要求される要素の一つであるその寸法及び重量を最小にするための有効な方法と云うことが出来る。

航空機は飛行中大気より空気を機体内に取り入れるとその飛行速度による動圧で所謂ラム効果を生じる。航空機用発電機の場合このラム圧を利用して空気を発電機内部の通路に押し込み強制対流作用で上記の熱損失の大部分を放散させるものを強制空冷式発電機 (blast-air cooled generator) と云う。

勿論この型式の発電機でも強制対流のみならず自然対流、熱伝導及び輻射による周囲への伝熱作用もあるにはあるが極く僅かで大部分の損失は強制対流で放熱される。現在の航空機用発電機は大部分がこの強制空冷方式であり、一般に採用されてゐる航空機用発電機の仕様書⁽¹⁾⁽²⁾でもこの型の冷却方式を指定してゐる。

この強制空冷により放散される熱量は航空機の数、高度等の飛行条件によって大きく変化するから、発電機の出力定格を決定する主要周囲条件としては、導入空気の発電機入口温度、発電機入口出口間に発生する圧力差、空気の密度(比重量)があり更に又発電機の回転数もど

の電磁気的設計條件としてのみならず冷却條件にも関係してくる。
最近の高性能航空機ではこのような周囲條件の変化範囲が極端に広が
ってきたため強制空冷式発電機に対するその影響を正確に知ることが
ますます重要になってきた。例えばこの方式の航空機用発電機は古く
から用いられ最近まではその最悪使用條件は地上タクシー乃至低速
飛行の時、即ち取入れ空気動圧の不十分な場合であって、そのためフ
ァンを内蔵とせるなどしてゐたが最近の航空機のようにその飛行速度
がより音速範囲で常時飛行する場合は逆に最高速度の時に熱的見地か
ら最悪使用條件になつた。即ちこの場合動圧は大きくなるが同時に航
空機に取り入れられる冷媒としての空気温度が飛行速度の自乗に比
例して上昇するからその冷却効果は激減し発電機の許容出力は低下
することになる。

このように強制空冷式発電機は航空機性能の向上と共に苦しくなるが
又一方それに見合う耐熱材料の進歩もあつて今の処我國の航空機では、
又世界の航空機の大部分でも、まだこの強制空冷方式の発電機が採用
されてゐる。

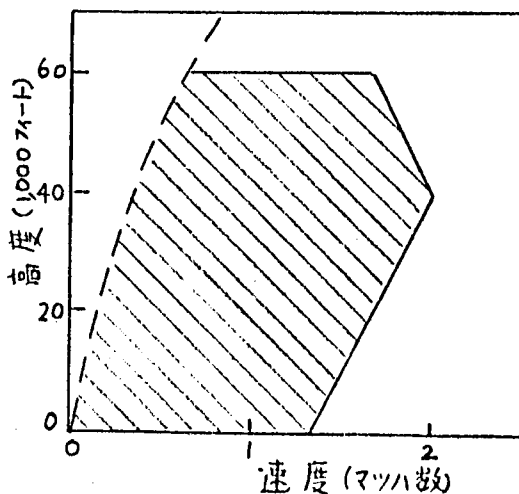
このような現状であるから広範囲な冷却條件に対する発電機許容出力
のより正確な關係を求めることは発電機設計者が最小の寸法、重量で
信頼性のある発電機を設計する上に必要であるのは勿論であるが、航
空機の機装設計者にとつてもこの資料によつて広範囲の飛行條件に対
して安全に期待出来る電力を知ることが出来、更に又機体内に取り
入れられた空気を発電機に導入しその流速を減じることはその運動量
の減少になり航空機にとつては抗力 (drag) をうけることになるから
必要冷却空気量のより正確な資料は機体設計者が効率のよい冷却空気
系統を設計する上にも重要なことである。

§2.1.2 強制空冷

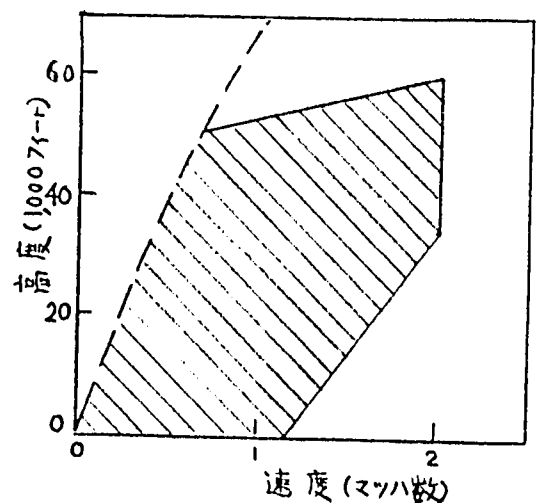
前節で述べたように発電機に対する強制空冷の効果は主として冷却空気温度とその通風量(重量)に依存し、それらは航空機の飛行条件(高度及び速度)と機上に於ける冷却空気系統の構造によつてきまるものであるから、発電機自体の強制空冷効果を論じる前にそれらについて概説する。

(1) 飛行条件

現在一般に採用されてある航空機用発電機の仕様書⁽¹⁾に規定されてある強制空冷方式発電機の中、冷却空気の許容温度が最高のものはC級発電機と云はれるものでこれは⁽²⁾2.1.1図の如き高度及び速度を飛行条件の範囲とする航空機に搭載するのを目標にしたものと云はれてゐる。即ちこの図によればC級発電機を搭載する航空機の40,000フィートまでの各高度に於ける最高速度はその高度に於ける標準大気温度に対してその全温を 120°C にする値(例へば成層圏では2マッハ)となつてをり、ディフューザに於ける動温回復を100パーセントとすれば発電機に与へられる冷却空気の温度が 120°C になることを示してゐる。



C級発電機の飛行範囲
オ 2.1.1 図



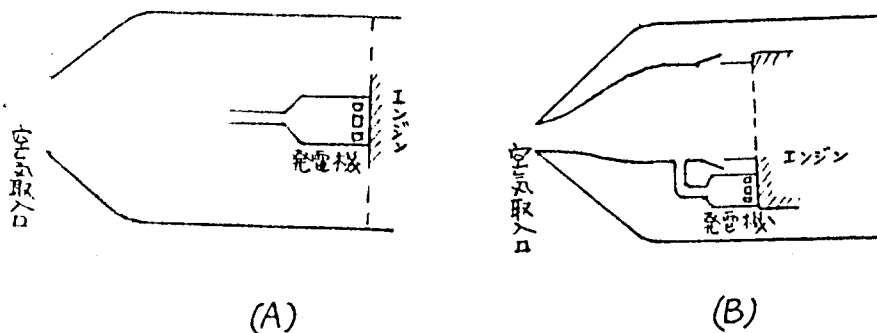
F-104Jの飛行範囲
オ 2.1.2 図

然し今これを例へば周期的耐熱材料の出現でこの冷却空気温度を更に 100°C 上げて 220°C になし得たとした場合でも航空機の成層圏に於ける最高許容速度は約2.5マッハと0.5マッハ増すに過ぎず、発電機の耐熱能力を上げた割りには飛行性能の向上に得る処は少ないことが判る。これは飛行速度による動圧を利用した空冷方式では前述したようにその冷却空気の温度は機速の自乗に比例して上昇するからで、これらの点からC級発電機は本冷却方式を採用する場合の限界を示すものと考えられ、これ以上の飛行条件に対しては液冷又は熱交換器をもつ他の複雑な冷却方式を考慮する必要がある。

一方我国で生産された超音速機F-104Jの定常水平飛行に於ける高度及び速度の範囲はオズ.1.1之図の如きものであり⁽³⁰⁾、この図とさきのオズ.1.1之図を比較すると、この航空機に搭載される発電機はC級の能力限度一杯に用いられることを示してをり、このことから前述したように現在の高性能機ではすでに強制空冷方式の限界に至てゐることが判る。

(2) 冷却空気系統

航空機に於ける主発電機は通常その主エンジンで駆動される。従つて発電機の冷却空気系統も発電機の装着方法により種々あるが原理的にはオズ.1.3図(A)(B)のように之を大別することが出来る。



オズ.1.3図 冷却空気系統

即ち亜音速以下の航空機ではモッぱら (A)方式が用いられるが超音速機では通常 (B)方式を採用する。何れも機速によって得られる動圧 (即ち機体の冷却空気取入口に於ける全圧より大気静圧を引いたもの)を系統全体の有効圧力差としてこれを

- (a) 機体取入口から発電機入口までのダクト内の圧力降下
- (b) 発電機内の圧力降下
- (c) 発電機の冷却空気排出部 (発電機の外周部, 通常はエンジン室) と大気圧との間の差圧

に分配する。かくして至まる発電機入口及び出口間の有効圧力差により得られる通風量によって発電機は強制空冷される。即ち発電機は冷却空気系統の中での一つのオリフィスとみることが出来る。

亦、1.3図の (A)方式を用いる低速機に於いては全体の有効圧力差が大きくないから発電機に与えられる通風圧 (上記の (b)) を出来るだけ大きくするには (a) 及び (c) の圧力降下を小さくする必要がある。

そのためには空気取入ダクト部は出来るだけ短かく又ベンド等の数の少ないことが望ましい。又多くの場合エンジン室の圧は大気圧よりも可成り高く従って (c) の圧力差は系統全体の如パーセントにもなる場合のあることが飛行試験の結果として報告されてゐる。⁽³⁾ この不利を避けるために発電機の排気部に覆 (Shroud) を付けダクトで空気を直接機体外に放出させれば上記の (c) はダクトに於ける圧力損失だけになり (b) が増すから通風量がふえ発電機の全負荷をとりうる最高飛行高度を上げることが出来る。但しこのシュラウドを用いる方法には重大な欠陥がある。即ち地上運転時は機速による動圧がないから冷却空気取入れダクトでの圧力降下によって発電機入口部の圧が大気圧より低くなって発電機内を通る空気は逆流し、離陸上昇し

て機速がますます共に負圧はへり更には一時空気の流れが全く止る處を
通つてその後には正進方向の流れを得るようになる。従つてこの場合に
は低速度で飛行中にも十分な冷却通風量を与えるためには自冷用ファ
ンを内蔵した発電機を用うる必要がある。もつともこの発電機自蔵の
遠心型ファンは低高度では有効であるが高度がますます共に空気密度
がへるから 其の作る通風圧は減少し高々度では殆んど役に立たない
(§ 2.25 参照) このようにして(A)方式に於ては實際発電機に利用さ
れる圧力差は機速の充分大きい處ではシュラウドを用いた場合で全体
の有効圧力差の約50パーセント⁽³²⁾ 直接エンジン室に排気する場合で
20パーセント程度⁽³¹⁾と云はれてゐる。

次に近時の高性能機に於けるようにその速度が飛躍的に増大すると(A)
方式のように直接エンジンの空気取入れダクト中の全圧と静圧の差を
利用する方式ではその通風量が不必要に大きく 従つて機体に与え
る抗力も大きくなつて不利である。従つて超音速機ではカズ、1.31図(B)
に示すようにエンジン取入れ空気をそのディフューザ部で一部取出して
発電機に導入しその排気は比較的背圧の高いエンジン冷却用二次空
気に放出する方法をとる。

この型の冷却方式を用いた交流発電機2台を搭載してゐる国産超音速機
F-104Jについて その入手可能の定数を用いて高度35,000フィート速
度1.6マッハ及び高度55,000フィート速度2.0マッハの時の各部の空気
温度、圧力、流量、流速を標準大気状態に於いて発電機回転数6,000
RPMの場合で計算するとカズ、1.1表及びカズ、2.1.2表の如くなる。

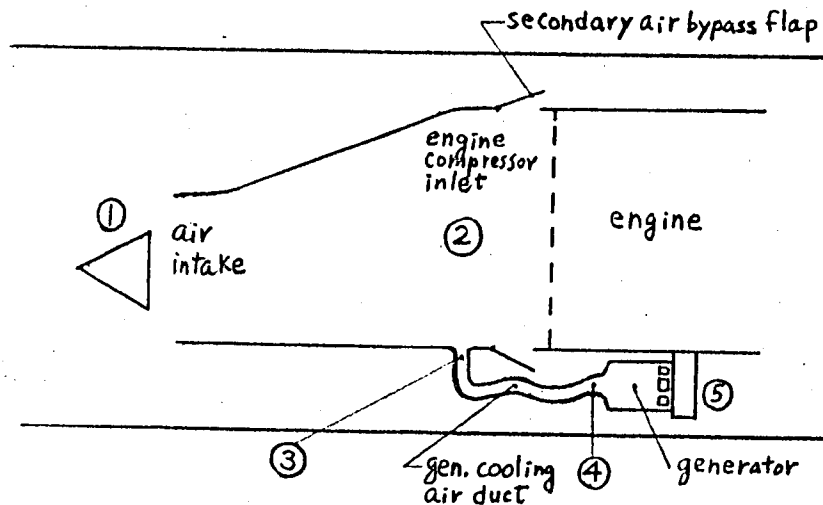
ここに番号を付した冷却空気通路の各部はカズ、1.4図に示す機体のエ
ンジン・コンパートメントに於ける下記の場所を指す。

	単位	①	②	③	④	⑤
W	lb/min	7920	7920	11.5	11.5	636
v	ft/sec	1560	399	158	158	24
t _s	°C	-55	50	57	57	58
P _t	psia	14.7	14.0	12.4	11.6	10.6
ΔP	"H ₂ O	18.8	45.4	22.4		26.3

	単位	①	②	③	④	⑤
W	lb/min	4320	4320	10.7	10.7	345
v	ft/sec	1950	387	261	261	32
t _s	°C	-57	60	116	116	117
P _t	psia	10.3	9.3	8.4	7.2	5.0
ΔP	"H ₂ O	27.7	23.8	35.5		60.0

カエ.1.1表 35,000フィート, 1.6マッハ
に於ける冷却空気
系統各部の値

カエ.1.2表 55,000フィート, 2.0マッハ
に於ける冷却空気系統
各部の値



カエ.1.4 図 F-104丁の冷却空気系統

- | 番号 | 位置 |
|----|---|
| ① | free stream: air intake の前方で"その影響のない処 |
| ② | engine compressor inlet: 発電機冷却空気の取出口附近 |
| ③ | generator cooling air duct の始点: engine compressor inlet からの分岐点の直后 |
| ④ | generator cooling air duct の終点: 発電機エアスペース |

の直前

- ⑤ 発電機右方の engine Compartment: 発電機排気の影響を受けぬ処。

即ちこの冷却空気系統では 35,000 フィート 1.6 マツハの時 発電機へは 57°C の冷却空気が 11.5 lb/min 与へられ又 55,000 フィート 2.0 マツハでは 116°C の冷却空気が 10.7 lb/min 与へられることが判る。

尚この方式は高々度では発電機に適当な冷却空気を与へるが地上乃至極く低高度で機速が小さい時は、オス1.41図の2次空気バイパス・フリップは殆んど閉じてゐるから⑤部の圧は大気圧に略等しくなつており従つて前述の(A)方式で発電機の排気をシュラウドを用いて機体外に放出させる場合と同様発電機両端にかゝる圧は負乃至零になり、そのまゝでは冷却が困難になるから冷却用ファンを自蔵した発電機を用いる必要がある。

§2.1.3 高度定格図表

(1) 概 要

最近の高性能航空機に於いては その発電機は前記 § 2.1.2, (2) に述べたような冷却空気系統に接続して装備され、同節(1)に示した高度及び速度の広範囲で使用される。又発電機の負荷は勿論、定周波発電機以外ではその回転数も広範囲に変わる。従つて地上状態に於けるのみならず、これらの広範囲の使用条件に於ける強制空冷式発電機の熱的許容出力を知ることは発電機設計者は勿論機体の設計者にも必要なことは § 2.1.1 でも述べた通りであるが、これらの関係を図表の形で示したものが高度定格図表 (altitude rating chart) である。

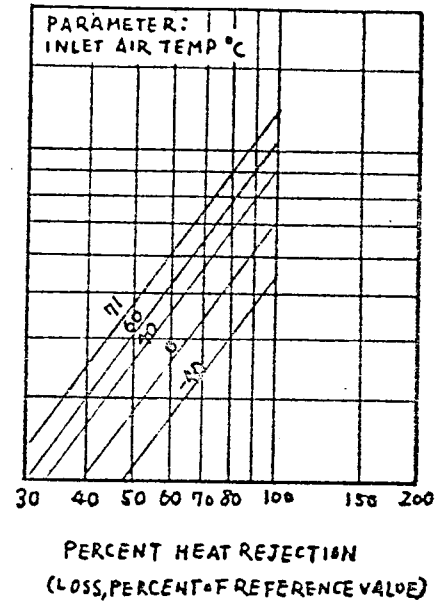
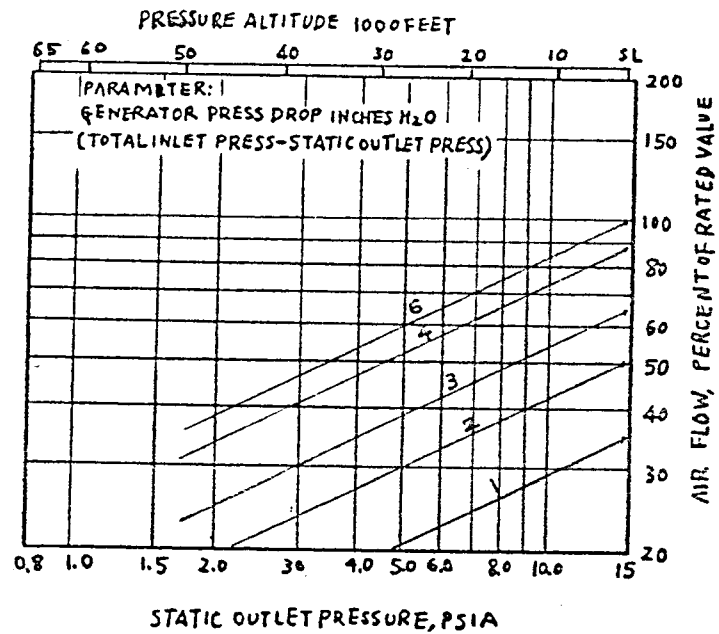
これは約10年前程より AIEE で提唱⁽³³⁾され始めたもので発電機の熱的

特性の一連の実測値を線図に関係付けて総合的に表はしたものである。その形式としてはその右色々のものが提案⁽³⁴⁾⁽³⁵⁾⁽³⁶⁾されてゐるが現在は、米軍一般仕様書⁽¹⁾ MIL-G-6099Aに指定の形、所謂 three phase altitude rating chart に大体統一されてきてゐる。その一例として例(D3)発電機の高高度定格図表を例2, 1.5図に示す。この図表の中 左上に示す線図は通風線図 (air flow chart 又は aero-dynamic characteristics) と云はれるもので、発電機入口出口間に与へられる通風圧 ΔP (1/4 H₂O) をパラメータとして高度 (フィート) 或いはその大気圧 P_a (psia) と発電機内を通る冷却空気量 W (lb/min) 或いは定格通風量に対するパーセント値の関係を表はしてゐる。

右上の線図は伝熱線図 (heat transfer chart 又は thermo-dynamic characteristics) と云はれるもので発電機入口の空気温度 t_i (°C) をパラメータとして冷却空気量 W とその強制対流作用によつて 発電機が所定の寿命を保ちうる最高許容温度で定常状態になるように熱伝達される発電機損失 Q (kW 或いは発電機全負荷の時の損失量に対するパーセント値) との関係を示してゐる。

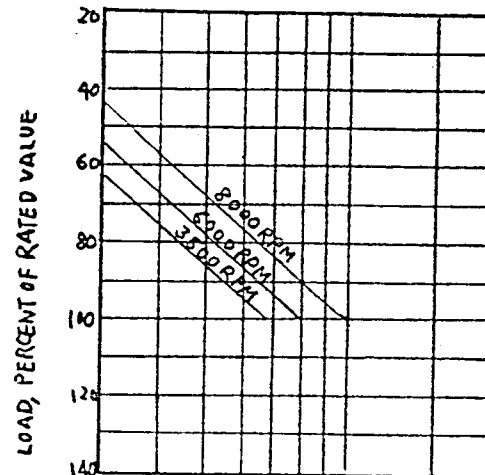
最後の右下の線図は出力線図 (loss vs. output chart 又は machine operating characteristics) と云はれるもので発電機回転数 N (RPM) をパラメータとして 発電機損失 Q とその出力 L (kW, kVA 或いは全負荷に対するパーセント値) の関係を表はす。交流発電機の場合は負荷力率によつてもこの両者の関係が変はるから力率 p.f. をパラメータとする場合もある。

この図表の読み方は通風線図と伝熱線図の縦軸及び伝熱線図と出力線図の横軸は夫々同一量を同一スケールで画いてあるから夫々を横



GENERATOR RATING CHART

MANUFACTURER'S P/N: FG-14
 SPECIFICATION NO: CLASS A
 RATED LOAD: D-C 12 KW AT 30 VOLTS
 SPEED: 3500/8000 RPM PHASE
 RATED AIRFLOW 7.4 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 5.1 KW



オ 2.1.5 例 (D3) 発電機の高圧規格図表

及び縦にツなげれば高度、通風圧、冷却空気の入口温度及び回転数からその時の通風量、損失量及び許容出力を求めることが出来る。例へば前記の2.1.5図のような高度定格図表をモツ発電機であれば

- (a) 地上条件で40℃の冷却空気温度を与へる場合100パーセント定格出力(即ち12 kW)を出すに要する通風圧は約3インチH₂O.
- (b) 高度50000 フィートで冷却空気の入口温度が-40℃の時通風圧が2インチH₂O 得られるとすればその時の発電機最大許容出力は定格出力の約70パーセント。(即ち約8.4 kW)

であることが判る。

(2) 定格試験

この図表は前記の米軍仕様書によれば実測によつて亦めるように規定してをり、又航空機上での発電機の中では前記3線図の現象は同時におこつてゐる訳であるから各周屈条件に於いて最大許容出力を出すに要する通風量をきめる試験で各線図を画くに必要なデータは同時に求めるのが理論的のように見へるが、実際の伝熱特性を求める定格試験に於いては予め発電機の通風特性を知つてをらないと発電機を破壊させる恐れがあり又許容出力限度を求めるのに無駄な測定を数多く行はねばならなくなる等の理由で通風特性試験を独立して先に行うのが望ましい。然して伝熱線図では冷却空気の発電機入口温度がそのパラメータとなつてゐるが之を以て説明するように通風特性に対する発電機内での冷却空気の温度上昇の影響は通常無視出来るから通風特性試験を独立して行つても両特性の相関性を妨げることはない。出力特性も亦、4章に

右述するように通常の発電機では高度に殆んど影響されず、又その測定装置から云々でも他の特性試験と同時にには行へないから、その測定は独立して地上条件で行う。

このような理由から高度定格図表を作成するための測定値を求めるには前記の3特性試験を別々に行う。即ちまず地上条件で回転数 N 又は力率 $p.f.$ をパラメータとする効率試験から出力 L と損失 Q の関係を求め、更に右述する低温低圧試験室 (altitude chamber) 内で通風圧 ΔP をパラメータとして高度 P_a と通風量 W の関係を求める。次に伝熱特性を求める定格試験を行う。即ちオールティテュード・チャンバー内で出力 L 及び回転数 N (交流発電機の場合は力率 $p.f.$ も) を固定し、高度 P_a 及び空気温度 t_a の各組合せに於ける発電機内各部位の温度が最高許容値で定常状態になる通風圧を求める。更に負荷条件を変えて同様の試験を繰り返す。

このようにして得られた測定値及び条件値を用いて前記の各線図を画くのであるが、その測定範囲としては発電機が機上で遭遇する条件を予想して例えば

高度 (P_a)	14.7 ~ 0.8 psia (地上条件 ~ 65,000 フィート)
通風圧 (ΔP)	0 ~ 11" H ₂ O
冷却空気入口温度 (t_i)	-55 ~ 130°C
出力 (L)	25 ~ 125%
回転数 (N)	最低 ~ 最高定格値

とし、その範囲内を適當段階で区切るのであるが、この各条件の組合せは大きな数になり伝熱特性の測定のためだけでも20及至40桌は必要である。又各組合せに於ける最大許容出力の決定には発電機を熱的に破壊させないように充分余裕をもつた風量から漸次それを絞

るようにすることが必要であり、又各測定条件で発電機全体が熱的定常状態に達した後もそれを確認するために十分な時間運転を続けることが必要である。更に又高度や温度等の周囲条件を変更する際にはオールティテュード・チャンバーの容積及び熱容量が大きいから時間をかけて徐々に条件設定をいなりとチャンバーを破壊させる恐れがある。

このようにこの試験には膨大な設備と時間、労力、費用を要するから各条件値間の関連を考慮して試験条件を選定して測定回数を必要最少限に止める心算が必要である。又発電機内部の冷却空気通路及び熱伝達機構が複雑であるため測定条件は試験設備による制限もあるが出来る丈エキスターポール・シヨンを避けるようにすべきであり又測定値の再現性を確認する試験も随時行うことが必要である。

(3) 計測法

これらの試験に使用する低温低圧試験装置は例へば「第2.1.6」図の如きものである。即ちオールティテュード・チャンバー内の圧力及び温度は真空ポンプ及びフロン冷凍機により調整し、発電機に供給する冷却空気の温度はブライン熱交換器及びアルコール・ドライアイス熱交換器により又通風量はルーツ・フロアの回転数及びB室からのバイパス・バルブ V_1 の調整によつて行う。尚発電機のシユラウドは圧力的にはチャンバー内の圧力と同一であるが高温の発電機排気をチャンバー内に充填させず出来るだけ有効に外に導き出すため設けたものである。第2.1.7、第2.1.8、第2.1.9 図は夫々チャンバー外部の駆動及び計測装置、チャンバー内部の供試発電機取付部、屋外のルーツ・フロアに通じる外部配管部を示す。

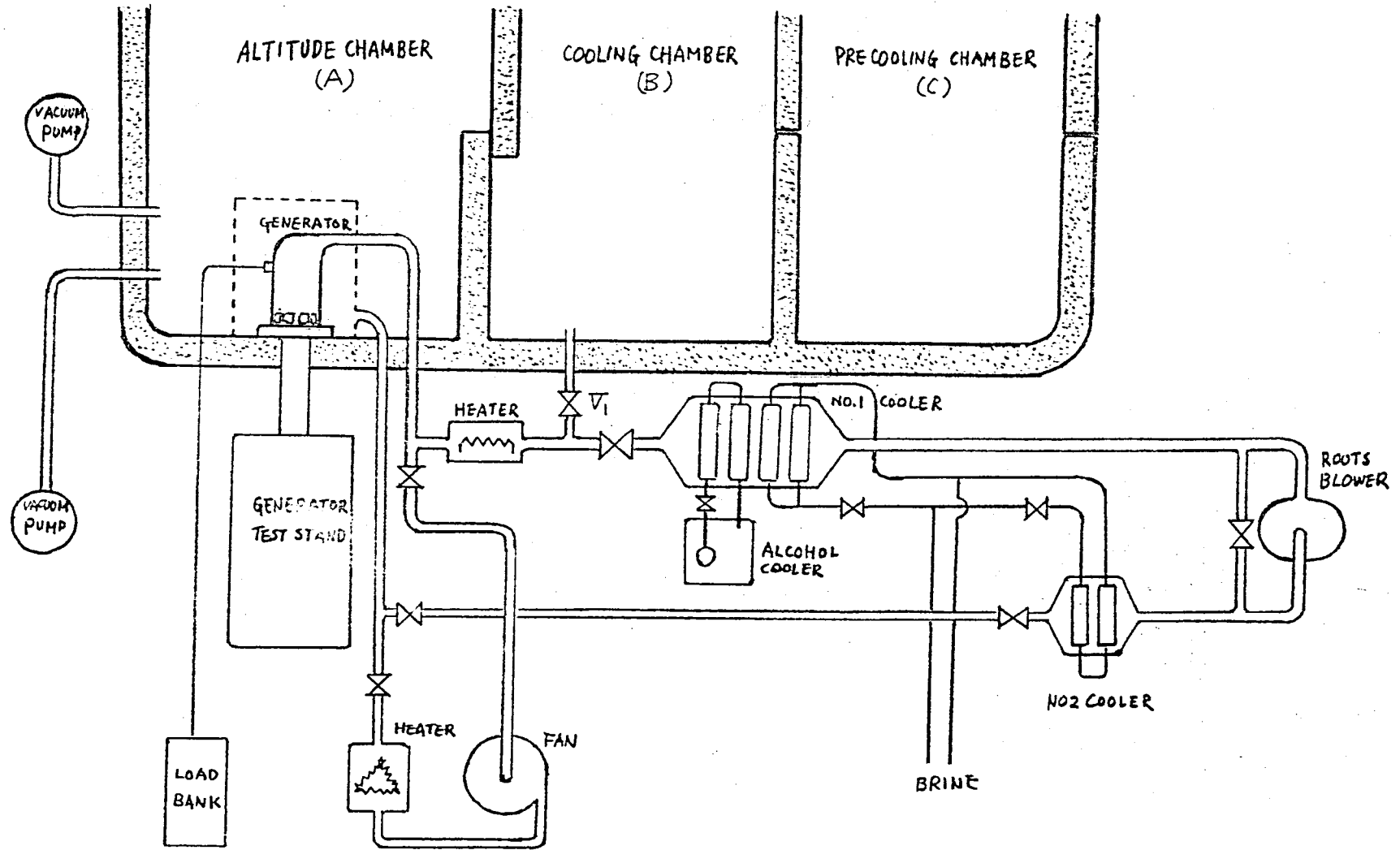
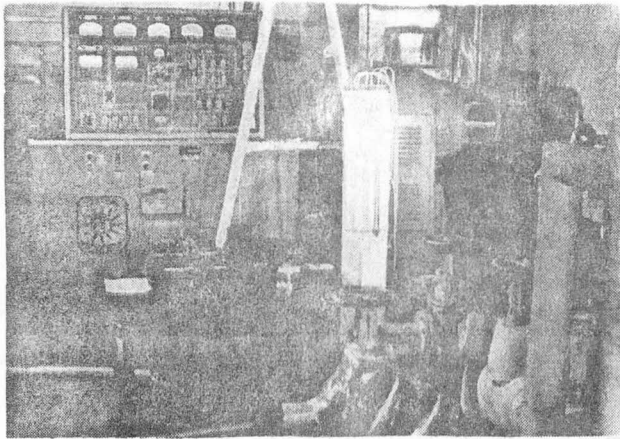
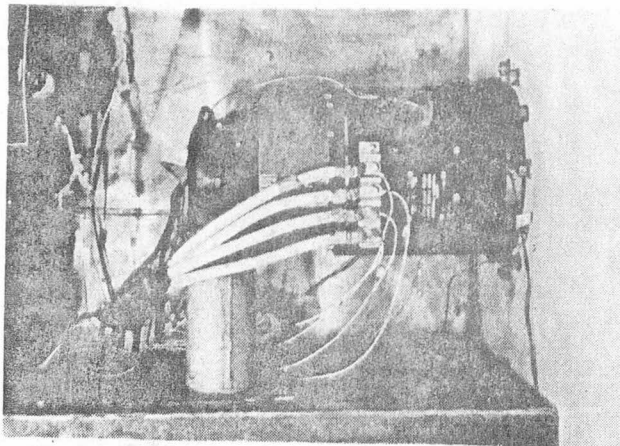


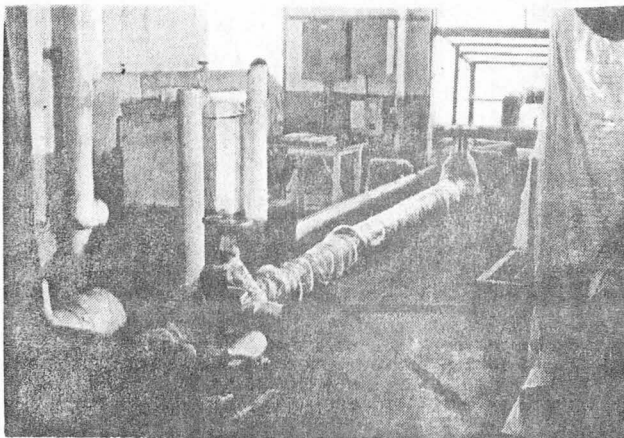
图 2.1.6 低温低圧試験装置の一例



ホ2.1.7図 オールティチュード・チャンバー外部の駆動及び計測装置



ホ2.1.8図 オールティチュード・チャンバー内部の供試発電機取付部



ホ2.1.9図 ルーツ・ブローパに通じる外部配管部

(風量の測定)

上記試験装置にホ2.1.10図に示すようなピトー管及び配管を並し又冷却空気入口温度 (t_c) 測定のためにピトー管の近くにサーモカップルを設ければ

発電機入口 出口間の差圧:

$$\Delta P = P_t - P_a \text{ mm H}_2\text{O} \quad (\text{又は} \quad 0.04 \Delta P'' \text{ H}_2\text{O})$$

発電機入口の動圧:

$$P_d = P_t - P_i \text{ mm H}_2\text{O}$$

発電機入口の静圧:

$$P_i = P_B - \Delta P_s \text{ mm Hg}$$

となる。但し ΔP 及び P_d 測定用マンメータには水は低圧では水泡を発生し使用できないので実際には蒸気圧の高いエタレングリコールを使用し室温によって比重を較正して水柱に換算する。かくすれば

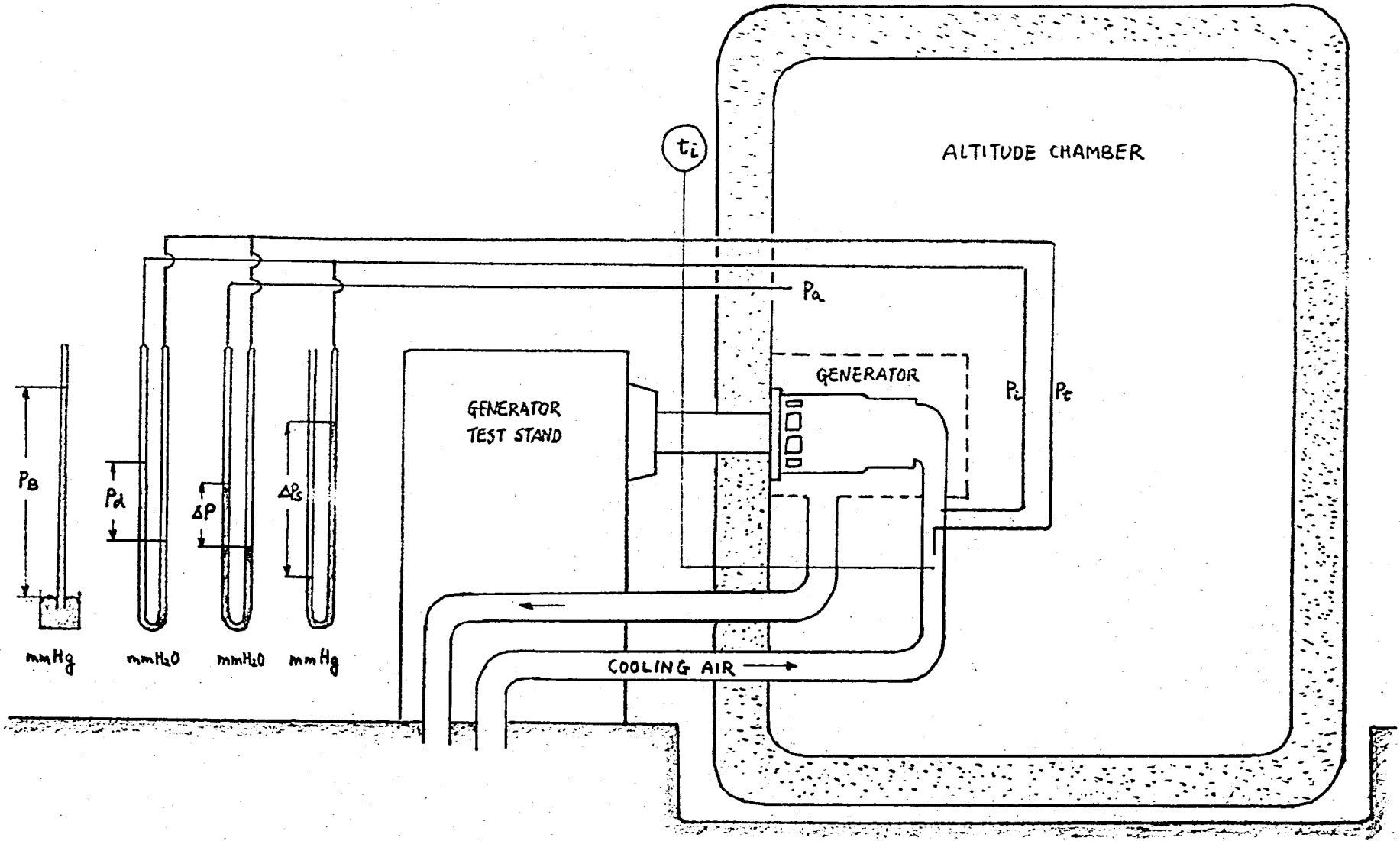


図 2.1.10 風量測定のための配管

$$\text{冷却空気の密度: } \gamma = 1.225 \times \frac{273+15}{273+t_i} \times \frac{P_i}{760} \text{ Kg/m}^3$$

$$\text{発電機入口に於ける冷却空気流速: } U = \sqrt{\frac{2g \cdot P_A}{\gamma}} \text{ m/sec}$$

$$\text{冷却空気体積: } Q = \varepsilon \cdot A \cdot U \text{ m}^3/\text{sec}$$

但し A : ダクト断面積 (m^2)

ε : 補正係数

$$\text{故に冷却空気流量: } W = 60 \times Q \times \gamma \text{ Kg/min}$$

$$= 132 \times Q \times \gamma \text{ lb/min}$$

尚 P_t, P_s の正確な値をうるためにはヒート管は発電機入口から直線ダクトで少くも直径の3倍の処の中心に置き又そのダクトの上流も相当距離直線部であることが望ましい。

(温度の測定)

発電機内各部の熱的寿命はその材質とその部位中の最高温度(所 *hot spot*) の温度で定まるから発電機各部位の温度測定はホット・スポットに出来る丈近い場所で行なわれるべきである。

即ちステータ部では出来るば鉄心全長の排気側端から $1/3$ 附近の処のコイル中にサーモカップルを製作中に埋装しておくがもしそれが不可能の時は排気側コイル・エンドの鉄心出来る丈近い処にサーモカップルを装着する。ベアリングはハウジングに孔を明け外輪の近くの金属部にサーモカップルを直接接触させる。刷子も摺動面に出来る丈近い安全な処までサーモカップルを埋めて置く。ローター部もホット・スポットにサーモカップルを装着し別に装備したスリップリングで外部に取出すことが考えられるが航空機用発電機にはその空間的予猶がないので大改造する⁽³⁷⁾以外にこの方法は不可能である。それでホット・スポットの温度と関連のある巻線の平均温度を抵抗法で測定して許容温度

を確認する、但しこの方法も直流発電機や交流発電機の励磁機に対してはスリツプリングを持たず使へないので直流発電機では通常その排気温度から類推し(詳細は2.3.3(1)を参照)励磁機の場合は幸なことに主発電機よりも冷却空気の入口側にあるから新鮮な空気に曝され励磁機ローターは主発電機のローターより低温であることが想像されるから地上及び高々度での代表的試験条件の時に検温塗料でそれを確認するに止め温度測定は行はない。強制空冷方式の発電機でも実際に機上に搭載される場合その発熱量を発電機外部に放熱させる伝熱形態としては冷却空気による内部表面からの強制対流のみならず外周からの自然対流、取付部との間の熱伝導及び周囲との間の輻射が関係する。然し後の3形態による放熱量は強制対流による放熱量に比べて僅かであり又これらは各航空機独自の周囲条件に關係し発電機自体の特性としてはあらわし得ない。故に発電機の全損失は冷却空気の強制対流作用で取り去られると仮定し高度定格図表の形式もその仮定を基にして作られてゐる。但し自然対流は常に発電機より放熱の方向にあり、熱伝導では発電機にとって熱の授受どちらの場合も考へられ(2.1.4(1)参照)又輻射による伝熱は無視しうるからこの仮定は発電機定格にとっては通常悲觀的側の仮定である場合が多いから許されるとする。

従つて定格試験に於いては発電機の外周はアスベスト布等で嚴重に覆い又発電機駆動装置への取付部もアスベストガスケットで熱絶縁をして上記の仮定に基く條件を確保し又再現性のある測定値をうるようにすることが必要である。

以上のような試験装置及び計測方法を用いて実測により求めた高度

定格図表の一例として表2.1.11 図(A)(B)(C)に国産超音速機F-104J に搭載されてゐる発電機例(A)のものを示す。この発電機の機上に於ける冷却空気系統は表2.1.2(2)に(B)方式として例示したもので表2.1.1表に示した計算結果によれば飛行条件35,000フィート 1.6マッハ発電機回転数6000 RPMでは温度57℃ 風量11.5 lb/minの冷却空気が与へられることなるから高度定格図表によつて最大25KVAの出力が出せることが判る。又表2.1.2表によれば55,000フィート 2.0マッハでは116℃ 10.7 lb/minの冷却空気が与へられるから最大20KVAをとることが出来る。

§ 2.1.4 実飛行条件

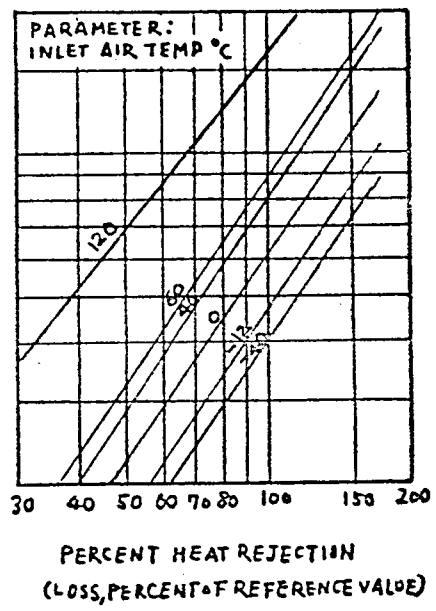
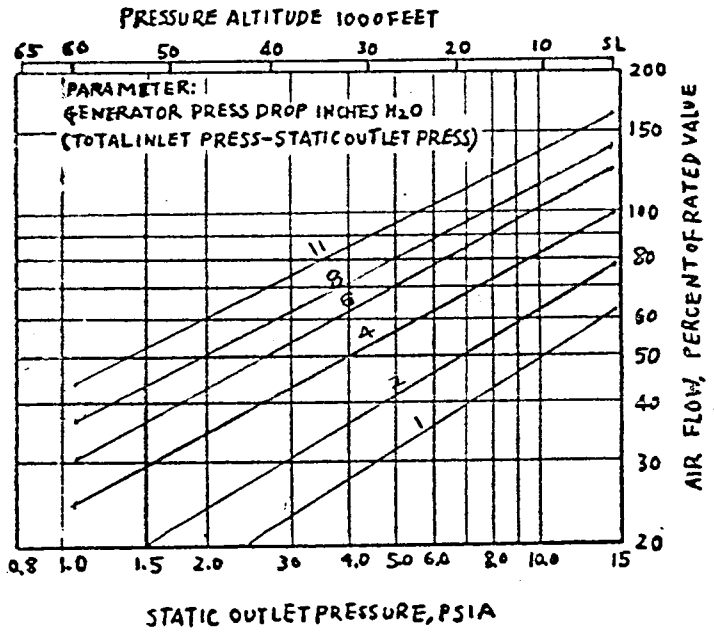
(1) 実飛行試験

以上説明した高度定格図表は地上のオルティテュード・チャンバー内に高々度条件を再現して実測により求めたものであるが実際の飛行試験による測定値をもつて高度定格図表を作成し或いはチャンバー内の測定で得た図表を較正せんとする試みがしばしばなされた。⁽³⁰⁾⁽³²⁾⁽³⁸⁾

然し何れも

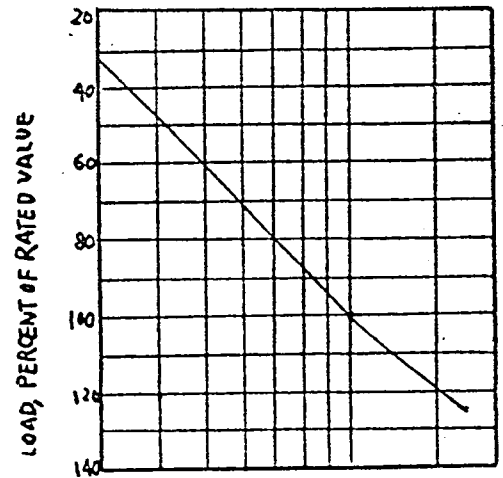
- (a) 飛行速度、電氣的負荷等の各條件が断へず小変化して熱的平衡が十分に得られない。
- (b) 強制対流による以外の伝熱作用があり、その方向及び量が一定しない。
- (c) 冷却空気流量の正確な測定が困難である。

等の理由から測定値にバラツキが多く信頼できる許容出力の決定は得られなかつた。発電機の高々度に於ける定格出力の決定にオルティテュード・チャンバーを用いての実測が要求される所次である。尚上記(b)の伝熱作用の中主なものは取付部を至由する発電機と工

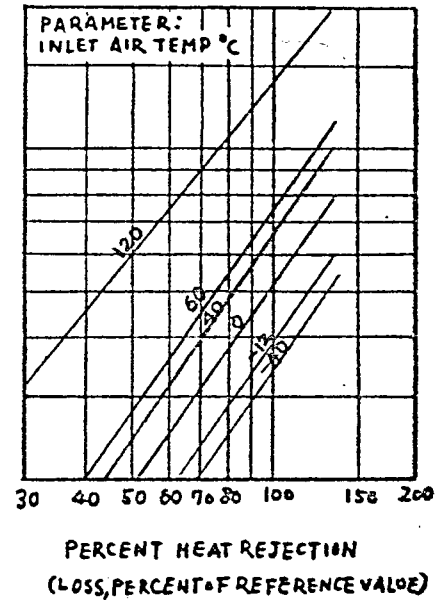
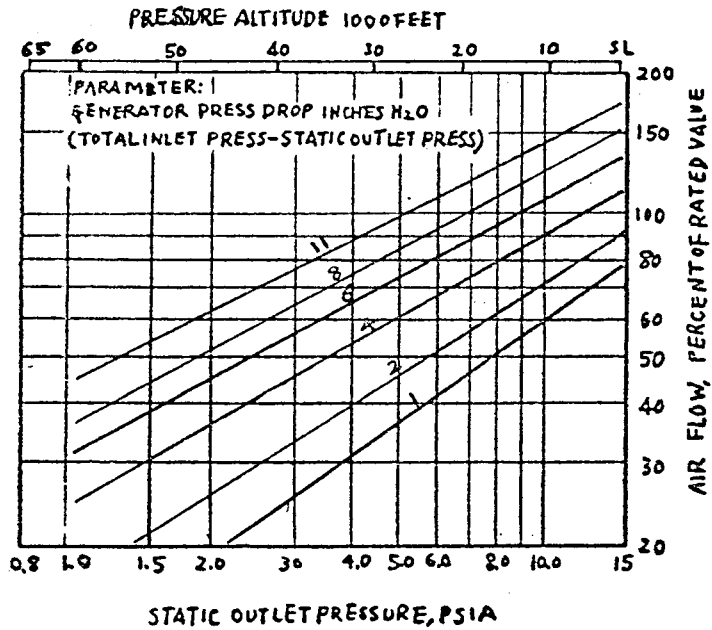


GENERATOR RATING CHART

MANUFACTURER'S P/N: FG-104
 SPECIFICATION NO: CLASS C
 RATED LOAD: A-C 20KVA AT 120/208 VOLTS
 SPEED: 4800 RPM 3 PHASE
 RATED AIR FLOW 10 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 2.55 KW

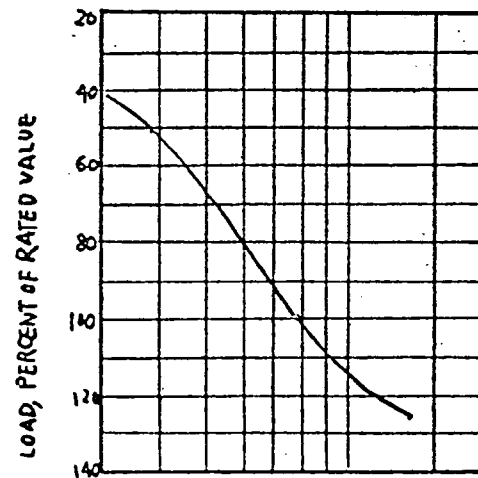


2.1.11 図 (A) 例 (A1) 発電機の実測による高度定格図表 (4800RPM)

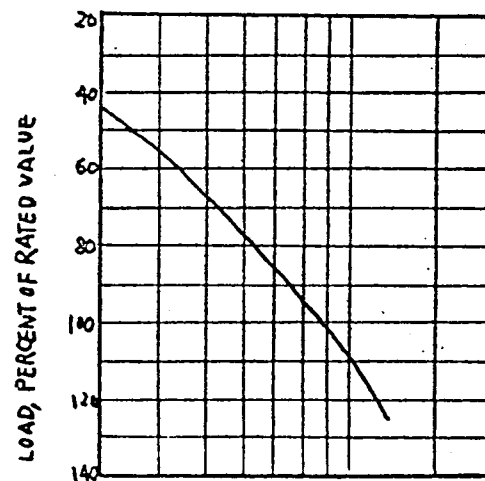
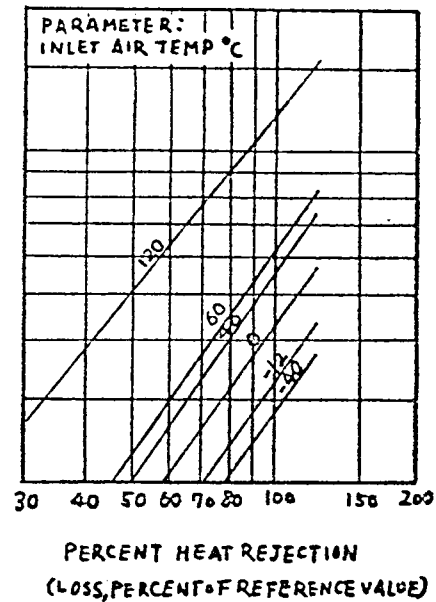
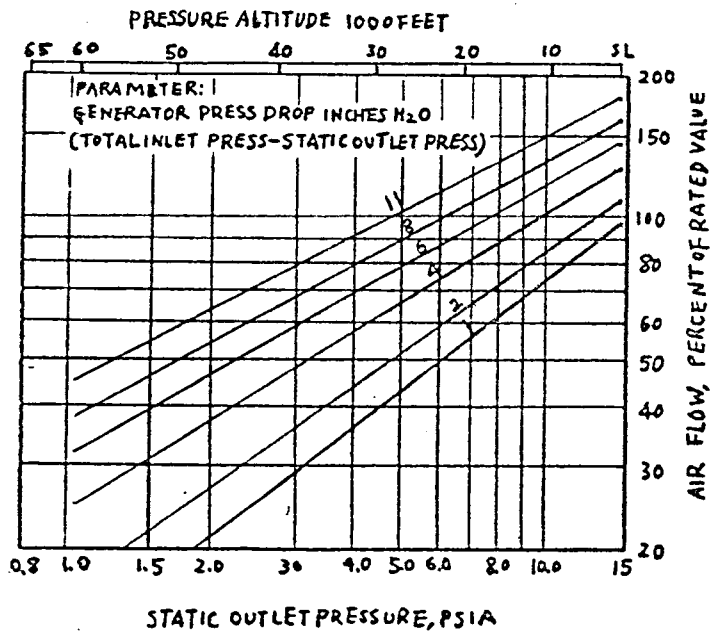


GENERATOR RATING CHART

MANUFACTURER'S P/N: FG-104
 SPECIFICATION NO: CLASS C
 RATED LOAD: A-C 20KVA AT 120/208 VOLTS
 SPEED: 6000 RPM 3 PHASE
 RATED AIR FLOW 10 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 2.55 KW



为 2.1.11 回 (B) 例 (A1) 発電機の実現による高度定格図表 (6000 RPM)



GENERATOR RATING CHART

MANUFACTURER'S P/N: FG-104
 SPECIFICATION NO: CLASS C
 RATED LOAD: A-C 20KVA AT 120/208 VOLTS
 SPEED: 7200 RPM 3 PHASE
 RATED AIRFLOW 10 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 2.55 KW

第 2.1.11 図 (C) 例(AI)発電機の実測による高度定格図表 (7200RPM)

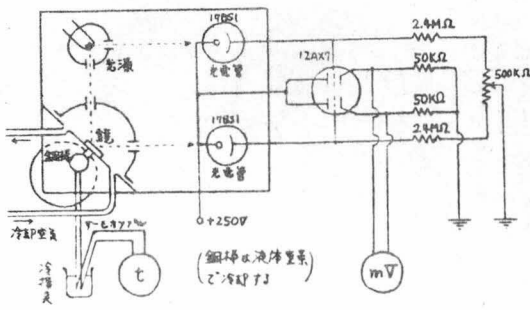
エンジンとの間の熱伝導であるが J. M. Marzolf の報告⁽³²⁾によれば ジェットエンジンに直結された発電機に於いて飛行高度及び速度が小で発電機負荷が大の場合 発電機はエンジン温度より高くなりその差は最大 8°C 、又飛行高度及び速度が大で発電機が軽負荷の場合 発電機はエンジンより温度が低くなりその差は最大 5.5° であった。これを地上での校正試験でその際兩者間での授受された熱量の値を求めると発電機全負荷時の全損失の、即ち伝熱線図の横軸 Q のスケールで、夫々 7 パーセント及び 4.8 パーセントに相当してゐた。従つて實際の飛行条件に於いては高度定格図表との間に その程度の誤差があるものと思われる。

(2) 露 点

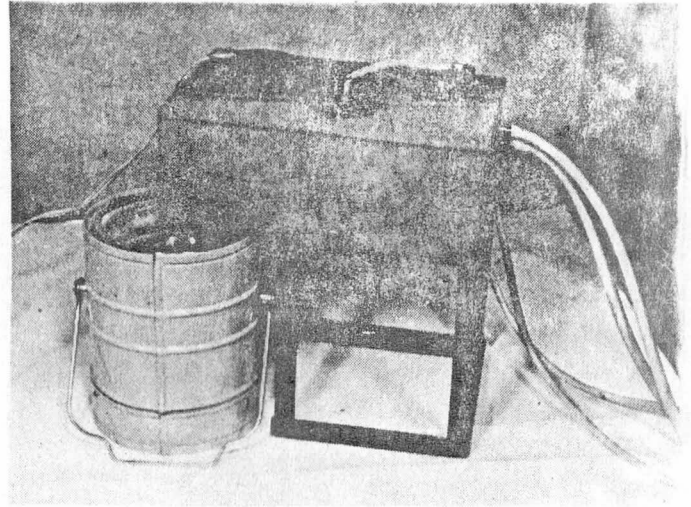
高度定格図表は周囲条件の組合せに於ける発電機の熱的寿命に対するその許容出力の関係を求めたものであるから 刷子の摩擦による寿命は考慮されてゐない。即ち刷子摩擦は熱的要素のみならず高度に於ける水蒸気圧及び酸素分圧の低下に大きく関係するから高度定格図表作成のための定格試験と同時に 2.1.3.4 (2) に既述の刷子寿命試験をオールティユード・4 チャンバー内で行う必要がある。

しかして その場合周囲条件としては高度及び温度のみならず その時の露点を規定する必要がある。即ち成層圏を飛行する場合 発電機を取入れる冷却空気はその入口に於ける温度の如何に拘らず 元々 -56.5°C (標準大気温度であつたものであるからその露点は -60°C 以下の乾燥空気になつてゐる筈であるからである。

このため 2.1.6 図の B 室は常時 -65°C に保ち冷却空気の漏洩分は全てこの空気でおかたうようにする。露点計は 2.1.12 図の如きものを用い その外觀を 2.1.13 図に示す。



为2.1.12图 露真計回路



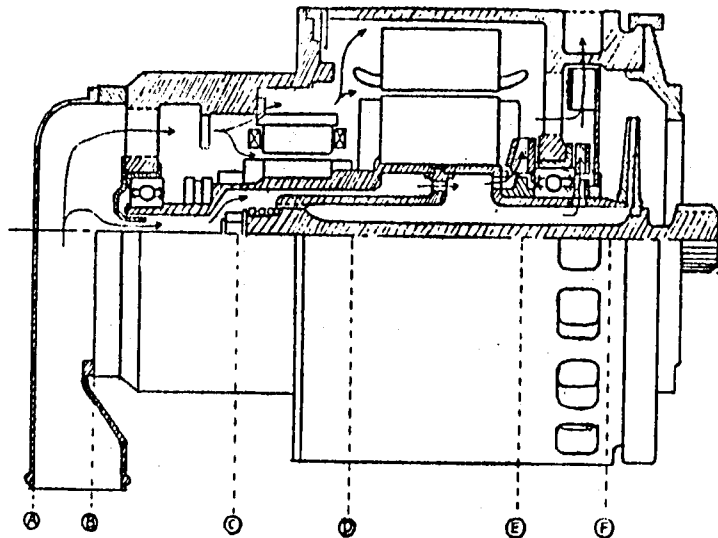
为2.1.13图 露真計外觀

第2.2章 通風特性

§2.2.1 通風現象

第2.2.1図に航空機用強制空冷式発電機の代表的例の簡略化された断面(交流発電機の場合)を示す。

冷却空気は発電機入口出口間に加えられた通風圧によってスパウト①から発電機に入りキャップ②内で拡散され、その中に可撓軸をもつ中空軸の内外に分れて軸方向に進む。



軸外周を通る空気は②-③間でベアリング、刷子、スリップリング、整流子等の周囲を通り、③-④間では更にステータ背部と空隙部に分れて励磁機を通

第2.2.1図 航空機用発電機内の冷却空気通路

り、主発電機部④-⑤間でも再びそのステータ背部、空隙部及び回転磁極間のあいてゐる型のものであればその空間を通過して吐出口から外部に放出される。尚、冷却用ファンを内蔵する発電機ではその発生圧力が外部からの通風圧に加はって冷却空気を圧送することになる。この空気が発電機内を通る間に強制対流によって各部の発生熱量はその接触表面から冷却空気中に伝熱され発電機外部に持去られる。また、この空気は回転体の周囲を通過するからその速度は通風圧によ

る軸方向成分のみならず 円周方向にも与えられ結局その流れは螺旋状になってゐる。

他方、中空軸内を通過する冷却空気はロータの発熱量の一部をその内側から吸収しながら進み最後に駆動側ベアリングの両側への開口から軸外に出て前記と同様発電機外に放出される。その際 運転条件によつてはその許容制限温度までになる駆動側ベアリングをその熱交換板を通じて未だ比較的加熱されてゐない空気で冷却するのであるが、又この構造では冷却空気の風圧をベアリングの両面が平衡して受けることになるから通風圧の高い時でもベアリングのグリースを吹き出させる心配がない。

以上が発電機内の冷却空気が通過する際の概要であるがこれから判るようにその通風現象は単純な管内の流れではなくて

- (a) その通路は直列にも並列にも複雑な形状をしてゐるからその流体抵抗も部分的に夫々異なる。
- (b) ローターが回転してゐるから冷却空気の有効速度はその軸方向成分と切線方向成分のベクトル和となる。又発電機が冷却ファンを自蔵する場合は勿論であるが、それのない場合でもローター一回転により発電機内に圧力が発生しそれが外部からの冷却空気通風圧と関係して本来の流れを助け又は妨げる場合がある。
- (c) 発電機各部の損失による発熱が強制対流によって冷却空気に伝熱されて温度が上がるからその密度が変わり通風量(重量)に影響を及ぼすことが考えられる。

などの考慮すべき要素が考へられる。

以下これら発電機の通風特性に影響を与えることが予想される各要素を実測値に則して考察しそこに支配する法則を見出して、実用上適用

可能な関係式を求めることを考える。

§ 2.2.2 基本式

上述したように発電機内部の冷却空気の流れは多くの複雑な現象を含んでおるが今これを内部に回転体も発熱源もない断面一定のダクトに非圧縮性流体としての冷却空気を流すと仮定して通風特性を考えてみる。

連続の式から

$$W = \gamma \cdot A \cdot U$$

ベルヌイ則から

$$U = \sqrt{\frac{P_d \cdot 2g}{\gamma}}$$

$$\text{故に } W = A \sqrt{P_d \cdot 2g \cdot \gamma}$$

$$= k_1 \sqrt{P_d \gamma} \text{ ----- (2.2.1)}$$

ここに W は通風量

γ はダクト内空気の密度

A は断面積

U は流速

P_d は発電機入口での動圧

$$\text{又 } P_d = \frac{\Delta P}{R_g} \text{ ----- (2.2.2)}$$

ここに ΔP は通風圧

R_g はダクト内の流体抵抗

しかして航空機用発電機内の冷却空気の流れに於けるレイノルズ数 Re は通常取扱う範囲ではローター静止として扱っても 10^4 のオーダー程度になり更にローター回転の影響を考慮すれば流速は軸方向速度とローター周速の半分とのベクトル和に相当する有効速度となるから所謂合

成レイノルズ数⁽³⁹⁾は更に大となり何れにしても流れは乱流の範囲にある。又その通路に於ける助走区間の影響及び断面急変による圧力損失もあると思はれるがそれらは正確には把握出来ないので無視して冷却空気の流れは完全に発達した乱流として扱へばその時の流体抵抗は

$$R_f \propto \frac{1}{Re^\alpha} \text{-----} (2.2.3)$$

ここに $\alpha = 0 \sim 0.25$

と表わすことが出来る⁽⁴⁰⁾。しかも発電機内各部の表面は粗い壁面と考えられるから α は零乃至零に近い値と考えられる。

$$\therefore R_f \propto \frac{1}{Re^\alpha} = \frac{1}{\left(\frac{v \cdot d}{\frac{\mu}{\gamma}}\right)^\alpha} = \left(\frac{\mu}{v \cdot d \cdot \gamma}\right)^\alpha$$

ここに d は発電機内の代表的通路の径

μ は粘性係数

しかるに

$$v \cdot d \cdot \gamma \propto W$$

又ここに取り扱う温度範囲では μ は下記の関係にある⁽³⁹⁾。

$$\mu \propto T^{0.75}$$

ここに T は発電機内の冷却空気温を代表する値(絶対温度)

$$\text{故に } R_f \propto \left(\frac{T^{0.75}}{W}\right)^\alpha$$

この関係を(2.2.2)式に入れて

$$P_d = k_2 \left(\frac{W}{T^{0.75}}\right)^\alpha \Delta P \text{-----} (2.2.4)$$

又発電機内の冷却空気の圧力及び密度の代表値を夫々 P_s 及び γ とすれば

$$\frac{P_s}{\gamma} = R T$$

$$\gamma = k_3 \frac{P_s}{T} \text{----- (2.2.5)}$$

故に (2.2.4) 及び (2.2.5) 式を (2.2.1) 式に入れて

$$W = k_1 \left\{ k_2 \cdot \left(\frac{W}{T^{0.75}} \right)^\alpha \cdot \Delta P \cdot k_3 \frac{P_s}{T} \right\}^{\frac{1}{2}}$$

これを整理すれば

$$W = k_4 \frac{(P_s \cdot \Delta P)^\beta}{T^\delta} \text{----- (2.2.6)}$$

$$\therefore \beta = \frac{1}{2-\alpha}$$

$$\delta = \frac{0.75\alpha + 1}{2-\alpha}$$

即ち $\alpha = 0 \sim 0.25$ の時

$$\beta = 0.5 \sim 0.57$$

$$\delta = 0.5 \sim 0.68$$

となる。

しかしレイノルズ数が充分大きく又発電機内の空気通路を極めて粗い面と考へれば (2.2.3) 式の α は殆んど零とみれるから (2.2.6)

式は

$$W = k_4 \sqrt{\frac{P_s \cdot \Delta P}{T}} \text{----- (2.2.7)}$$

となり (2.2.5) 式より

$$W = k_5 \sqrt{\gamma \cdot \Delta P} \text{ ----- (2.2.8)}$$

となる

§ 2.2.3 発電機内発熱の影響

上記 (2.2.8) 式の γ は発電機内空気の密度であり、今までは発電機内に発熱がない場合を考えたが実際には発電機損失による冷却空気の温度上昇があるから γ の値は発電機負荷によって導入空気のそれと異なる筈である。

今密度 γ に影響を与える発電機内空気の圧力 P_s 及び絶対温度 T について考えてみる。

P_s を冷却空気の発電機入口圧 P_i と出口圧 P_a (大気圧) との平均値と考へれば

$$P_s = \frac{P_i + P_a}{2}$$

$$\begin{aligned} \text{しかるに } P_i &= P_{it} - P_d \\ &= P_a + \Delta P - P_d \end{aligned}$$

ここに P_{it} は発電機入口の全圧

$$\therefore P_s = P_a + \frac{\Delta P - P_d}{2}$$

しかるに P_a と $(\Delta P - P_d)/2$ を比較すれば P_a の大きい低高度では勿論 $P_a \gg (\Delta P - P_d)/2$ であるから $P_s \cong P_a$ とすることが出来るし又最悪条件として高々度高速度飛行の場合即ち P_a が小さく ΔP の大きい場合に

於いても例えば 例(A1)発電機の実測値 高度65,000フット通風圧5インチH₂O では動圧P_dは0.54インチH₂Oにしかならないから発電機内空気の圧力P_sを大気圧P_aに等しいとした時の誤差は2パーセントでありWの測定精度と比較して無視できる。

即ち

$$P_s = P_a \text{ ----- (2.2.9)}$$

と置くことが出来る。

次に発電機内空気の温度Tについてもそれを冷却空気の発電機入口温度T_iと出口温度T_eとの平均値と考えれば

$$T = \frac{T_i + T_e}{2}$$

ここに発電機を熱的限界で使用する場合T_eはほぼ一定とみる事が出来又T_iも大気温度とすれば高度30,000フット以上ではほぼ一定であり又使用全範囲でも絶対温度としての変化は僅かである。(高速で飛行する実機上で取入空気の全温が極端に高くなり従って発電機入口に於ける冷却空気も高温になってこの仮定が成立しなくなった場合の補正方法については§2.2.5を参照) 例えば最も高温の空気を扱うC級発電機をその熱的限界で使用する場合のT_eは通常140°C(413°K)程度でありT_iも-40°C(233°K)以下では発電機の熱的限界にならないから

$$T = Const \text{ ----- (2.2.10)}$$

とした場合自然環境としての使用温度の全範囲に対してWの誤差は±2.5パーセントでありその測定精度と比較して無視出来るとする。

上記(2.2.9)式及び(2.2.10)式の関係を(2.2.5)式に入れれば

$$r \propto Pa \text{-----} (2.2.11)$$

となり 結局(2.2.8)式は

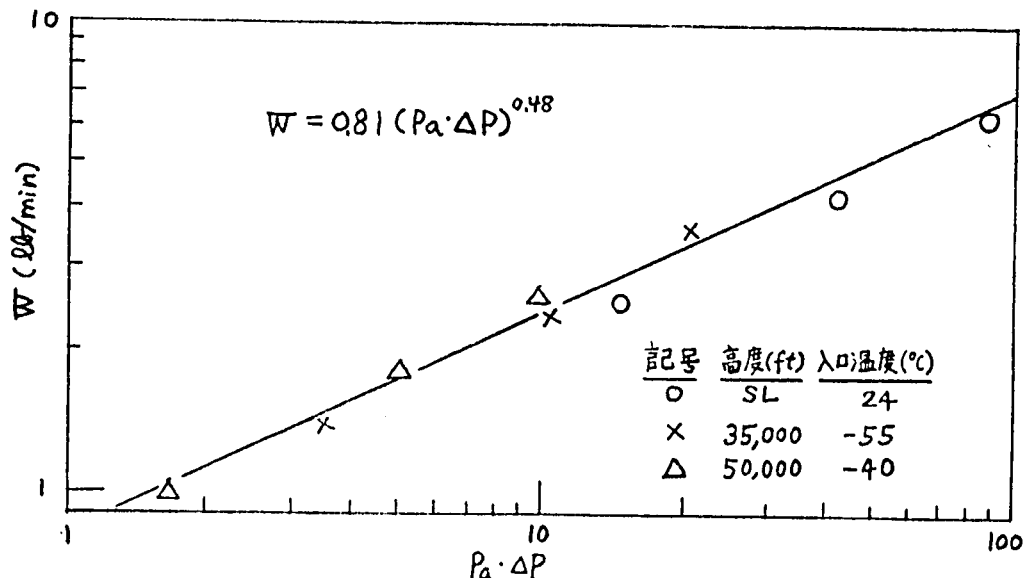
$$W = 0.6 \sqrt{Pa \cdot \Delta P} \text{-----} (2.2.12)$$

となる

次に(2.2.12)式の適用性を実測値について検討する。さき第2.1.5図にその高度定格図表を示した例(D3)の直流発電機をオールティュード・4チャンバー内で全負荷運転をしながら各高度、冷却空気入口温度に於いて通風圧を変へて通風量を測定した実測値を $\log W - \log(Pa \cdot \Delta P)$ にプロットすれば第2.2.2図の如く各測定点は大略直線の上にある。これを式に直せば

$$W = 0.81 (Pa \cdot \Delta P)^{0.48}$$

となり $(Pa \cdot \Delta P)$ の指数が0.5より僅か少なくなっており、これは次節で考察する回転数効果によるものと考えられるがその影響は僅かであるから(2.2.12)式は実測値を満足することが出来る。



第2.2.2図 例(D3)発電機の通風特性

§ 2.2.4 回転数効果

次にローターが回転してゐるために通風特性に与へる影響について考へる。ローター回転が冷却空気に切線方向の流速を与えることは既に § 2.2.2 について合成レイノルズ数として考慮したからこゝではローター回転により発電機内部に発生する圧力について検討する。

これにはローターのコイルエンドや整流子ライガー等の形状による各発電機固有の設計に基因するものと冷却空気の通風圧を上げてその効果を増すため発電機内に自蔵させる冷却ファンによるものと2つの圧源が考えられる。

第1の発電機設計に基因する内部発生圧は必ずしも全ての発電機に顕著に現われるものではなく例へば前節第2.2.2図の直流発電機のように回転数効果を殆んど示さないものもある。

又第2の冷却ファンを自蔵する発電機でもその内部発生圧にはファン圧のみならず第1の原因による風圧も加はつてゐる筈であるがこの2つの効果を分離するのは難しいのでその場合はそれらの代数和をもつてその発電機の回転数効果とする。

このローター回転により発電機内部で発生する圧力 F はファンのブレード乃至それに相当する部分が空気に与へる運動エネルギーに比例すると考えられるからその周速の2乗及びその扱ふ空気の密度に比例するとすれば

$$F \propto N^2 \cdot r \text{-----} (2.2.13)$$

となる。しかしてこの内部発生圧 F が外部より発電機に加へる通風圧 ΔP に加はる訳であるから(2.2.8)及び(2.2.13)式より

$$W = k_5 \sqrt{(\Delta P \pm F) r}$$

$$= k_5 \sqrt{\left\{ \Delta P \pm F_{SL} \left(\frac{N}{N_{SL}} \right)^2 \left(\frac{\gamma}{\gamma_{SL}} \right) \right\} \gamma} \text{----- (2.2.14)}$$

となる。ここに F_{SL} は地上条件 (空気の密度 γ_{SL}) に於いて回転数 N_{SL} で運転する時の回転数効果によって発生する圧力である。

この (2.2.14) 式に (2.2.11) 式の関係を入れれば

$$W = k_6 \sqrt{P_a \cdot \Delta P \pm \frac{F_{SL}}{(N_{SL})^2 P_{SL}} (N \cdot Pa)^2}$$

しかして $F_{SL} / (N_{SL})^2 \cdot P_{SL}$ はその発電機固有の定数であるから

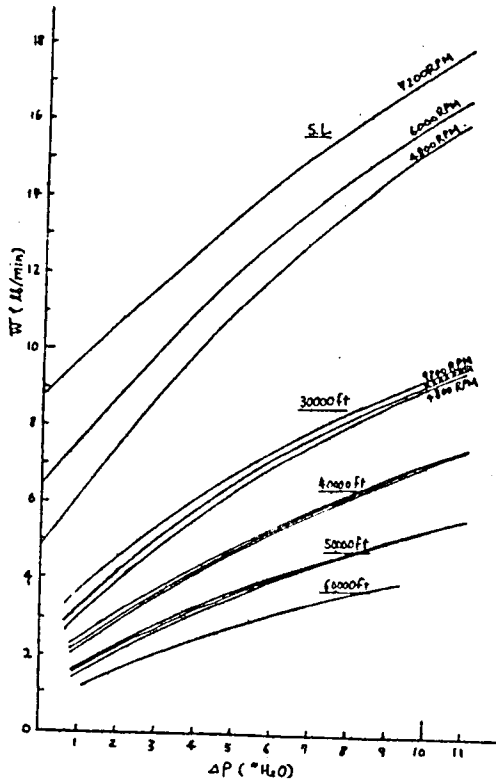
$$W = k_6 \sqrt{P_a \cdot \Delta P \pm k_7 (N \cdot Pa)^2} \text{----- (2.2.15)}$$

となる。

次に (2.2.15) 式の回転数効果に対する適用性を実測値について検討するがこの場合発電機固有の設計に基因する回転数効果は通常僅少で判然としないので冷却ファンを内蔵する発電機について検討する。

第2.2.3図はさきに第2.1.11図にその高度定格図表を示した例 (A1) の交流発電機に於いて高度及び回転数を変へて求めた通風特性の実測値を図示したものである。この図に於いて回転数効果の最も顕著である地上条件で最高定格通風圧 (11インチ H_2O) の時の最低及び最高回転数4800及び7200 R P M に於ける $W, P_a, \Delta P, N$ を用いて (2.2.15) 式の N を $N/1000$ とした時の k_7 の値を求めれば 0.005 を得る。第2.2.3図の各高度及び回転数に於ける代表的通風圧での $\left\{ P_a \Delta P + 0.005 \left(\frac{N}{1000} Pa \right)^2 \right\}$ の値を計算し縦軸に $\log W$ 横軸に $\log \left\{ P_a \Delta P + 0.005 \left(\frac{N}{1000} Pa \right)^2 \right\}$ でプロットすれば第2.2.4図の如く大略勾配 $1/2$ の直線になる。この直線を式になおせば

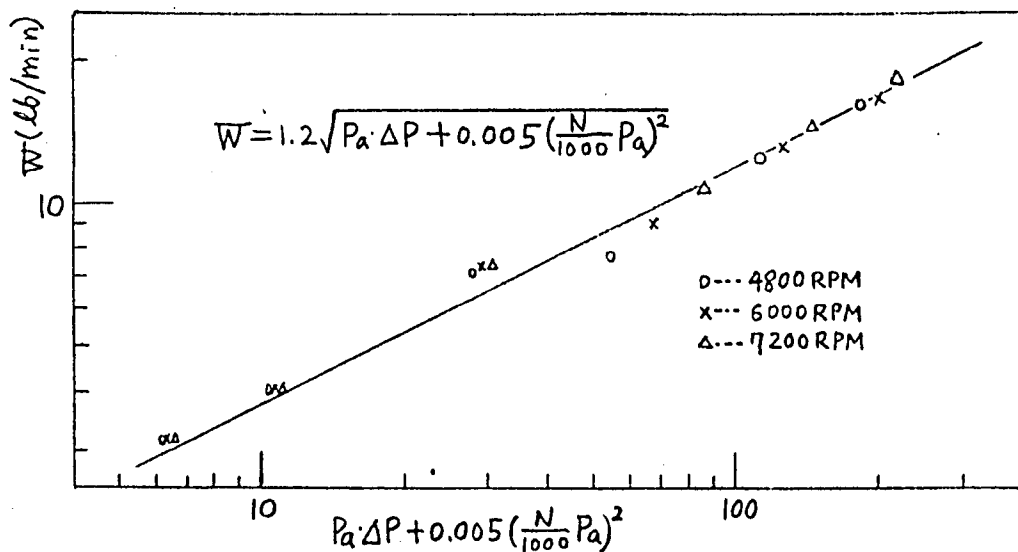
$$W = 1.2 \sqrt{P_a \cdot \Delta P + 0.005 \left(\frac{N}{1000} \cdot Pa \right)^2}$$



第 2.2.3 図 例 (A1) 発電機の
通風試験実測値

とよむから前記仮定に基づいて得た (2.2.15) 式は実用になることが判る。

この例のように自蔵ファンによる回転数効果 F は ΔP に対して正に効くのは勿論であるが、ファンを持たない発電機の回転数効果はその設計による固有の特性であるから通風量を増す方向に効く場合もあるが通常は妨げる方向に現われることの方が多い。



第 2.2.4 図 例 (A1) 発電機の通風特性

又この回転数効果の影響は正負何れの場合でも(2.2.15)式から判るように P_a が大きく ΔP の小さい時即ち低高度低速度飛行の状態所謂圧力比 $\Delta P/P_a$ が小さい時は著しいが $\Delta P/P_a$ が大きくなるに従い影響は少くなる。特に P_a は高度に対し大略指数関数的に減少し又(2.2.15)式に於いて通風圧に対しては1乗に効くが回転数効果の項では2乗に効くから高度の増大による回転数効果の減少は顕著である。例えば第2.2.4図に於ける $(P_a \cdot \Delta P)$ 及び $\log\{(\psi_{100}) P_a\}^2$ の値を比較すれば判るように冷却ファンの効果は低高度でしか殆んど期待できない。即ちサ.法.重量経済の点からこの自蔵冷却ファンは既に§2.1.2(2)で説明したように低高度低速度飛行に於いて冷却空気系統からの外部通風圧が発電機所要出力に対して充分期待できない場合にのみ付けるべきである。

又前節第2.2.2図の勾配が僅かではあるが $1/2$ より小さくなったのは負の回転数効果が $(P_a \cdot \Delta P)$ の大きい側で僅かではあるが効いてゐるためと思われる。

§2.2.5 通風線図

以上によつて航空機用発電機の通風特性は(2.2.12)式又は(2.2.15)式の形で現わしうることが判つたので高度定格図表ではこの通風線図を次章で述べる伝熱線図と関連をもとにせるため縦軸に通風量 W を対数目盛で横軸は大気圧 P_a を対数目盛で通風圧 ΔP をパラメータとして画く。又使用に便宜のため横軸には大気圧 P_a と対応する標準高度を附記することもある。即ち回転数効果のない又あつても僅かな発電機の場合は第2.1.5図の左上図のように勾配が大略0.5の直線群になる。又冷却ファンを自蔵する発電機のように回転数効果の著しい発電機では第2.1.11図(A)(B)(C)に示すように代表的回転数(通常 最低, 平

均及び最高回転数)毎に線図を画く。この場合の有効通風圧は(2.2.14)式に示すように $(\Delta P + F)$ であるが、一方高度定略図表としては発電機の最大許容出力に対して必要な外部通風圧 ΔP を示すものであるから通風線図を画く際のパラメータとしては有効通風圧の中 ΔP のみを用いるのが慣例である。かくすればこの場合の全ての通風線の勾配は0.5より大きくなり(2.2.15)式より判るように外部通風圧 ΔP の小さい程又高度の低い(即ち P_a の大きい)程回転数効果は大きくしかもそれは回転数 N の大きい程顕著であるから ΔP の小さい通風線程右上で勾配が大きくなる。

以上のようにこの通風線図は発電機単体に注目してオールティテュード・チャンバー内での自然環境条件のもとに於ける通風特性を示してゐるが、実際の航空機上では飛行速度が極めて速い場合§2.1.2(2)で説明したように冷却空気の発電機入口に於ける圧力及び温度が自然環境に於けるそれらに比べて大巾に高くなり その場合例えば機体設計者が冷却空気系統を設計するに際して発電機の通風量を求めるには発電機入口及び出口に与えられる圧力降下 $\Delta P'$ に

$$\sigma = \frac{T_a \cdot P_i}{P_a \cdot T_i}$$

ここに P_a, T_a はその高度に於ける大気圧及び絶対温度

P_i, T_i は発電機入口に於ける冷却空気及び絶対温度

なる補正係数をかけ $(\sigma \cdot \Delta P')$ を通風圧 ΔP としてこの通風線図を用いればよい。

才 2.3 章 伝熱特性

§ 2.3.1 伝熱現象

発電機の発熱はその損失によるものでありその主な発生部位としては抵抗損と鉄損をもつステータ並びにローター、抵抗損と機械損をもつ整流子、スリップリング並びにこれらの刷子及び機械損をもつベアリング等があり励磁機のある場合には更に同様の損失従って発熱がある。しかし航空機用発電機ではオノノ章で述べたようにその容量に対して機械が極端に小型になっているため単位体積当りの発熱量は極めて大きくなる。これらの発熱量は伝導、対流、輻射の各伝熱形態により熱的勾配に従って外部に放熱される訳であるが航空機用発電機ではオノノ章で述べたようにその機速によるラム圧を利用して機体内に取り入れられた冷却空気を発電機内部に通すことにより上記の各発熱部位の表面から強制対流によって大部分の熱量を外部に放出させる。しかしその発生熱量と放散熱量が平衡した時発電機内各部分が、一定温度となり熱的定常状態になる。一方正常な発電機の寿命は主としてその熱的劣化から決まり各発熱部位には一定の寿命を保証するための材質によって決まる最高許容温度があるから上記の定常状態になった時の温度が最高許容温度以上にならないように使用しなければならぬ。

高度定格図表の伝熱線図は航空機用発電機の使用条件範囲に於けるかゝる極限状態を示したものであり、本章ではかゝる状態に於ける冷却空気量及びその温度とその空気が強制対流によって放散しうる熱量の関係を考察する。

§ 2.3.2 伝熱関係式

上述したように発電機内での伝熱現象は複雑であるが、今これを一本の管状の通路をもつ模型化された発電機と考へその発熱量は通路壁面からそこを通る冷却空気に熱伝達されて外部に放熱されるとする。この発電機が熱的に定常状態にあるとすれば発電機損失による発熱量と冷却空気による放熱量とは等しくなりその伝熱量を Q とする。今発電機内部表面の壁温度を t_s 、冷却空気の温度を t_a とすれば、発電機入口から出口までの間に t_s 、 t_a は図2.3.1図のような変化をする筈である。ここに t_i は発電機入口に於ける冷却空気温度、 t_e はその出口温度、 t_w は発電機内部壁面の最高温度である。しかして発電機の熱的定格は上述したように発電機内部の最高温度で制限されるから t_w について注目すれば

$$t_w - t_i = (t_w - t_e) + (t_e - t_i) \text{----- (2.3.1)}$$

であるから発電機内部壁面の最高温度と発電機入口空気温度の落差は熱伝達面での温度差と冷却空気の温度上昇に使はれてゐることが判る。

今熱伝達面積を A 、冷却空気量を \dot{V} とすれば熱伝達の定義から

$$Q = h \cdot A \cdot (t_w - t_e) \text{----- (2.3.2)}$$

ここに h は発電機内部表面の熱伝達係数

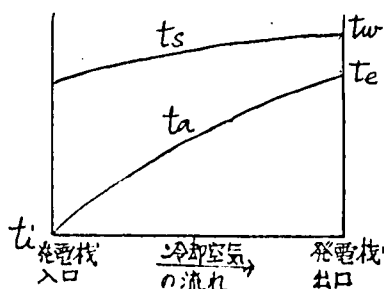


図2.3.1 軸方向の温度変化

比熱の定義から

$$Q = C_p \cdot W \cdot (t_e - t_i) \dots \dots \dots (2.3.3)$$

ここに C_p は空気の定圧比熱

しかるに冷却空気の流れは § 2.2.2. に於いて説明したように発達した乱流であるから その場合の滑らかな管内に於ける強制対流の関係式は

$$Nu = 0.036 Re^{0.8} Pr^{\frac{1}{3}} \dots \dots \dots (2.3.4)^{(41)}$$

$$\left. \begin{aligned} \text{ここに } Nu &= \text{ヌセルト数} = \frac{hD}{\lambda} \\ Re &= \text{レイノルズ数} = \frac{Dv\gamma}{\mu} \\ Pr &= \text{プラントル数} = \frac{C_p\mu}{\lambda} \end{aligned} \right\} \dots \dots (2.3.5)$$

D = 管径

λ = 熱伝導率

v = 流速

γ = 密度

μ = 粘性係数

しかしてここで扱う 冷却空気の温度範囲 ($-55^\circ \sim 140^\circ C$) 程度では

$$\left. \begin{aligned} Pr &= \text{const} \\ \lambda &\propto T^{0.75} \\ \mu &= \gamma \cdot \gamma \propto T^{1.75} \times T^{-1} = T^{0.75} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (2.3.6)^{(*)}$$

このに γ は動粘性係数

となり又

$$v \cdot \gamma \propto W \dots\dots\dots (2.3.7)$$

であるから (2.3.4) 式に (2.3.5)(2.3.6)(2.3.7) 式の関係を
代入すれば

$$h \propto W^{0.8} \frac{T^{0.15}}{D^{0.2}} \dots\dots\dots (2.3.8)$$

しかるに上記の温度変化範囲に対して $T^{0.15}$ は土5パーセント程度
しか変はらず、 D も模型化された発電機では一定であり又実際の発
電機の場合にはステータ内径とロータ外径の差で代表されるがそ
の値の変化も $D^{0.2}$ にしか効かないから影響は僅かでありこれらを
無視すれば (2.3.8) 式は

$$h \propto W^{0.8} \dots\dots\dots (2.3.9)$$

となる。これを (2.3.2) 式に代入すれば A は一定であるから

$$Q = k_1 \cdot W^{0.8} (t_w - t_c) \dots\dots\dots (2.3.10)$$

となり (2.3.3) 及び (2.3.10) 式を (2.3.1) 式に代入すれば

$$t_w - t_c = Q \left(\frac{1}{k_1 W^{0.8}} + \frac{1}{c_p W} \right) \dots\dots\dots (2.3.11)$$

$$\text{よ} \quad \frac{1}{k_1 W^{0.8}} + \frac{1}{c_p W} = \frac{1}{k_2 W^2}$$

とをけば

$$Q = h w^\alpha (t_w - t_i) \text{-----} (2.3.12)$$

こゝに $0.8 < \alpha < 1.0$

即ち (2.3.12) 式がこの模型化された発電機の伝熱関係式になる。しかして実際の発電機の熱伝達面は複雑であり (2.3.12) 式に於けるレイノルズ数の指数もその状態によって広く変化するから (2.3.12) 式の α は

$$0.5 < \alpha < 1.0 \text{-----} (2.3.13)$$

の間の値になる。⁽²⁾ 通常この α は回転通電部位では 0.6 乃至 0.8 の間にあり、駆動側ベアリングではそれより大きく、又静止通電部位ではそれより小さい値をとる。

(2.3.12) 式を線図に表はすにはその両辺の対数をとる

$$\log w = \frac{1}{\alpha} \log Q - \frac{1}{\alpha} \left\{ \log h + \log (t_w - t_i) \right\} \text{-----} (2.3.14)$$

こゝに α は上述したように伝熱面の熱伝達係数からきまる定数であり又 t_w も発電機各部の構成材料できまる最高許容温度で定数となるから t_i をパラメータとし $\log w$ を縦軸に $\log Q$ を横軸にとれば伝熱線図は $1/\alpha$ を勾配とする直線群で表はすことが出来る。

§ 2.3.3 実際の発電機に於ける考察

前節で導いた (2.3.12) 式は模型化された発電機の伝熱関係式であるが実際の発電機内部に於いては発熱部位が一様に分布してゐるのではなく ステータ、ローター、ベアリング、刷子等と不均一

に分散してをり又その各々の発熱量も異なるし又使用条件に対するその発熱量の変化の仕方も異なる。

冷却空気の通路も通風特性の章で述べたように複雑であり上記した各発熱部位の表面を通る空気量は一律ではなく、又その冷却空気温度も上流の発熱部表面を通るものと下流のそれとは異なる。又発電機定格を制限する最高許容温度もその発熱部位の構成材料によって夫々異なる。

このように考えてくれれば発電機全体に対して(2.3.12)式を適用するよりも個々の発熱部位に対して適用する方が合理的であり、その使用条件に於いて最高許容温度に達し発電機の出力を制限してある発熱部位に注目して伝熱特性を考へることにする。

本節ではこのような考へ方に立って(2.3.12)式を構成する各物理量について考察を述べる。

(1) 壁温度及び最高許容温度

t_w は上述したように熱伝達面の壁温度であるが各発熱部位内には更に高温の発熱箇所が分布してをりその間の温度差による熱伝導によってその発熱量が熱伝達面まで運ばれてゐるのである。従つて定格試験ではこれらの発熱部位の中最高温度の場所、所謂ホット・スポットの温度を最高許容温度に係つてように発電機の定格出力をきめるべきである。即ちステータ及びロータであれば伝熱の一番悪い処 例へば風上から全長の約 $\frac{2}{3}$ の処のマグネット・ワイヤの温度であり、ベアリングではグリースの温度であり、刷子ではその摺動面の温度をヒるべきである。

然し実際に定格試験を行う時には上記の各箇所の温度を直接測定することは不可能なのでロータ-以外は出来る丈そこに近い箇所

の温度を t_w としそれをサーモカップルで測りその値がホット・スポットに於ける最高許容温度に対応するその測定箇所でのその測定方法による最高許容温度 t_R に等しくなるように発電機出力を保つのである。ローターはサーモカップルを取付け得ないので交流発電機に於ける回転界磁の場合には抵抗法で測った平均温度を t_w としてそれが前記の意味の t_R になるように発電機出力を調節し、又直流発電機の場合はそれも不可能なのであらかじめ検温塗料で回転電機子の温度と発電機出口の冷却空気温度（排気温度）との関係を求めてをき定格試験時には排気温度が上記の意味での t_R になるように定格出力をきめるのである。但し排気温度が一定でも冷却空気量が変わり倒へばそれが減れば、その時はローター温度は下つてゐると考へられ航空機上では通常高々度では空気密度がへるため通風量がへるから地上試験で測定した結果から高々度に於ける定格を推定することは安全側にあることが考へられ実用上許しうるとする。

以上説明した定格試験にをける測定箇所及び測定方法での最高許容温度 t_R は実際のホット・スポットの温度よりある程度低くなつてをり発電機に要求される寿命*（通常 1000 時間）、使用材料、構造等の設計仕様及 工作法、並びに測定方法等によりとられるべき偏差及び予備度等を考慮してきめられる。尚材料等の寿命に対する耐熱特性及び測定方法による偏差には曖昧な点が多いので各種の実験と共に最後には多数の発電機そのものによる寿命試験及び使用実績を基にした経験によつて決定されるべきものである。参考までに我国で国産されている航空機用発電機の

* 但し刷子は除く、刷子寿命については 5.1.3.4(2) を参照

1000 時間寿命を保証する t_R の前記の測定方法による標準値を示せば表 2.3.1 表の如くなる。ここに交流発電機は C 級 (発電

発電機	制限部位	使用材料	t_R °C
C 級交流 発電機	ステータ	ML 電線 + シリコンワニス	250
	ローター	ML 電線 + シリコンワニス	250
	ベアリング	ソーダ石鹼基グリース	160
A 級直流 発電機	ローター	ポリエステル電線 + シリコンワニス (排気温度) 120	120
	刷子	MoS ₂ 芯入り電気黒鉛	200

表 2.3.1 表 t_R の値

機入口に於ける冷却空気温度の最高値 120 °C), 直流発電機は A 級 (発電機入口に於ける冷却空気温度の最高値 71 °C) に対するものである。尚 A

級発電機は耐熱要求度が低いから温度制限部位になるのは通常電機子のみであり、又交流発電機では励磁機は主発電機より冷却空気の上流にあるから通常制限温度に達することはない。

尚表 2.3.1 表の中ベアリング・グリースの t_R の値は実は 1000 時間寿命を保証する温度ではない。これはソーダ石鹼基のものであるが表中の温度では 200 時間程度の連続使用が限度と思はれる。しかし 2.3.2 表に後述するようにベアリングが制限部位になるのは通常冷却空気温度が高くしかも軽負荷の時のみであるから発電機の全寿命中この使用条件になる時間の合計としては充分であるから 160 °C を許容温度として用いる。又この表中に刷子の最高許容温度が示してあるが、これは発電機出力に直接関係する温度ではないから正確な意味での t_R の値とは云へない。刷子は新鮮な冷却空気にさらされる場所にをかれ正常な発電機では他の部位が制限温度にならない程度の範囲量があればその出力に関係する接触抵抗損及び摩擦損の発熱による温度上昇では表中の制限温度になることはないが、この温度は整流不良がある場合それによる発熱で刷子が潤滑皮膜の形成能力を失い刷子としての動作が

不安定になる温度であり これ以上では遂に刷子焼損に至る。即ちこれは第 2.1.4 (2) で述べた刷子寿命試験の際目安になる温度であり高度定格図表上では通常刷子は出力制限部位としてはあらかわさない。

(2) α の値

この α の値は (2.3.2) 式と (1.3.12) 式を比較すれば判るように各部位の熱伝達面にをける有効熱伝達率 k に関係し又第 2.3.2 で示したように α の逆数が伝熱線図の勾配になるから伝熱特性にとって重要な値である。

α の値を求めるには (2.3.12) 式を書き直して両辺の対数をとれば

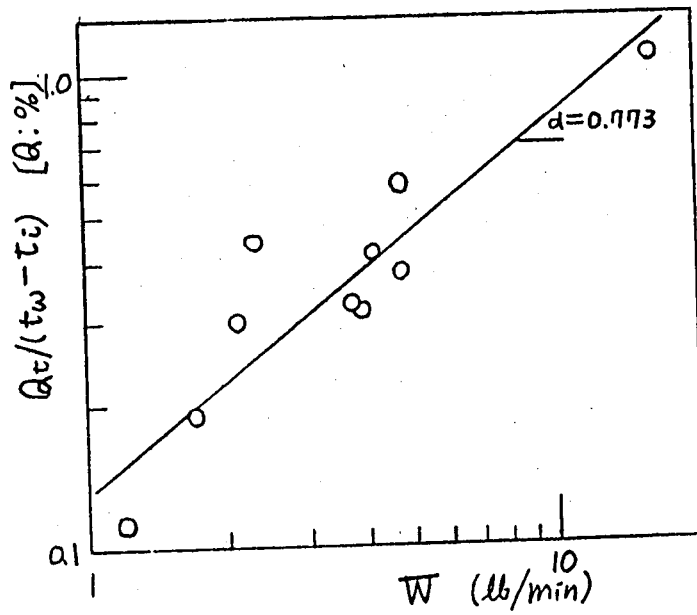
$$\log \left(\frac{Q}{t_w - t_i} \right) = \log k + \alpha \log W \dots \dots \dots (2.3.15)$$

となるから各運転条件 (Q, W, t_i) に於ける該部位の t_w の測定値を $\log \left(\frac{Q}{t_w - t_i} \right)$ を縦軸とし $\log W$ を横軸とする座標の上にとり その時得られる直線の勾配を求めればそれがその部位に対する α になる。

例 (A1) の交流発電機についてこの方法で 6000 RPM に於ける各部位の α の値を求めると第 2.3.2, 2.3.3 及び 2.3.4 図を得て α の値は

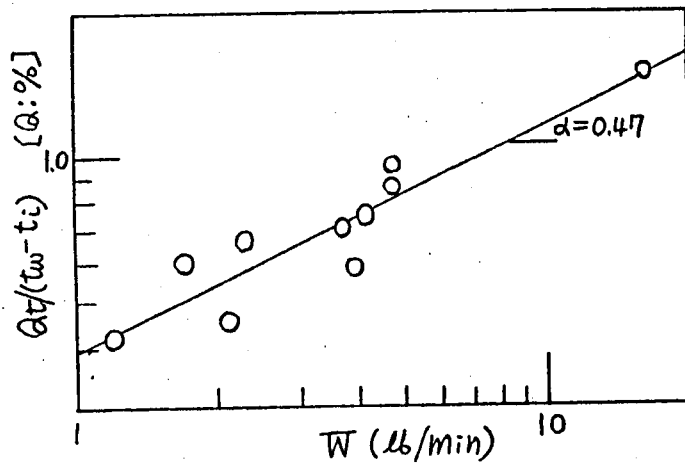
部 位	α
回転界磁	0.773
固定電極子	0.47
駆動側ベアリング	0.865

となる。



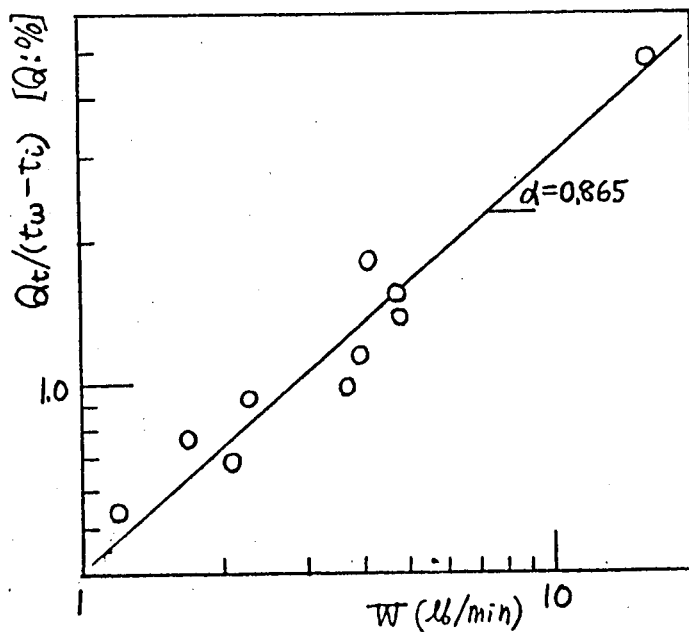
回転界磁の α の値
(発電機全損失に
対する)

オ 2.3.2 図



固定磁枝子の α の
値(発電機全損失
に対する)

オ 2.3.3 図



駆動側ベアリングの
 α の値(発電機全
損失に対する)

オ 2.3.4 図

但しこの場合 Q 及び W の値は右述するように各部位に対する値ではなく発電機の全損失 Q_t 及び発電機を通る全通風量 W を用いた。このようにして求められた α の値は定格試験による実測値から作成した伝熱線図の勾配 ($1/\alpha$) とよく対応してをり、例へば前記の発電機の 6000 RPM に於ける高度定格図表 (オ 2.1.11 図 (B)) での α の値は

出力制限部位	線図の勾配 ($1/\alpha$)	α
回転界磁 ($t_i < 60^\circ\text{C}$)	1.41	0.71
駆動側ベアリング ($t_i = 120^\circ\text{C}$)	1.2	0.83

(註) この発電機では固定電機子は出力制限部位にはならないと仮定してある。

尚駆動側ベアリングは冷却空気の出口にあって常にその排気温度 t_e にさらされてをり該部位が発電機定格出力の制限になるのは t_e がベアリングの最高許容温度 t_R 程度までに入った時であるから、この場合は

$$t_e \cong t_w = t_R$$

と考へられ (2.3.12) 式によつては極限の状態に近づくことになり (2.3.3) 式と比較して

$$K \cong C_p, \alpha \cong 1$$

とみることが出来る。即ち伝熱線図の中で駆動側ベアリングが出力制限部位になる部分の勾配 ($1/\alpha$) は他の部位の伝熱線に比べて最もゆるやかでその値は 1 に近い。

(3) 発熱量

ある使用状態で発電機出力を揃してゆく時最初にどこかの部位で出力制限状態になればそれが発電機としての出力制限状態であつてそれ以上発電機の出力を増すことは出来ない。即ち発電機としての出力制限状態では出力制限部位は只一つであり、各部位の発熱量を Q_c 、発電機全体のそれを Q_t とすればある使用状態でその部位が出力制限状態になる前後での発熱量の微小変化に於いては Q_c の変化は Q_t の変化で代表しうると考える。逆に云へば高度定路図表の伝熱線図は各使用状態に在ける発電機の出力制限状態を示したものであるからその時の発熱量変化は出力制限部位の発熱量変化で代表しうるとする。事実前項で示したように (2.3.15) 式に Q_t を用いて求めた α は定路試験の実測値によつて作成した伝熱線図に在ける α と殆んど等しかったが α 下記に示すように (2.3.15) 式に Q_c を用いて求めた α もほぼそれらに等しい値になつてゐるから上記の仮定は実用上差支へのないことが判る。即ち Q_c としてはその部位の銅損を用いれば前記の例 (A1) の発電機の 6000 RPM に於ける場合亦 2.3.5 及び 2.3.6 図の如くなり その α の値は

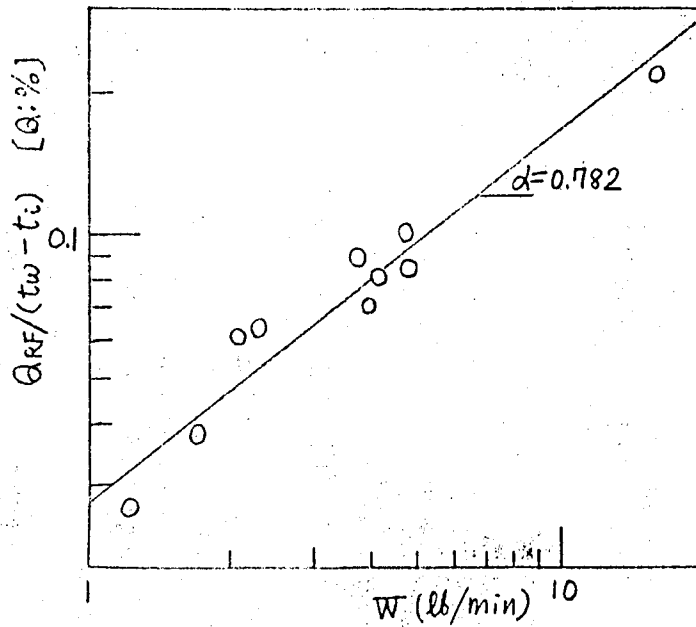
部 位	α
回転界磁	0.782
固定巻機子	0.87

となる。

又発電機排気温度でその出力制限がきまる駆動側バリーングヤ直流発電機の巻機子の場合は排気温度は Q_t できまるからそれらの部位の α を求めるには Q_t を用いることが出来る。即ち各部位に対する (2.3.12) 式の比例関係にはその発熱量として Q_t を用い

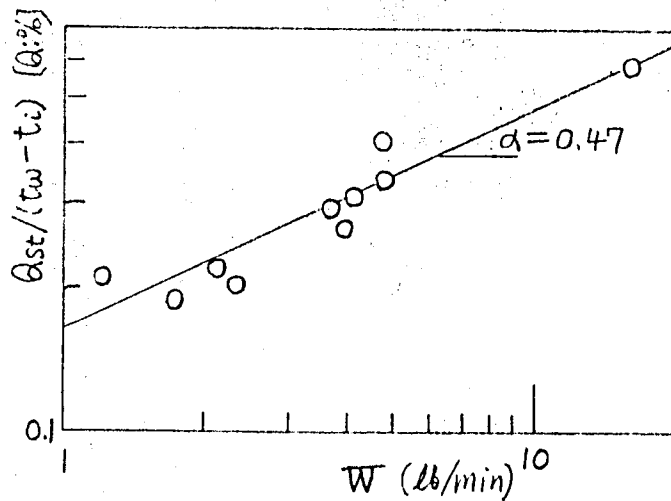
ても Q_c を用いても差支へないことが判った。

この仮定は使用状態での省 Q_c を求めることは難しいが Q_t は発電機の効率試験から逆算可能であり又例へば交流発電機に於ける回転界磁の Q_c のように Q_t とは必ずしも一義的関係にない場合等に伝熱線図の作成を容易にする。



回転界磁の α の値
(該部位の銅損に対する)

オ 2. 3. 5 図



固定電機子の α の値
(該部位の銅損に対する)

オ 2. 3. 6 図

D. Friedman は 発電機全損失を用いると伝熱特性に高度効果が見られることがあると述べてゐるが⁽²⁾筆者の経験では Q の取

り方で高度効果を示すことは一度もなかった。これは多分次項に説明する回転体の影響による高度効果を見誤ったものと思はれる。

(4) 通風量

冷却空気量 W も Q の場合と同様各発熱部位の熱伝達表面を通る風量を用いるべきであるが、発電機内の冷却空気通路は複雑でその風量の分布を定量的に求めることは不可能なので便宜として各部位の伝熱現象は発電機を通る全通風量に關係すると仮定する。既にこの仮定に基づいて求めた各部位の伝熱特性はオ.3.2図よりオ.3.6図までに示したように実際の定格試験の結果に基づいて作成した伝熱線図オ.1.11図とよく対応することが確かめられてゐる。

今まではある部位での有効熱伝達率 h は通風量 W へのみ關係するとしてきたが、発電機によつては同一通風量でも回転数によつて異なる伝熱特性を示すものがあり、例へばオ.1.11図に於ける例(A1)発電機の同一空気温度に対する伝熱線は回転数によつてずれてをり即ち回転数が高くなる程伝熱量が増大してゐる。

これは(2.3.12)式を導入した際ローターの回転を考慮に入れなかったからで、このことは例へば外部からの通風量がなくてもローター回転によりその表面には空気の流れるべき熱伝達が行はれることから想像される処である。

今かりに軸方向に流速のない空气中でローターが回転する場合の強制対流による熱伝達を考へれば

$$Nu = 0.046 Ta^{\frac{1}{2}} \cdot Pr^{\frac{1}{3}}$$

とあらわすことが出来る⁽²²⁾、(オ.3.12)式を導入した場合と同様

$$P_r = \text{const}$$

$$\begin{aligned} \text{又ここ} \rightarrow \text{に } T_a &= \text{テ-ラー数} \\ &= \text{Re}_r \sqrt{\frac{\delta}{R}} \end{aligned}$$

ここに Re_r : ラジアル方向のレイノルズ数

δ : 空隙長

R : ローター半径

であるから

$$\begin{aligned} \frac{h\delta}{\lambda} &\propto \left(\frac{v_r \cdot \delta}{\frac{\mu}{\gamma}} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(\frac{\delta}{R} \right)^{\frac{1}{3}} \\ &\propto \left(\frac{N \cdot \gamma}{\mu} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{\delta}{R^{\frac{1}{3}}} \text{----- (2.3.16)} \end{aligned}$$

ここに v_r : ローター周速

N : ローター回転数

となり (2.3.12) 式を導入した場合と同様に λ の影響は無視できる程度とすれば λ 及び μ が消去され又形状寸法を一定とすれば (2.3.16) 式より h は $(N \cdot \gamma)^{\frac{2}{3}}$ に比例することになり、これに (2.2.11) 式 の関係を入れれば

$$h \propto (N \cdot p_a)^{\frac{2}{3}} \text{----- (2.3.17)}$$

ここに p_a : 大気圧

となる。

然してこの N と p_a の中通常ローター回転による熱伝達率 h への影響としてあらわれてくるのは回転数 N の方のみであり、 p_a 即ち高度による影響は少くも伝熱特性へは現はれてこないようである。これは実際には高度効果はあるのかも知れないが次節に揚げる

表2.3.2が示すように各高度で発電機出力が制限状態になる空気温度の範囲は互いに少しづつずれてゐるため共通の空気温度に対する各高度の実測値が少ないからかとも思はれるが、この点については更に研究する余地がある。

又通常の発電機ではその中を通る冷却空気速度の軸方向成分 v_a はその切線方向成分 v_t に比べて大きいから (普通 $(v_a/v_t) > 3$ である) 熱伝達に対するローター回転の影響は殆んどあらわれず h は N に対しては無関係と考へてよい。しかし特に空隙等冷却空気通路が広く同一 W を得るのに少ない ΔP で足りる所謂ゆったりした発電機の場合には v_a が小さくなるから v_t の影響が目立ってきて回転数効果をあらわすようになる。

即ち (2.3.17) 式 は実際には

$$h \propto N^{-3} \text{-----} (2.3.18)$$

$$\text{ここに } \beta = 0 \sim 0.67$$

となるが一方ローター回転を考慮しない場合の h は (2.3.12) 式より

$$h \propto W^\alpha \text{-----} (2.3.19)$$

であるから (2.3.18) 式 と (2.3.19) 式を綜合すれば

$$h \propto W^\alpha \cdot N^\beta$$

となり、この関係を (2.3.12) 式に入れば

$$Q = K \cdot W^\alpha \cdot N^\beta (t_m - t_c) \text{-----} (2.3.20)$$

$$\text{ここに (2.3.13) 式より } \alpha = 0.5 \sim 1.0$$

$$(2.3.18) \text{ 式より } \beta = 0 \sim 0.67$$

を得る。例へば表2.1.11図の回転数効果を任意の風量及び空気

温度(例へば $W = 100$ パーセント, $t_i = 120^\circ\text{C}$) の表で求めれば $\beta = 0.57$ と取り従つてこの場合の伝熱特性の関係式は回転界磁に対しては前述の $\alpha = 0.71$ と併せて

$$Q = K (W^{0.71} \cdot N^{0.57}) (t_w - t_i)$$

又駆動側ベアリングに対しては $\alpha = 0.88$ であつたから

$$Q = K (W^{0.88} \cdot N^{0.57}) (t_w - t_i)$$

とあらわしうる。

§ 2.3.4 出力制限部位の移動

A級直流発電機の場合は出力定格を制限するのは全使用範囲を通じて通常電流のみであるが、C級交流発電機の場合にはその使用条件によつて発電機の出力定格を制限する部位が移動することがある。

即ち伝熱線図のパラメータ t_i についてみると t_i の余り高くない処では全負荷程度までは通常伝熱効果の悪い回転界磁が出力制限部位になるが過負荷状態では発電機出力はその負荷電流を流してゐる固定電流で制限されるようなことが尙々ある。

t_i が高くなると t_e も高くなり 前節(2) 項で述べたように駆動側ベアリングの制限温度は t_e に関係するため該部位が発電機出力を制限するようになる。即ち通電部(ローター及びステーター)の発熱が少ない軽負荷に於いては特にそうであり t_i が高くなる程制限部位がベアリングからロータへ移動する発電機出力は増していく。

これらの関係を測定値の上からみれば高々度では空気の密度が小さく通風量 W が比較的少ないから t_i の比較的低い処ですでに発

電機内部の通電部位が制限温度になるが、 T_c の比較的大きい低高度に於いては、通電部位の伝熱が充分に行なわれ制限温度に達せず。その時はベアリングが制限温度になるような高温の T_c まで発電機出力は制限をうけない。このことは発電機内部の通電部位が効率よく冷却されるように設計された発電機ではかえって T_c が比較的低いうちから通電部位の効率のよい伝熱のため T_c が高くなりベアリングが制限温度に達してしまうことがあるから各部位の伝熱特性と制限温度の間に協調が必要である。

このようにC級交流発電機ではその出力定格を制限する部位が使用条件によって移動し前節(2)項で述べたように各部位によってその伝熱特性の関係式が異なることがあるからその場合高度定格図表の伝熱線図に於いてもその勾配(1/α)は制限部位によって異なる。

それに反し直流発電機では固定子は界磁として発電機負荷による発熱の変化割り合いが少ないから出力制限部位になることはなく、又ベアリングもA級発電機では T_c が 70°C 以上になることはないから出力制限部位にはならない。即ち通常は出力電流を流し又伝熱効率も悪い回転電機子が使用条件の全範囲に亘って出力定格の制限部位になる。従ってその伝熱線図の勾配は一定である。

これらの関係を前述の例(A1)のC級交流発電機について説明すれば、その伝熱線図はオ2.1.11図(A)(B)(C)の各右上の図であり、その定格試験に於ける実測値を米軍一般仕様書 MIL-G-6099A⁽¹⁾オ2表に規定の測定条件について示せばオ2.3.2表の如くなる。この表からも判るようにこの発電機に於いては T_c が 120°C 以上でベアリングが出力制限部位となりそれ以下の冷却空気温度では回転界磁が出力を制限している。即ちこの場合固定電機子は使用全範

測定條件			4800 RPM					6000 RPM					
高度(尺)	負荷(KVA)	t_i (°C)	特記	t_{RF} (°C) ⁽¹⁾	t_{sc} (°C) ⁽¹⁾	t_{DR} (°C) ⁽¹⁾	W (lb/min) ⁽³⁾	特記	t_{RF} (°C)	t_{sc} (°C)	t_{DR} (°C)	W (lb/min)	
0	25	120	21KVA ⁽²⁾	227	203	144	19.6		216	214	146	20.2	
		40		247	215	108	19.2		249	194	121	10.3	
	20	130			234	201	148	16.5		202	204	149	10.8
		120			238	210	148	14.7		233	235	150	9.6
		80			249	220	132	7.2		228	215	124	SC
		40			251	227	104	8.1					
	10	130			205	181	128	SC ⁽⁴⁾		188	174	136	SC
		120			(5)								
		80											
	5	130											
5000	25	40	18KVA	248	90	73	5.4	22KVA	246	125.5	88	5.7	
		60	16KVA	245	87	79	5.5		249	123.5	92	5.8	
	20	40	12KVA	244	89	76.5	5.4		250	126	91	4.3	
		0	19KVA	249	113	53	5.3		250.5	132	68	3.5	
		-40	-39°C ⁽⁶⁾	252	122	42	3.2	-38°C	243.5	136	87	2.3	
	10	60		248	93	87	2.1		248	109	84.5	1.9	
		40		242	96	77.5	1.8		250	104	88	1.2	
		0		250	80	60	1.5		187	89	71	SC	
(7) 60000	25	-40	21KVA -34°C	247	97	55	4.6	24KVA -35°C	252	149	79.5	4.4	
		40	16KVA	249	89	75	1.3	19KVA	245	121.5	88	4.4	
	20	-12	19KVA	250	108	69	4.3		243.5	133	88.5	2.8	
		-40	-32°C	241	103	67.5	3.9	-35.5°C	250	137	89	2.2	
	10	40		249	91	83.5	1.9		247	105	91	1.7	
		-12		243.5	95	49	1.3		209	110.5	55	SC	
	5	60		247	91	91.5	1.2		236	100.5	96	SC	

表 2.3.2 例 (A) 発電機の定格試験に於ける実測値

(註)

7200 RPM				
特記	t _{RF} (°C)	t _{SC} (°C)	t _{BR} (%)	W(L/min)
	219	244.5	151.5	15.6
	202	196	98	SC
	197	214	151	10.9
	192.5	226.5	142.5	SC(28)
	162	145	93	SC
23KVA	245	136.5	91	5.7
	247	139.5	100	5.8
	240	142	97	4.2
	247.5	123	71	3.3
-36°C	245	142	96	2.0
	244	120	102	1.5
	207	112	92	SC
-36°C	242	167	91	4.0
	246	132	94	4.3
	244.5	155	99	2.6
-36°C	246	151	96	2.3
	250	110	94.5	1.6
	203	107	52	SC
	220	98	96	SC

(1) t_{RF}, t_{SC}, t_{BR} は大々回転界磁、固定電機子、駆動側ベアリングの温度を示す。その測定法については §2.1.3 (3) を参照。

(2) 特記欄中の KVA 値は規定最大風圧 ($\Delta P = 11 \text{ mmHg}$) に於ける W では規定負荷を加へぬためそれを発電機が制限温度になるまで下げた時の負荷値を示す。

(3) アンダーラインを付した温度値は、その部位が出力を制限している率を示す。各部位の出力制限温度 (t_A) については表 2.3.1 を参照。

(4) SC は Self Cooled (外部より風圧を加へぬ時) を示す。

(5) データ欄空白の測定条件では SC で各部位が充分なより低い率が予測されるため実測を行はなかった。

(6) 特記欄中の温度値は冷却空気供給装置の能力不足のため規定温度まで下げえなかったためその時の条件で下げた最低温度を示す。

(7) 仕様書 MIL-G-6099A では 65000 フィートを規定しているがオールタイムード・メンバーの能力不足のため、60000 フィートを天井高度とした。

表 2.3.2 例 (A) 発電機の規格試験における実測値 (℃)

曲に亘って制限部位になることがない。これはこの発電機に於いては固定電機子はヤス.3.3 図及びヤス.3.6 図に示すように α の値が小さく、このことは固定子を通る空気の冷却効果のよいことを示してをり従って125 パーセントまでの過負荷に対してステータは制限部位になることはなかった。又冷却空気温度が 80°C 及び 130°C に於いては各回転数共高々1測定条件でしか発電機出力が制限されることがなかったため線図には表示し得なかった。

ヤス.3.2表ではヤス.1.11 図から判るように前述の回転数効果のため回転数の高い程 冷却効果がよく従って *self cooled* (自蔵ファンのみによる冷却) になる条件が多い。又低高度程空気の密度が大きいから外部風圧が零 (*Self cooled*) から規定最大値 (この発電機では $\Delta p = 11$ インチ H_2O) の間に扱う通風量も大きくなり従って冷却効果がよい。即ち 2200 RPM の地上条件では t_1 が 120°C 以上で ベアリングに出力制限があらわれるのみでそれ以下の温度では常に125 パーセントまでの過負荷が連続してかけられる。又逆に 2800 RPM の高々度に於いて熱的に一番苦しくなり、全ての測定条件で発電機出力制限があらわれ、例へば全負荷がかけられるのは高度 $50,000$ フィートでは通風線図より定格通風圧内での最大風量は 5.5 lb/min になるから右熱線図より冷却空気の発電機入口温度が -10°C 以下に於いてのみであり、又 $60,000$ フィートでは 4.6 lb/min になるから -20°C 以下に於いてのみである。

お之.4章 出力特性

(1) 目的

前章で冷却条件に対する放出可能熱量としての伝熱線図を論じたが発電機の利用者として必要な情報は許容発熱量 Q ではなくて許容出力 L であるから高度定格図表にはこの Q と L の関係として出力線図を含める必要がある。又この発熱量としては § 2.3.3 (3) で考察したように発電機的全損失を用いる。

(2) 損失に影響を及ぼす要素

発電機的全損失としては通常 (i) 発生電圧に關係する鉄損 (ii) 出力電流に關係する抵抗損, 刷子降下損, 及び (iii) 回転數に關係する機械損等に分類出来るが航空機用発電機は定電圧方式であるから (i) に属する損失は一定であり又 (iii) に属する損失も定速発電機 (速度変化範囲 ±5 パーセント以下) では勿論, 可変速度発電機の時でも回転數を出力線図のパラメータにとれば一定となり従って Q は (ii) の出力 L に關係して変化するとして出力線図を画く。尚出力以外に損失に影響を与える要素としては次のものが考へられる。

(a) 回転數: 回転數の影響を受ける損失としては前述のように機械損があるがその他にも航空機用発電機は直流及び交流双方共使用周波數が高い (§ 1.1.7 参照) ため電機子銅線内の抵抗損もその周波數によつて影響を受けることが考へられる。回転數の出力特性に与へる影響は最も重要であるから可変速度発電機では代表的回転數毎に別の出力線図を画くのが望ましい。

(b) 力率: 更に Q と L の關係に影響を与えるものとして交流発電

機の負荷力率があり普通出力推定の安全側として最小運力力率の場合の損失を用いる。

(c) 温度：電気抵抗は温度により変化するから抵抗損失も冷却空気温度に影響を受けるが 前述のようにこの高度定格図表は発電機内のある発熱部位が その最高許容温度になった時の状態を示すものであり その温度は各部位によつて固有の一定値であるからその状態では冷却空気温度とは無関係であり発電機全体の損失に対しても その影響は僅かである。

(d) 高度：通常この L と Q の関係は地上条件に於ける効率試験のデータから求めるが 高度に於いては空気の密度がへるから風損もへり発電機が冷却ファンを自蔵してある場合は特にその傾向が強いが それは地上条件のデータによつて得られた出力予想の安全側にあるから許されるとする。

(3) 出力線図

出力特性の関係式としては全損失を固定損と出力に關係する損失に分け

$$Q = Q_0 + kL^2$$

の形で表はしたり 或いはこの兩者を一諸にして

$$Q = kL^\alpha$$

こゝに $\alpha = 1.5 \sim 1.7$

又は $Q = C_1 \times C_2^k$

などの形をとることが考えられるが全ての航空機用発電機に適用にばる関係式は見当らなかつた。

出力線図としては地上条件に於ける効率試験から求めた出力(実際には定格出力のパーセント値)と損失(実際には全負荷時の損失に対するパーセント値)の關係を回転数 或いは力率の変化する発電機

では その代表値をパラメータとして示すのであるが、高度定格図表としては 発電機の出カ制限が現はれるのは 使用全範囲を通じて 精々50パーセント 負荷まであるからそれ以下の出カの表示は不要である。よって出カ線図に於いて L は対数目盛にする必要はなく縦軸に平等目盛で表示し一方 Q の方は伝熱線図の Q と対応させるため横軸に對数目盛で表はし この線図を高度定格図表の右下部分に画く。

第2.5章 高度定格図表を地上条件での実測値から計算で誘導する法

§ 2.5.1 問題の提起

航空機用発電機では例へばその開発の途次高々度に於ける発電機許容出力の確認を必要とすることが多いが強制空冷方式の発電機ではその通風量が高度によって変化するなど地上条件では実測できない部分が多い。従って通常はオールティテュード・ナンバーを用いて実際に定格試験によって実測する方法がとられるのであるが、これは膨大な設備と労力、時間及び費用を要するため特に我國の如く環境試験設備の貧弱な国では簡単に行うことが出来ない。この点に鑑み地上条件に於ける測定データのみから高々度に於ける発電機の諸特性を誘導しこれに基づいて高度定格図表を画き高々度に於ける発電機の出力定格を推定する方法を研究したので本章ではこれに就いて述べる。この強制空冷発電機の高々度に於ける諸特性を誘導することは一見容易に見えるが、各現象は極めて複雑でありその通風、伝熱及び出力に関する値を厳密に算出することは不可能に近い。それで既に前述の各章に於いて種々の簡略化及び仮定を用いて誘導し更にその適用性を実測値との比較によって確認した各特性の関係式を用い下記するようになり合せの地上条件に於ける実測値から高度定格図表の各線図を計算で誘導することを考へた。即ち用ゑる地上条件でのデータとしては

(a) 通風試験データ:

各回転数に於ける通風圧と通風量の関係。又冷却ファンを自蔵する発電機の場合は有効通風圧から内部発生圧を分離するため通風ダクト内切り時を含む発電機入口に於ける取入れ空気の動圧の値。

(b) 伝熱試験データ:

一回回転数に於ける通風条件(風量, 温度)と出力制限になることが予想される部位の発熱量及び温度の関係。

(c) 効率試験データ:

各回転数に於ける出力と効率の関係

(d) 定格試験データ:

出力制限状態に於ける通風条件(風量, 温度)と出力の値。回転数効果のある発電機の場合は更に別の回転数に於ける同一通風条件での出力の値。

この誘導法を説明するに於ける典例としてはすでにオールティテュード・チャンバーを用いて実測した高度定格図表を第2.1.11図(A)(B)(C)に示してある例(A1)の発電機をサンプルとして用い、その高度特性を誘導する基となる地上条件に於けるデータ及び発電機主要定数を第2.5.1表に示す。尚、高度定格図表としては既述のように通風, 伝熱, 出力の3線図が必要であるが、その中出力線図は伝熱線図の誘導計算に必要なから、それの求め方は伝熱特性の計算の処で述べることにする。

§2.5.2 通風特性

(1) 空気導入係数

通風圧と通風量の関係式は(2.2.8)式より

$$W = k \sqrt{\gamma \cdot \Delta P} \text{ ----- (2.5.1)}$$

となるが、この ΔP は通風量 W を流すに必要な有効通風圧を示し、これはこの発電機のように冷却ファンを自蔵してある場合には外部からの

表 2.5.1 例 (A1) 発電機主要定数及び
 机上條件に於ける実測値

3相 20 KVA

航空機用 C 級

冷却ファンは自蔵

120/208 volt

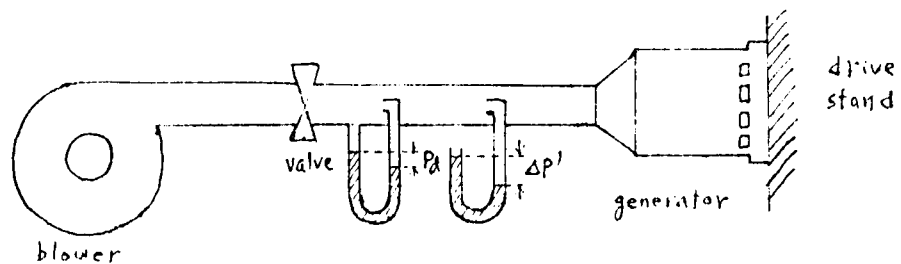
p.f. 0.75 lag

4800/7200 RPM

8 極

(1) 通風試験データ (測定方法は下記に示す)

4800 RPM			6000 RPM			7200 RPM		
P_a	$\Delta P'$	W	P_a	$\Delta P'$	W	P_a	$\Delta P'$	W
0	-1.6	0	0	-2.6	0	0	-4.7	0
0.04	-0.6	3.61	0.06	-0.9	4.75	0.06	-1.9	6.21
0.1	0.1	4.85	0.16	-0.1	6.1	0.2	-0.6	7.92
0.4	1.2	6.6	0.4	0.7	7.15	0.4	0.3	9.05
0.8	3.4	9.5	0.8	2.7	9.55	0.8	2.2	10.8
1.3	5.6	11.7	1.3	5.0	11.9	1.3	4.1	12.9
2.1	9.4	15.2	2.1	8.9	15.2	2.1	8.1	15.8
2.8	13.2	17.5	2.8	12.4	17.6	2.8	11.5	18.2



ここに P_a は発電機入口に於ける動圧 (in H₂O)

$\Delta P'$ は発電機入口に於いて測定された全圧 (in H₂O)

W は通風量 (lit/min)

(2) 伝熱試験データ (4800 RPM 全負荷に於ける)

$t_i = 80^\circ\text{C}$			$t_i = 40^\circ\text{C}$		
IRF	E_A	W	IRF	E_A	W
34.3	16.1	14.7	34.1	15.2	8.8
34.3	16.3	14	34.3	15.6	7.9
34.4	16.5	11.2	34.3	15.8	6.7
34.4	16.8	9.8	34.3	16.3	6.1

こゝに IRF は界磁電流 (A)

E_A は励磁機端子電圧 (V)

4800 RPM に於ける界磁回路の刷子電圧降下
は約 1.2 V

20°C に於ける界磁抵抗は 0.308 Ω

(3) 効率試験データ

RPM \ KVA	4800	6000	7200
5	84.7	83.3	88.9
10	87.7	88.3	89.2
20	85.5	88.5	89.0
25	81.0	85.0	85.0

こゝに効率はパーセント値

負荷力率は 0.75-lag

(4) 定格試験データ

下記条件下で回転界磁巻線が最大許容温度 ($t_h = 250^\circ\text{C}$)
に達した。

回転数 (RPM)	通風量 (lb/min)	入口空気温度 ($^\circ\text{C}$)	出口 (KVA)
4800	10	40	21.5
6000	10	40	25

通風圧と主として自蔵ファンによる内部発生圧降下との代数和となつてゐるから本論文に於ける記号を統一するため外部通風圧を ΔP 、有効通風圧(即ち発電機に自蔵ファンがないとした時 W を流すに要する通風圧)を ΔH と書けば(2.5.1)式は

$$W = k \sqrt{\gamma \cdot \Delta H} \text{ ----- (2.5.2)}$$

$$\text{こゝに } \Delta H = \Delta p + F$$

となる。然してこれは通風圧に対して通風量を与える式であるから、その比例係数を冷却空気の通りやすさを示す値としたり、これを空気導入係数と名付ける。即ち k は(2.2.3)式に示す流体抵抗 R_f 、従つてレイノルズ数に關係する値であるから通風圧と共に変わり又§2.2.3で説明した処から回転数によつても影響を受ける筈である。即ちこの空気導入係数を通風圧と回転数の関数としてある発電機については一定の關係にあるとすれば、この値を用いて(2.5.2)式より ΔH に対する W を求めることが出来る。但しこの場合密々度では空気密度の減少によりレイノルズ数が減るから通風圧及び回転数の同一組合せに対しても高度が変われば k の値も変わるように見えるが§2.2.2で説明したように流体抵抗に於けるレイノルズ数の指数 n は殆んど零とみだせたからこの影響は無視することが出来る。即ち k の値は高度に無關係に通用できるとする。事實この仮定で求めた通風量は後述する計算結果からも判るよりに実測値と実用上の範囲でよく一致してゐる。

今与へられた地上條件に於ける通風特性の測定データが2.5.1表(1)から有効通風圧の値を求め、下式(2.5.3)を用いて空気導入係数を逆算すれば2.5.2表の如くなり、回転数 N をパラメータ

$N(\text{RPM})^*$	P_d^*	$\Delta P'^*$	R	ΔR	ΔH	$\sqrt{\Delta H}$	W^*	$R = 3.61 \frac{W}{\sqrt{\Delta H}}$
4800	0	-1.6	-1.6	0	0	0	0	0
	0.04	-0.6	-0.64	0.96	1.0	1.0	3.61	13.1
	0.1	0.1	0	1.6	1.7	1.3	4.85	13.5
	0.4	1.2	0.8	2.4	2.8	1.67	6.6	14.3
	0.8	3.4	2.6	4.2	5.0	2.24	9.5	15.4
	1.3	5.6	4.3	5.9	7.2	2.68	11.7	15.8
	2.1	9.4	7.3	8.9	11.0	3.32	15.2	16.5
	2.8	13.2	10.4	12.0	14.8	3.85	17.5	16.4
6000	0	-2.6	-2.6	0	0	0	0	0
	0.06	-0.9	-0.96	1.64	1.7	1.3	4.75	13.2
	0.16	-0.1	-0.26	2.34	2.5	1.58	6.1	14.0
	0.4	0.7	0.3	2.9	3.3	1.82	7.15	14.2
	0.8	2.7	1.9	4.5	5.3	2.3	9.55	15.0
	1.3	5.0	3.7	6.3	7.6	2.76	11.9	15.6
	2.1	8.9	6.8	9.4	11.5	3.4	15.2	16.2
	2.8	12.4	9.6	12.2	15.0	3.88	17.6	16.4
7200	0	-4.7	-4.7	0	0	0	0	0
	0.06	-1.9	-1.96	2.74	2.8	1.67	6.21	13.5
	0.2	-0.6	-0.8	3.9	4.1	2.03	7.92	14.1
	0.4	0.3	-0.1	4.6	5.0	2.24	9.05	14.6
	0.8	2.2	1.4	6.1	6.9	2.63	10.8	14.9
	1.3	4.1	2.8	7.5	8.8	2.97	12.9	15.7
	2.1	8.1	6.0	10.1	12.8	3.58	15.8	16.0
	2.8	11.5	8.7	13.4	16.2	4.03	18.2	16.3

ここに * は 表 2.5.1 表 [1] に 与 へ ら れ た 値 を 示 す。

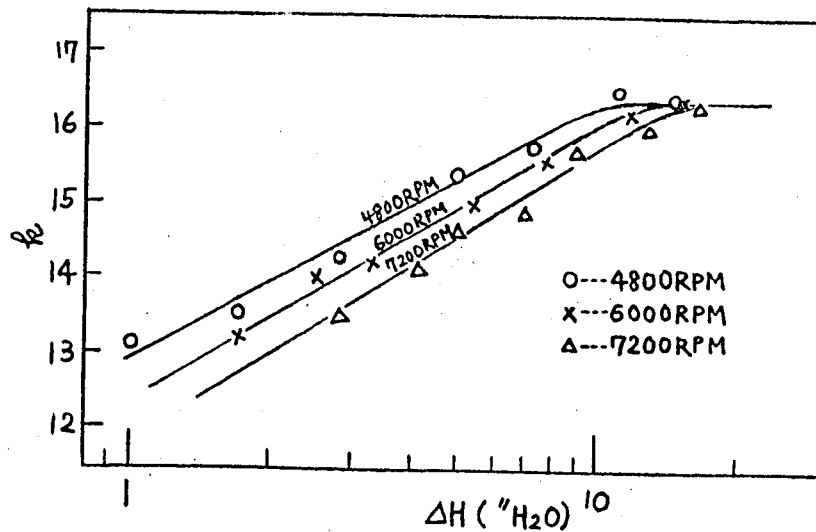
R は 発 電 機 入 口 に 対 し て の 静 圧 ("H₂O) [= $\Delta P' - P_d$]

ΔR は 発 電 機 入 口 出 口 間 の 静 圧 差 ("H₂O) [= $R - (\Delta P')_{P_d=0}$]

$(\Delta P')_{P_d=0}$ と は 通 風 タ ン ク の バ ル ブ を 閉 切 っ た 時 の $\Delta P'$ の 値

ΔH は 有 効 通 風 圧 (全 圧 "H₂O) [= $\Delta R + P_d$]

表 2.5.2 表 R の 計 算



ηの値
が2.5.1図

としたηとΔHの関係は表2.5.1図の如くである。即ち地上条件に於ける空気の密度γは0.0765 lb/ft³であるから(2.5.2)式より

$$\eta = \frac{W}{\gamma \cdot \Delta H}$$

$$= 3.61 \frac{W}{\sqrt{\Delta H}} \quad \text{----- (2.5.3)}$$

(2) 内部発生圧

前述の如く有効通風圧ΔHは外部通風圧ΔPと内部発生圧Fの和であるが高度定格図表に於いては§2.2.5で述べたように外部通風圧のみに注目して表現するのが横習になつてゐるからまず自蔵ファンによる内部発生圧Fの値を求める。

地上条件に於ける内部発生圧F_{SL}の値は発電機入口の動圧P_dが零の時のそこで測定された全圧ΔP'であるから表2.5.2表より

N (RPM)	F_{SL} ("H ₂ O)
4,800	1.6
6,000	2.6
7,200	4.7

この F_{SL} を基にして高高度に於ける内部発生圧 F を求めるには § 2.2.4 に於いて述べたように F を扱う空気の密度に比例するとして計算すれば表 2.5.3 を得る。

N (RPM)	高度(ft)	γ (lb/ft ³)	γ/γ_{SL}	$F = F_{SL}(\frac{\gamma}{\gamma_{SL}})$
4800	0	0.0765	1.0	1.6
	30,000	0.0286	0.375	0.6
	40,000	0.0188	0.245	0.39
	50,000	0.0116	0.152	0.24
	60,000	0.0072	0.094	0.15
6000	0	0.0765	1.0	2.6
	30,000	0.0286	0.375	0.99
	40,000	0.0188	0.245	0.65
	50,000	0.0116	0.152	0.4
	60,000	0.0072	0.094	0.25
7200	0	0.0765	1.0	4.7
	30,000	0.0286	0.375	1.76
	40,000	0.0188	0.245	1.15
	50,000	0.0116	0.152	0.71
	60,000	0.0072	0.094	0.44

表 2.5.3 内部発生圧

(3) 通風線図

以上で空気導入係数を及び内部発生圧 F が判つたから前記(2.5.2)式を用いて外部通風圧に対する通風量を求める。

尚この場合の空気の密度 γ は § 2.2.5 で説明したように自然環境に於ける値をとるとし、例へば

JIS W 0201⁽⁴⁵⁾ の表から求める。又、高度定格図表に於ける通風量は定格通風量のパーセント値で表示する慣習であるから、この発電機の場合は米軍一般仕様書 MIL-G-6099A⁽¹⁾ に則つて C 級 20KVA 発電機に対する値即ち 10 lb/min を 100 パーセントとする。

上記したように高度、回転数及び外部通風圧毎に通風量を計算すれば表 2.5.4 を得る。これらを通風線図の形にあらわしたのが表 2.5.3 各図の高度定格図表に於ける左上の線図である。

回転数 (rpm)	F	ΔP	ΔH	R	γ	W = RVTΔH
0	1.6	0	1.6	13.6	0.076	4.8
		1	2.6	14.3		6.2
		2	3.6	14.8		7.8
		4	5.6	15.5		9.9
		6	7.6	16.0		12.2
		8	9.6	16.2		13.9
		11	12.6	16.4		16.1
30000	0.6	0	0.6		0.0286	/
		1	1.6	13.6		2.91
		2	2.6	14.3		3.9
		4	4.6	15.2		5.52
		6	6.6	15.8		6.9
		8	8.6	16.2		8.05
		11	11.6	16.4		9.45
40000	0.39	0	0.39	/	0.0188	/
		1	1.39	13.4		2.2
		2	2.39	14.2		3.02
		4	4.39	15.1		4.35
		6	6.39	15.7		5.4
		8	8.39	16.1		6.25
		11	11.39	16.4		7.6

回転数 (rpm)	F	ΔP	ΔH	R	γ	W = RVTΔH
50000	0.24	0	0.24	/	0.0116	/
		1	1.24	13.2		1.59
		2	2.24	14.1		2.28
		4	4.24	15.1		3.36
		6	6.24	15.7		4.25
		8	8.24	16.1		5
		11	11.24	16.4		5.95
60000	0.15	0	0.15	/	0.0072	/
		1	1.15	13.1		1.2
		2	2.15	14.0		1.75
		4	4.15	15.1		2.61
		6	6.15	15.7		3.32
		8	8.15	16.1		3.9
		11	11.15	16.4		4.65

N = 4800 RPM

回転数 (rpm)	F	ΔP	ΔH	R	γ	W = RVTΔH
0	2.6	0	2.6	14.0	0.076	6.3
		1	3.6	14.5		7.65
		2	4.6	14.9		8.9
		4	6.6	15.4		11
		6	8.6	15.9		13
		8	10.6	16.2		14.6
		11	13.6	16.4		16.7
30000	0.99	0	0.99	/	0.0286	/
		1	1.99	13.5		3.23
		2	2.99	14.2		4.17
		4	4.99	15.0		5.68
		6	6.99	15.5		6.95
		8	8.99	15.9		8.1
		11	11.99	16.3		9.5
40000	0.65	0	0.65	/	0.0188	/
		1	1.65	13.2		2.35
		2	2.65	14.0		3.14
		4	4.65	14.9		4.44
		6	6.65	15.4		5.5
		8	8.65	15.9		6.45
		11	11.65	16.2		7.67

回転数 (rpm)	F	ΔP	ΔH	R	γ	W = RVTΔH
50000	0.4	0	0.4	/	0.0116	/
		1	1.4	13.9		1.65
		2	2.4	13.8		2.31
		4	4.4	14.8		3.36
		6	6.4	15.4		4.21
		8	8.4	15.8		4.95
		11	11.4	16.2		5.9
60000	0.25	0	0.25	/	0.0072	/
		1	1.25	12.7		1.21
		2	2.25	13.7		1.75
		4	4.25	14.7		2.58
		6	6.25	15.3		3.36
		8	8.25	15.8		3.87
		11	11.25	16.2		4.63

N = 6000 RPM

表 2.5.4 表 通風特性の計算

高度(H)	F	ΔP	ΔH	ℓ	γ	W=βTAH
0	47	0	4.7	14.5	0.076	8.7
		1	5.7	14.8		9.8
		2	6.7	15.1		10.8
		4	8.7	15.6		12.9
		6	10.7	15.9		14.4
		8	12.7	16.1		15.9
		11	15.7	16.4		18.0
30000	176	0	1.76	/	0.0286	/
		1	2.76	13.5		3.8
		2	3.76	14.1		4.65
		4	5.76	14.8		6.02
		6	7.76	15.3		7.24
		8	9.76	15.7		8.3
		11	12.76	16.1		9.74
40000	1.15	0	1.15	/	0.0188	/
		1	2.15	13.1		2.66
		2	3.15	13.8		3.38
		4	5.15	14.6		4.52
		6	7.15	15.2		5.61
		8	9.15	15.6		6.5
		11	12.15	16.1		7.74

高度(H)	F	ΔP	ΔH	ℓ	γ	W=βTAH
50000	0.71	0	2.71	/	0.0116	/
		1	1.71	12.6		1.78
		2	2.71	13.5		2.51
		4	4.71	14.4		3.32
		6	6.71	15.1		4.23
		8	8.71	15.6		4.97
		11	11.71	16.0		5.71
60000	0.44	0	0.44	/	0.0072	/
		1	1.44	12.4		1.27
		2	2.44	13.3		1.77
		4	4.44	14.4		2.52
		6	6.44	15.0		3.24
		8	8.44	15.5		3.84
		11	11.44	16.0		4.6

N = 7200 RPM

表2.5.4表 通風特性の計算(のびき)

§ 2.5.3 伝熱特性

§ 2.3.4 で説明したようにC級発電機では使用条件によって出力制限部位が移動することがあるが、その場合でも通常の使用範囲の大部分で発電機出力定格を熱的に制限するのは回転界磁である。従ってここでは回転界磁に注目して表2.5.1表に示された伝熱特性に対するありあけのデータを用い熱的定常状態に於いてその部位が最高許容温度(この発電機では表2.3.1表から $t_R = 250^\circ\text{C}$) になる条件を求めることにより高度定格図表の伝熱線図を画くことを考へる。

(1) 伝熱線の勾配

§ 2.3.2 で説明したように発電機内各発熱部位の熱伝達関係式は(2.3.12)式は

$$Q = k \cdot W^a (t_w - t_i) \text{ ----- (2.5.4)}$$

となる。ここに回転界磁の場合 § 2.3.3 (3) で示したように発電機の出カ制限に近い定常状態に於いては Q は発電機的全損失又は回転界磁の銅損どちらをも通用することが出来、又 W は同節(4)より発電機を通る全通風量、 t_w は同節(1)により抵抗法で測った界磁巻線温

度、 t_i は発電機入口に於ける冷却空気温度である。又 W の指数 α は同節(2)で述べたようにその部位の有効熱伝達率に關係しその逆数 $1/\alpha$ は伝熱線図の勾配になる。即ち回転界磁に注目する限り α の値は一定とみなせるから前記(2.5.4)式より伝熱線図は t_i をパラメータとする勾配 $1/\alpha$ の平行直線群になる筈であり、従つてそれを画くには α の値と各直線の基準点が判ればよいことになる。

伝熱特性を概算する場合の α の値は§2.3.2に記したようにローターに対しては0.6乃至0.8の間で同型式の発電機に於ける値その他の至驗を参考にしてきめてもよいが計算によつて求めるには第2.5.5表に示す如く第2.5.1表〔2〕の同一回転数(この場合は4800 RPM)に於ける与えられたデータより巻線温度 t_w 及び銅損 Q を計算し、

$t_i(^{\circ}\text{C})^*$	$I_{RF}(A)^*$	$E_A(V)^*$	$W(\text{kW/min})^*$	$E_{RF}(V)$	$R_{RF}(\Omega)$	$t_w(^{\circ}\text{C})$	$t_w - t_i$	$I^2R (= Q_{RF})$	$\frac{Q_{RF}}{t_w - t_i}$
80	34.3	16.1	14.7	14.9	0.435	127	47	511	10.9
	34.3	16.3	14.0	15.1	0.441	132	52	520	10.0
	34.4	16.5	11.2	15.3	0.445	135	55	527	9.6
	34.4	16.8	9.8	15.6	0.454	142	62	538	8.7
40	34.1	15.2	8.8	14.0	0.410	106	66	476	7.2
	34.3	15.6	7.9	14.4	0.419	113	73	493	6.8
	34.3	15.8	6.7	14.6	0.424	117	77	499	6.5
	34.3	16.3	6.1	15.1	0.440	130	90	518	5.7

ここに*は第2.5.1表〔2〕に与へられた値を示す。

E_{RF} は界磁電圧(V)。4800 RPMに於ける界磁回路の刷子降 F は約1.2V

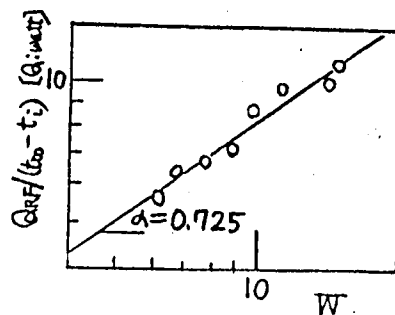
R_{RF} は界磁抵抗(Ω)。20 $^{\circ}$ に於ける $R_{RF}=0.308\Omega$

第2.5.5表 伝熱線の勾配の計算

次に§2.3.3(2)に説明したと同様にして $\log\{Q/(t_w - t_i)\}$ と $\log W$ の關係を第2.5.2図の如く画けばその直線の勾配として $\alpha=0.725$ が求まる。即ちこの発電機の伝熱線図の勾配は $1/\alpha$ として1.38であることが判る。

2) 基準点

以上で伝熱線図に於ける各 t_i をパラメータとする伝熱線群の勾配が求まったから次にその各伝熱線の基準点を決定する。



第2.5.2 図 α の計算

今この回転界磁が最高許容温度 t_h で熱的定常状態にあるとすればその時の伝熱特性関係式は(2.5.4)式に於いて t_w を t_h と置いて

$$Q = k W^\alpha (t_h - t_i) \text{----- (2.5.5)}$$

となる。この式は各 t_i に対して成立するから今冷却空気の通風量 W_0 を基準としてその温度が t_{i1} の時巻線温度が t_h になる出力制限状態の発熱量を Q_1 とすれば一般に同一通風量 W_0 に於いて他の任意の空気温度 t_i で出力制限状態による発熱量 Q は(2.5.5)式より

$$Q = Q_1 \frac{t_h - t_i}{t_h - t_{i1}} \text{----- (2.5.6)}$$

となるから1組の (W_0, t_{i1}, Q_1) の値が与えられておれば基準通風量 W_0 に於ける任意の t_i に対する Q の値は(2.5.6)式から求めることが出来る。

更に本例のように冷却空気の通りやすい発電機の場合には多2.3.3(4)で説明した伝熱特性に対する回転数効果が現はれることがあるからその場合には各回転数に於ける基準点を求める必要がある。即ち(2.3.20)式より回転数効果がある場合の出力制限状態に対する伝熱関係式は

$$Q = k \cdot W^\alpha N^\beta (t_h - t_i) \text{----- (2.5.7)}$$

となる。上記の(2.5.6)式の時の回転数を N_1 とすればその時と同一の

風量 W_0 及び温度 t_{i1} の冷却空気で他の回転数 N_2 に於ける出力制限状態の発熱量 Q_2 が判れば(2.5.7)式より

$$\frac{Q_2}{Q_1} = \left(\frac{N_2}{N_1}\right)^\beta \text{----- (2.5.8)}$$

となり β の値が求まる。故に任意の N に対しては

$$Q = Q_1 \left(\frac{N}{N_1}\right)^\beta \text{----- (2.5.9)}$$

となるから伝熱特性に対する回転数効果をもつ懸念のある発電機の場合には2組の (N_1, W_0, t_{i1}, Q_1) (N_2, W_0, t_{i1}, Q_2) の値が与へられてをれば基準通風量 W_0 に於ける任意の N 及び t_i に対する Q の値は(2.5.6)及び(2.5.9)式から求めることが出来る。しかして上記の各式に於ける発熱量 Q には本節(1)項に前記したように発電機の全損失を用いることが出来るから Q_1, Q_2 の代りにその時の発電機出力 L_1, L_2 と各回転数に於ける発電機の効率が与へられてをればよい。以上の方法を本例に適用して下記の如く計算する。

(a) まず第2.5.1表[3]の効率試験のデータから発電機出力 L と全損失 Q の関係を求めれば第2.5.6表の如なり、これを縦軸に L (パーセント値)横軸に $\log Q$ (パーセント値)でプロットすれば第2.5.3図各図の右下の出力線図の如くなる。

(b) 定格試験の結果として第2.5.1表[4]に与へられた4800 RPMと6000 RPMに於けるデータの中出力 L を第2.5.3図の出力線図を用いて損失 Q に換算し、更にそれらの値を用いて(2.5.8)式より $\beta=0.51$ を得 これを(2.5.9)式に入れれば7200 RPMの時の Q を得る。これらの値を整理すれば各回転数に於ける Q の値は第2.5.7表に示す如くなる。

(C) これらの値を(2.5.6)式に入れて通風量 10 lb/min 7"回転界磁が最高許容温度になった時の各回転数に於ける代表的空気温度に対する発電機全損失Qの値を求めれば第2.5.8表を得る。

N(RPM)*	L(KVA)*	L(%)	L(KW)	η (%)*	Input(KW)	Q(KW)	Q(%)
4800	5	25	3.75	84.7	4.43	0.68	26.7
	10	50	7.5	87.7	8.55	1.05	41.2
	20	100	15	85.5	17.55	2.55	100
	25	125	18.75	81.0	23.14	4.39	172
6000	5	25	3.75	88.3	4.25	0.50	19.6
	10	50	7.5	88.3	8.50	1.00	89.2
	20	100	15	88.5	17.00	2.00	78.5
	25	125	18.75	85.0	22.10	3.35	132
7200	5	25	3.75	88.9	4.21	0.46	18.0
	10	50	7.5	89.2	8.41	0.91	35.7
	20	100	15	87.0	17.30	2.30	90.2
	25	125	18.75	86.0	21.89	3.14	123.5

こゝに*は第2.5.1表[3]に与えられた値を示す
 L(%)は定格出力20KVAを100パーセントとする値
 L(KW)は負荷力率を0.75とした値
 Q(%)は4800RPM出力20KVAの時の損失2.55KWを100パーセントとする値

第2.5.6表 出力特性の計算

W(lb/min)	N(RPM)	$t_c(^{\circ}C)$	Q(KW)
10	4800	40	3
	6000		3.35
	7200		3.68

伝熱量の値

第2.5.7表

$t_c(^{\circ}C)$ \ Q	4800 [Q=3 $\frac{250-t_c}{250-40}$ KW]		6000 [Q=3.35 $\frac{250-t_c}{250-40}$ KW]		7200 [Q=3.68 $\frac{250-t_c}{250-40}$ KW]	
	KW	%	KW	%	KW	%
120	1.86	73	2.08	82	2.28	90
80	2.43	95	2.71	108	2.98	117
60	2.72	108	3.04	119	3.33	131
40	3	118	3.35	132	3.68	144
0	3.57	140	4	157	4.38	172
-12	3.73	146	4.15	163	4.57	179
-40	4.15	163	4.63	182	5.09	199

第2.5.8表 伝熱特性の計算

(3) 伝熱線図

各回転数毎に縦軸 $\log W$ (パーセント値) 横軸 $\log Q$ (パーセント値) の座標上に

(2)項で求めた第2.5.8表に示す通風量 10 kg/min に於ける発電機損失の値を基準点として

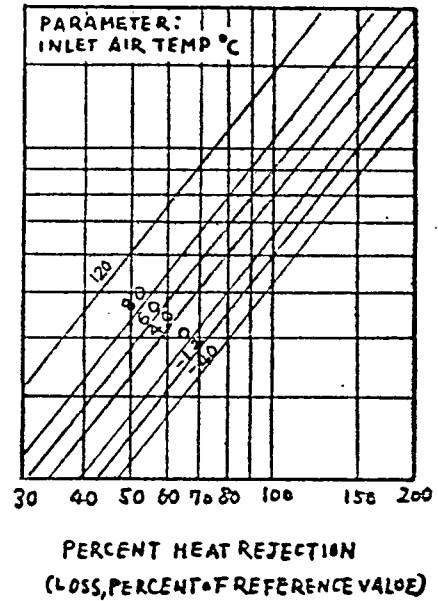
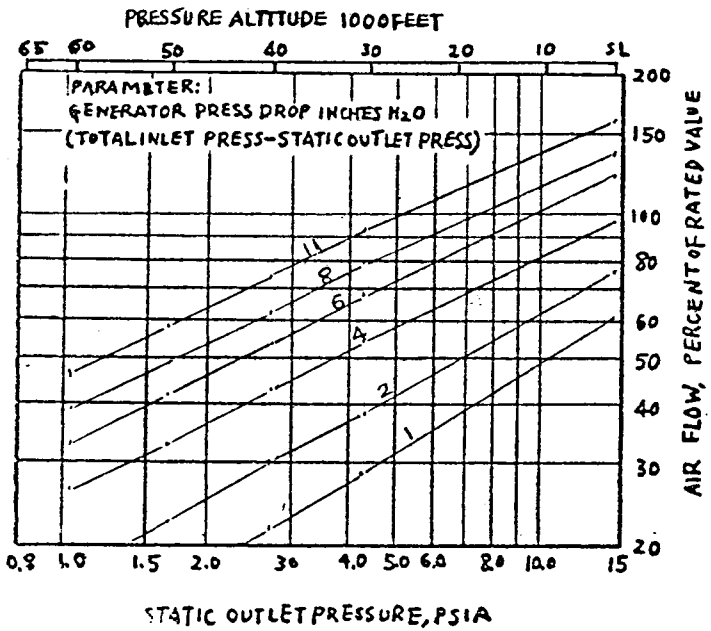
(1)項で求めた勾配 1.38

の平行線群を引けばこれらは(2.5.7)式を満足するから各冷却空気温度に対する伝熱線となり第2.5.3図各図の右上に示す伝熱線図を得る。尚上記の伝熱線図は回転界磁にのみ注目して求めたものであるが§2.3.4で説明したようにC級交流発電機では出力制限部位が移動することがあるから発電機としてのより正確な伝熱線図を求めるには他の部位即ち固定電機子及び駆動側ベアリングについても上記と同様の計算により伝熱線図を求め同一空気温度に対する各伝熱線を重畳して最も左上にくる部分をとればよい。事実本例の発電機を実測した結果によれば§2.3.4に示したように空気温度 12.0°C の時のみは駆動側ベアリングが出力制限部位になるから第2.5.3図各図の同温度に対する伝熱線のみは多少甘くなっている筈である。

§ 2.5.4 高度定格図表

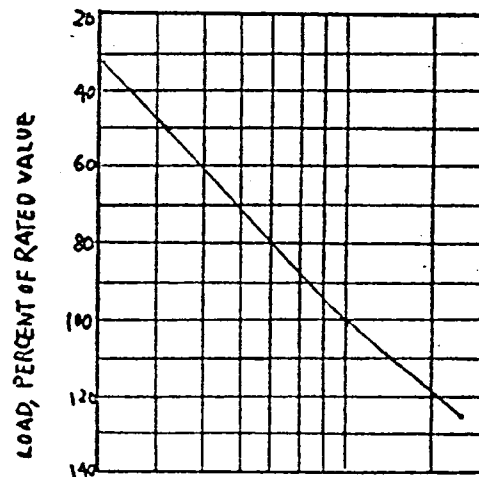
以上第2.5.4, 2.5.6及び2.5.8表の値並びに§2.5.3(1)に於いて求めた γ の値 1.38 を用いて各特性線図を画き、これを MIL-G-6099A 指定の形式にまとめたのが第2.5.3図(A)(B)(C)でありこれが求めるこの発電機の高度定格図表である。

本章の計算によって得た図表の値を先きに揚げたオールティテュードチャンバーを用いて実測した高度定格図表第2.1.11図(A)(B)(C)と比較してみると

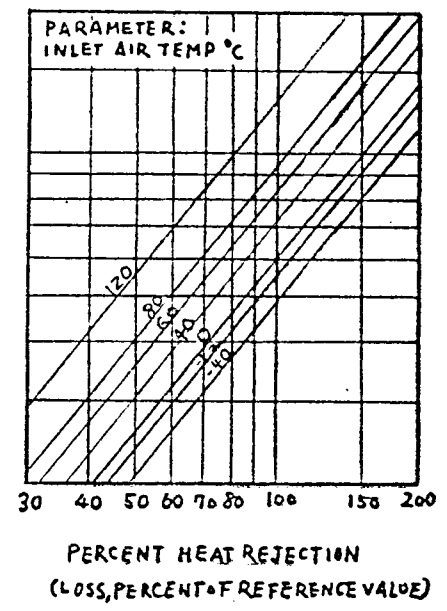
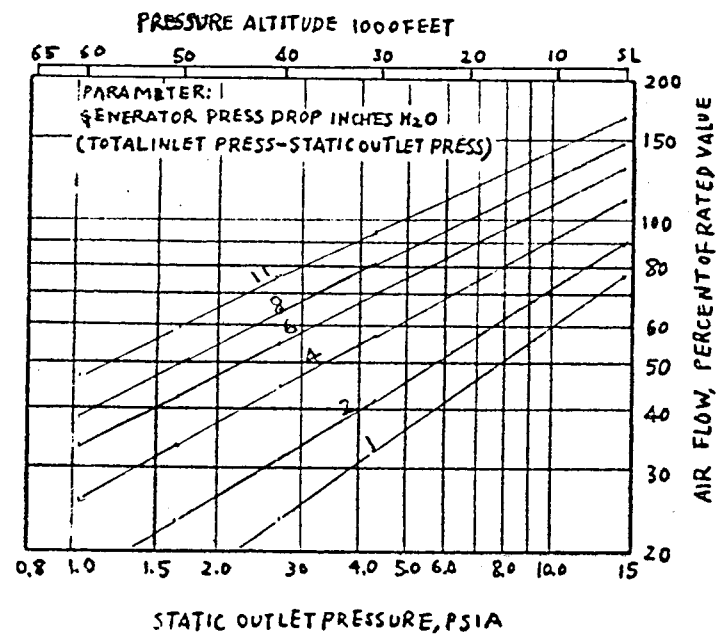


GENERATOR RATING CHART

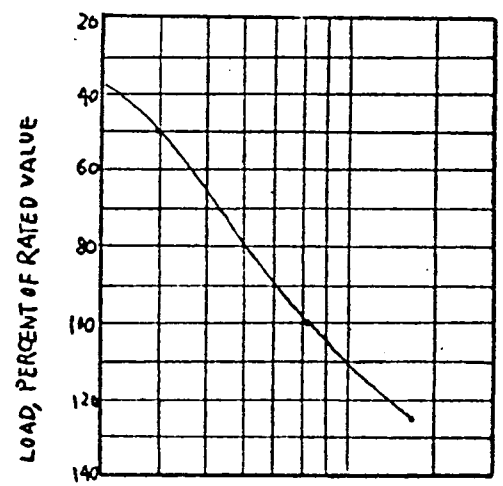
MANUFACTURER'S P/N: FG-104
 SPECIFICATION NO: CLASS C
 RATED LOAD: A-C 20KVA AT 120/208 VOLTS
 SPEED: 4800 RPM 3 PHASE
 RATED AIRFLOW 10 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 2.55 KW



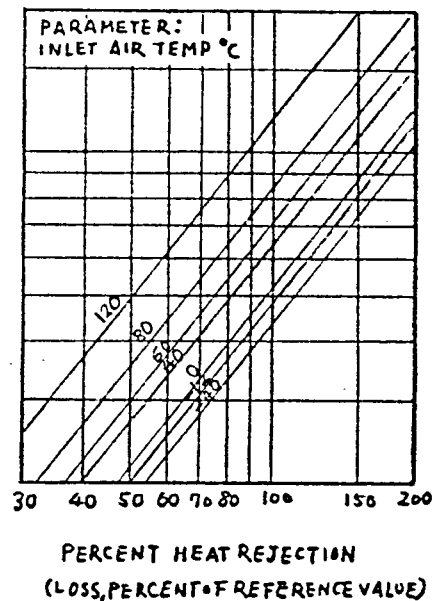
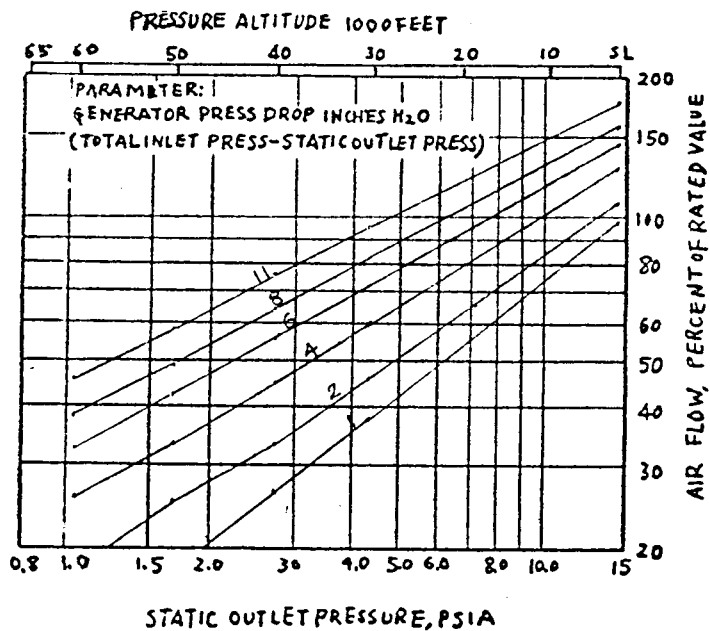
※ 2.5.3 図(A) 例(AI)発電機の計算による高度定格図表 (4800 RPM)



GENERATOR RATING CHART
 MANUFACTURER'S P/N: FG-104
 SPECIFICATION NO: CLASS C
 RATED LOAD: A-C 20KVA AT 120/208 VOLTS
 SPEED: 6000 RPM 3 PHASE
 RATED AIR FLOW 10 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 2.55 KW

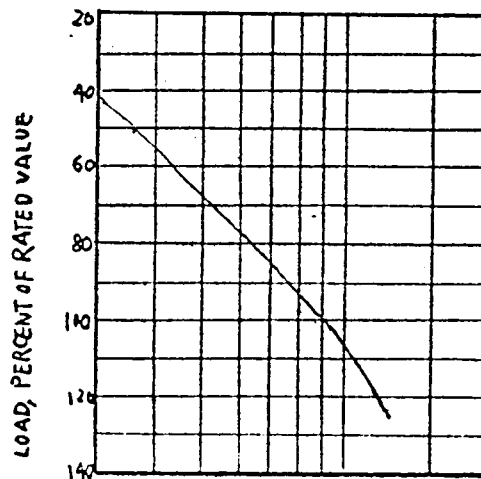


※ 2.5.3 図(B) 例(A1)発電機の計算による高度定格図表 (6000 RPM)



GENERATOR RATING CHART

MANUFACTURER'S P/N: FG-104
 SPECIFICATION NO: CLASS C
 RATED LOAD: A-C 20KVA AT 120/208 VOLTS
 SPEED: 7200 RPM 3 PHASE
 RATED AIR FLOW 10 LB/MIN
 RATED HEAT REJECTION 2.55 KW



第 2.5.3 図 (C) 例 (A) 発電機の計算による高度定格図表 (7200 RPM)

(a) 通風線図：計算による図表は地上条件に於ける実測値を基にして得られたものであるからそこでは一致するのが当然であるが高度条件に於いても各回転数共その通風量の値は±5パーセントの範囲で実測値と一致してをり、その傾向としては高度の高い方で通風量を大きく計算してゐる。これは§2.5.2(1)に於いて地上条件で求めた空気導入係数を高々度でも適用出来るとした時懸念したように高々度に於ける空気密度の減少によるレイノルズ数の減少を無視したためと思はれる。

(b) 伝熱線図：§2.5.3(3)で前述したようにこの計算に於いては交流発電機では通常大部分の使用範囲で回転界磁が出力制限部位になることからその部位についての伝熱線を求め勾配1.38を得たが一方実測に於いては各回転数共パラメータである冷却空気入口温度が120°Cの時のみは駆動側ベアリングが出力制限部位でその勾配は1.2となっているがその他の温度では全て回転界磁で出力が制限されその勾配は1.41と計算による値と2パーセントの差で一致した。従つて120°Cの伝熱線では軽負荷時に於ける必要通風量が計算では少なくなり例へば伝熱量30パーセントでは各回転数共約10パーセント樂觀的に出た。

又基準点となる通風量100パーセント(この発電機の場合は10 lb/min)に於ける伝熱量は各回転数共冷却空気入口温度が0°C以上では±5パーセントの範囲内で一致したが、-12°C及び-40°Cの伝熱線のみは計算値の方が約18パーセント低く悲觀的に出た。これは第2.3.2表でも判るように実測による伝熱線図ではこれらの温度の線は大部分高度60,000フィートでの値で画かれてをり一方この型式の発電機では外部通風圧 ΔP は自藏冷却ファンによる内部通風圧 F に比べて冷却空気をローターの中空軸内通路(第2.2.1図参照)に導く量が多い

傾向にあるため高々度において内部通風圧が減った場合でも計算による場合は全通風量に対して地上での伝熱能力に基づく回転界磁の伝熱を考へてゐるので実際には同一通風量に対してローターの伝熱能力が増したような結果になっているためと思われる。

(C) 出力線図: これは地上条件に於ける実測値を用いて画かれているから第 2.1.11 図との間に差はない。

以上概観したように本章の理論を用いて地上条件に於けるデータから計算によつて求めた高度定格図表はオールティテネード・4チャンバーを用いての実測による図表と比較して実用に供しうる程度の誤差範囲で一致することが判つた。従つて本章の理論の誘導に際して設定した各仮定及びこの理論に用いられた各関係式はその範囲に於いて合理的なものであるということが出来る。

尚最後にこの高度定格図表は発電機出力定格は熱的制限からのみ決定されると言う仮定で画かれたものであるがその他に出力定格を制限するものとしては § 2.1.4(2) で説明したように刷子の摩耗現象がある。然し近年 § 1.3.1(1) に述べた刷子の高々度処理の進歩によつてこの問題は殆んどなくなり例へその危険があるとしてもその条件では発電機は既に熱的制限範囲にあると思われ、更に最近の無刷子発電機の発達等によりこの問題は解消したということが出来る。

即ち航空機用発電機の開発に當つて高々度に於ける使用の可否を判断するに際してこの高度定格図表の誘導法は大いに意義あるものと思われる。

結 論

以上航空機の高性能化にともない それに搭載される発電機に課せられる諸問題について研究した結果を論じたが、その主な成果を列記すれば下記の如くなる。

まず第1部で述べた 発電機容量とその体格の関係については

- (1) 航空機用発電機ではその電気装荷が一般用機と異りその出発点である基準電気装荷で既に大きく、又容量増加にともなう電気装荷の増加割合も理論上最大となるようにとられてをり従って極端な銅機械になってゐること、そしてこれは容量増加による体格の増大を最小に押へるものであることを示した。
- (2) その結果として 現在の入手可能な材料及び冷却方式をもつてしては容量増加には限度があり、又性能的にも電気比装荷の増大による電機子の深溝化と 航空機用としての特殊性である高々度使用と相まって直流機の場合整流困難が深刻な問題になることが判った。
- (3) このように容量に比して体格の小さくなってゐる航空機用発電機に於いて整流困難を解決するためには主極、補助極及び整流帯に対して一般用発電機とは異った電気設計をしなければならないことを述べた。
- (4) 整流にとって最悪の条件である高々度に於いて使用される刷子の材質、寿命、整流判定に対しても一般用発電機の場合と異なる考慮が必要であること、又電気比装荷が大きくしかもきりつめた設計をしてゐるため中性点に対して極めて敏感であるから刷子の摺動状況によっては整流乃至発電機外部特性を悪化させる恐れのあることを示した。

更に発電機の冷却とその出力定格の関係について論じた第2部に於いては

- (1) 航空機の飛行高度及び速度の増大に伴い強制空冷方式を採用する発電機ではその冷却能力が低下するから、所要の出力を確保するには発電機の熱定格を上げる必要があるが現在の冷却方式では熱定格を更に上げてその飛行条件の向上には余り寄与しない処まできてゐることを示した。
- (2) 強制空冷方式では飛行条件によって冷却能力が変化するから発電機の規定壽命を確保しうる出力定格も変動する。この冷却条件と出力定格の関係を示す高度定格図表は通常オールティテュード・チャンバー内での実測によって求めてゐるがその現象は複雑で測定結果にバラッキ乃至非再現性が入りやすいのでその標準測定方法を確立した。
- (3) 更にこの高度定格図表を上述のように実測によって求めることは膨大な設備と時間、労力及び費用を要し簡単には行へないのでこれをかかる膨大な設備を用いずに地上条件に於ける測定データのみから計算で求める方法を確立する目的でまずこの高度定格図表の基となる発電機の通風特性及び伝熱特性を支配する関係式を誘導しそれが実際の現象に適用出来るものであることを確認した。
- (4) 次にこれらの関係式を用いて地上データのみから計算によって高度定格図表を匡く方法を实例によって説明し、それがオールティテュード・チャンバーを用い実測によって求めた高度定格図表と比較して実用上信頼出来る精度のものであることを確認した。

以上が本研究に於ける結果の要旨であるがこれによって例へば第1部の研究結果によれば航空機用発電機設計の優劣を判定できるのみならず、又この種発電機は本論文中に説明したように発電機としての機能を果す一つの極限の姿を示したものと云ふことが出来るから他の一般用、特に航空機と同様小型軽量であることを要求する他の輸送機関例へば車

輻用乃至船用等の発電機の設計にもこの研究結果を応用してその性能向上に資するものと思はれる。尚このようにきりつめた体格による交流機
の特性への影響の考察についても右刻まとも次第報告する予定である。
又本二部で論じた解析的に高反定格回表を求める方法によれば従来航空
機用発電機の開発に当って実測でそれを求めることによって要した時間
労力及び費用を大巾に節約することが出来、更に航空機用発電機では元
来体格を最小にし出力を熱的極限状態で使用するよう設計されてゐる
ためその容量が異つても必要な冷却特性は似たものになることが考へ
られるから本研究で求めた各関係式を用いることによつて発電機の計画
の段階に於いてその高反定格を予想することが出来る。尚この高反定
格回表の解析的誘導法に於いてその計算を煩雑化させることなく更に精
度を上げることが今右に残された課題と思ふ。

又現在の材料及び冷却方法を用いる限りその発電機の容量にもそれを塔
載する航空機の飛行条件にも限界があることを述べたが現在すでに一応
その限度にまで見ることが出来。例へば将来の超音速商用機等では
更にその発電機容量及び飛行条件は拡大されることが予想されるがそ
れには重期的な耐熱材料が出現しない限り他の冷却方法例へば現在の強
制空冷方式を強制油冷方式に変へる等せねばならないものと思はれる。
然しその場合に於いても冷却媒体が空から油にかわるのみで熱放散の
機構は原理的には変はらないから本研究の結果を適用することが出来る。

文 献

- (1) MIL-G-6099A: Generators and Regulators, Air-Cooled, A-C, Aircraft, General Specification for (1958)
- (2) MIL-G-6162: Generators, 30-Volt, Direct Current, Aircraft Engine Driven, General Specification for (1955)
- (3) 竹内; 電気機器設計学 (1946) 電気日本社
- (4) 竹内; 発電機の体格と熱特性 (1951) オーム社
- (5) 上田; 電気機械設計 (1939) 太陽堂
- (6) 川田; 電学誌, 81, 1616 (1961)
- (7) 電気学会編; 電気工学ハンドブック, 782 (1951)
- (8) 執行; 電気機械設計論 (1956) 丸善
- (9) V.P. Koracik; AIAA Paper 64-794 (1964)
- (10) R.L. Mills.; AIEE Trans, 69 pt. II 1347 (1950)
- (11) D.G. Scorgie; AIEE Trans, 69 pt. II 1312 (1950)
- (12) D.G. Scorgie; AIEE Trans, 72 pt. II 327 (1953)
- (13) MIL-R-6809; Regulator, Voltage, 30-Volt, Direct Current Generator, General Specification for (1955)
- (14) 服部; 直流機 (1941) 協成社
- (15) 防衛庁 3研; 研究試験報告 81 (1959)
- (16) 特許出願公告昭 36-2759; 瞬間薄膜被覆ブラシ (1961)
- (17) US Patent 2414514; Dynamoelectric Apparatus Brush (1947)
- (18) 特許出願公告昭 36-914; 摺動接触材 (1961)
- (19) 特許出願公告昭 36-23059; 電気刷子 (1961)
- (20) R.F. Sims; Proc. IEE, 100 183 (1953)

- (21) R.F. Sims; *Proc. IEE*, 101 217 (1954)
- (22) 一木, 花園; *日立評論*, 40 50 (1950)
- (23) 特許出願公告昭 32-24901; 電気接触刷子およびその製造法 (1963)
- (24) 藤本; *オーム*, 45 124 (1952)
- (25) 一木; *日立評論*, 33 187 (1951)
- (26) JEC-54 (1954)
- (27) MIL-I-6181D; *Interference Limits, Tests and Design Requirements, Aircraft Electrical and Electronic Equipment* (1959)
- (28) AIEE Test Code No. 800; *DC Aircraft Rotating Machines* (1953)
- (29) R.M. McInney; *AIEE Trans*, 76 pt. II 217 (1957)
- (30) JTO IF-104J-1; *F-104J Flight Manual* (1963)
- (31) J.M. Marzolf and D. Friedman; *Naval Research Laboratory Report* 4042 (1952)
- (32) J.M. Marzolf; *Naval Research Laboratory Report* 4355 (1954)
- (33) D.H. Scott; *AIEE Trans*, 73 pt. II 455 (1954)
- (34) W. Robinson; *AIEE Trans*, 76 pt. II 192 (1957)
- (35) C.S. Hudson; *Proc. IEE*, 112 63 (1965)
- (36) D. Friedman; *Naval Research Laboratory Report* 5169 (1952)
- (37) C.S. Martin; *AIEE Trans*, 74 pt. II 493 (1955)
- (38) J.M. Marzolf; *Naval Research Laboratory* 4445 (1954)
- (39) C. Gazley; *Trans, ASME*, 20 79 (1952)
- (40) J. K. Vennard; *Elementary Fluid Mechanics* (1940)
John Wiley & Sons
- (41) 機械学会編; *機械工学概覧* 11-23, 11-12 (1951)
- (42) P. Leberbaum; *AIEE Trans*, 63 955 (1944)

(43) D. Friedman; Naval Research Laboratory Report 4610
(1955)

(44) 橋, 福井, 三ヶ村; 機誌, 29, 1360 (1963)

(45) JIS IV 0201 (1954)

謝 辞

この研究は神鋼電機株式会社に於いて行ったものであるが、その研究及び実験の実施にあたっては同社航空電機部諸兄の御協力及び三菱重工業株式会社岡本英一氏の御教示に負うところが大きい。又論文の作成にあたっては京都大学教授林重憲博士の御懇切な御指導を戴いた。欄筆にあたり上記の方々に渾んで感謝の意を捧げる。