

220249

航空发电机



А. И. 別尔金諾夫 著

中南礦冶學院

圖書館藏

國防工業出版社

航空发电机

A. И. 别尔金诺夫著

刘书麟等译

国防工业出版社

內 容 簡 介

本书闡述了航空电机的概論和一般及特殊航空发电机的理論，分析了苏联及外国航空电机制造业的某些經驗和新綫路。

本书可作为航空学院“航空电机”和“特殊电机”課程的教科书，并可用于課程設計或毕业設計，亦可供有关技术人員参考。

本书原由刘书麟、李国忠、何子君、霍明、刘占信、范曾琪等同志翻譯(廖运时、張培基、呂熙泰、王思忠、余奕、胡家侖等同志也参加了部分翻譯和校对工作)，譯稿付印前又由溫金权(第一章，第二章)、刘凱(第三章，第七章)、陈格瑜(第四章，第五章)、李国忠(第六章)、刘深(第一章，第二章，第四章，第五章)、朱心恪(第三章，第六章，第七章)等同志重新进行了文字和技术校訂，并对原书的个别印刷錯誤作了訂正。

АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРИ-
ЧЕСКИЕ ГЕНЕРАТОРЫ
А. И. БЕРТИНОВ
ОБОРОНГИЗ 1959

航 空 发 电 机
刘书麟等譯

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 071 号
国防工业出版社印刷厂印刷 新华书店北京发行所发行

787×1092 1/16 印張 22 7/8 534 千字

1963 年12月第一版 1963 年12月第一次印刷 印数: 0,001—1,350 册

統一书号: 15034·685 定价: (11-6)4.20 元

目 录

序言	5	4-3 漏磁	180
緒論	6	4-4 永磁发电机工作状态	184
第一章 航空电机概論	9	4-5 永磁发电机的結構	198
1-1 航空电机的工作条件	9	4-6 永磁发电机电压調整	205
1-2 对航空电机的基本要求	14	4-7 永磁发电机解析理論基础	215
1-3 航空电机及供电系統的分类	15	第五章 感应子发电机	232
1-4 电压、频率和相数	20	5-1 感应子发电机概論	232
1-5 航空电机的損耗	46	5-2 感应子发电机理論基础	235
1-6 航空电机的发热和冷却	53	5-3 关于感应子发电机設計的几点意見	243
第二章 航空发电机概論	77	第六章 航空直流发电机	252
2-1 航空发电机的分类	77	6-1 航空直流发电机概論	252
2-2 技术要求和主要技术指标	78	6-2 电樞反应	268
2-3 直流和交流航空发电机的拖动	80	6-3 航空直流发电机的特性曲綫	273
2-4 关于获取恒定频率交流电問題	84	6-4 直流换向	285
第三章 航空交流发电机	103	6-5 高空条件下的滑动接触	296
3-1 航空交流发电机概論	103	6-6 换向极和补偿繞組	300
3-2 同步发电机的激磁和自激	109	6-7 起动发电机	314
3-3 稳定(复激)激磁系統	116	第七章 航空发电机并联运行	323
3-4 同步发电机的分析(計及电樞有效电阻)	126	7-1 并联运行概論	323
3-5 航空发电机特性曲綫	142	7-2 电抗負載的分配	325
3-6 单相同步发电机	154	7-3 有效負載的分配	330
第四章 永磁发电机	164	7-4 并联連接	335
4-1 永磁发电机概論	164	7-5 变流机的并联运行	342
4-2 永磁材料	169	7-6 可变频率发电机的并联运行	348
		7-7 直流发电机的并联运行	350

序 言

电能的广泛应用,是提高飞行安全和空战能力的重要条件之一。飞行器的电气化程度,主要决定于发电机的额定功率,电气化机构的数量,即电动机、仪器、仪表和继电器的数量。因而,航空电气机械师,特别是航空电机专家的作用和责任显得愈益重大。

航空电机具有许多与其使用条件有关的特点。因此,目前航空电机制造业已成为航空电气技术的一个独立部门了。

现今,有许多论文阐述了航空电机的个别理论和应用问题。某些有关航空电机的问题,在航空电气设备一类的书中已作了探讨。但是,有关航空电机的书籍,特别是适用于高等学校“航空电机”教学大纲的教材,迄今尚无。

上述情况使作者的任务更加艰巨。因为,大部分问题要依据这方面的现有经验,以及利用作者的理论和实验研究成果重新编写。

本书的材料,是作者于1950~1956年间,为以奥尔忠尼启则(С. Орджоникидзе)命名的莫斯科航空学院学生授课用的讲稿。

本书适用于具备“电工理论基础”,“电机学”和“电气测量”基础课程的读者。

全书共分两册。第一册叙述了一般和专用航空电机和航空发电机。第二册则介绍航空自动装置电机:电动机、变流机、自整角机和电机放大器。

作者对本书编审苏联科学院通讯院士技术科学博士拉里诺夫(А. Н. Ларионов)教授,阿达别科夫(Г. И. Атабеков)教授,技术科学博士罗曼诺夫(М. Ф. Романов),高勒果夫斯基(Ф. И. Голгофский)工程师,对给本书手稿提出许多宝贵意见的技术科学副博士费道谢耶夫(А. Ф. Федосеев),对完成本书曲线计算和方程式验算繁重工作的列克柯娃-别尔金诺娃(А. Е. Легкова-Бертинова)工程师,以及担负本书编辑工作的技术科学副博士伊斯特拉托夫(В. Н. Истратов),表示感谢。

作 者

緒 論

現代飛行器的飛行速度、高度、航程和飛行安全性能的提高，在頗大程度上取決於飛行器電氣化的水平和質量。航空設備的電氣部分和無線電部分保證在日間和夜間作可靠的短時間和長時間的高速高空飛行（利用無線電導航裝置進行盲目飛行、在任何氣候條件下起飛和著陸、所在地的自動定位、空中加油和防冰等）。

飛行器的特種設備，是作用原理和結構各不相同的儀表、電器、機構和電機的複雜綜合體。

為了使設備和其操縱機構動作，可用體力、電、液壓、氣動、機械、化學和火藥等能源。

在各種能量中，電能是最通用的。它用以驅動飛行器的各種裝置和設備（發動機組、操縱機構和起落架、通訊和照明、取暖、加溫 and 通風、航行-駕駛設備等），其他種類的能量則僅限於局部使用。

借助電能可使各種操作自動化，從而提高其動作速度、可靠性和準確性，並且減輕飛行乘員的勞動。

航空電機製造業的發展同航空技術和一般電機製造業的進步，以及飛行器電氣化程度的提高，是密切相關的。

1869 年洛迪金（А. Н. Лодыгин）設計了一種比空氣重的帶有電動機的飛行器——“電氣飛機”。

根據飛行器電氣設備的特殊工作條件，洛迪金曾設計了一台特種高速電動機和調節器，並且在人類生活中還沒有採用電氣照明（70 年代末葉）之前，就考慮了電氣照明。

當時，雅布洛契科夫（П. Н. Яблочков）創造了一種特殊的蓄電池來作為電動機的電源。

在十九世紀 80 年代，出現了借助於電纜從地面電源供電的早期直升飛機。由於沒有既經濟而外廓尺寸又小的化學電源，電動機的使用受到了限制。

在 1914 年第一次世界大戰前夕，洛迪金又設計了第二種電氣飛機。這種飛機有四台螺旋槳推進器，用四台電動機驅動。電動機的電能是用發電機供給的，而發電機則由 20 馬力的內燃機拖動。

1930 年在庫列巴金（В. С. Кулебакин）的領導下，完成了電力驅動的飛機的設計。此後於 1935 年，在約瑟非揚（А. Г. Носпфьян）的領導下，製造了直升飛機電力驅動用的特殊結構電動機。但是，由於重量指標不理想，當時電力驅動在航空方面沒有得到應用。

電能在飛機上，首先是在通訊和點火技術方面得到應用的，而後應用於照明、信號和加溫，最後才應用於動力驅動裝置和各種設備的電氣化方面。

1912 年，俄國制成了第一批多發動機的轟炸機，並在“依里亞·姆洛茲”號飛機上安裝了第一批用電裝置：電氣照明裝置、電氣加熱裝置和無線電台。

1912 年，沃洛格金（В. П. Вологдин）為解決“依里亞·姆洛茲”號飛機無線電台的供電問題，設計了一台轉速為 4000 轉/分，功率為 2 千瓦，頻率為 1000 赫芝的感應子式發電機。發電機

是由航空发动机借助于皮带傳动的。此后,于1913年,沃洛格金又設計了功率500瓦的飞机发电机,于1915年設計了轉速为6000轉/分,功率为750瓦,頻率为1000赫芝的飞机发电机。

早期飞机应用頻率为600~1200赫芝的交流供电系統。因为主要的用电装置——火花式无綫电台,要求交流电,而对照明和加溫來說,則交流和直流均可。

1919年,航空上改用直流电。电源是蓄电池和功率为36瓦,电压为6伏的風輪发电机。

1929年以前,都是采用風輪机拖动功率不大于250瓦的直流发电机。仅在1934年,由于飞行速度的增大,才用主航空发动机代替風輪机来拖动发电机了。

1936年以前,飞机上所采用的电压为12伏,发电机的最大功率为500瓦。以后,由于电能的用量增大,发电机的功率提高到一千瓦,而电压也增高到24伏。这种水平一直保持到战前的1939年。

大家知道,洛迪金是首先提出将电力拖用到螺旋桨上的。实际上第一次使用电力拖动是在航空发动机的起动方面。

在1925~1926年間,塔拉萊(В. А. Талалай)用轉速为60000轉/分的同步电动机实现了陀螺轉子的拖动。

1926~1929年,在升压机、汽油泵、滑油泵和通風机上开始使用电力拖动。1930年,出現了可收放的起落架。这种起落架是用电力液压拖动装置(現今用电力拖动装置)收起和放下的。

到1939年,飞机的电气設備包括:发电机、蓄电池、点火系統、照明、加溫設備和檢驗-測量設備。在个别飞机上采用了起动航空发动机的电动起动机、起落架和着陆襟翼的电力拖动装置,但在大多数飞机上仍然是采用气动、液压或純机械式的傳动装置。

1939年,Пе-2型俯冲轰炸机(В. М. 彼得雅柯夫)的制造,是飞机电气化发展的轉折阶段。这种飞机破天荒第一次在起落架、水平安定面、着陆襟翼,以及在控制散热器、調整片和轉換增压器速度中广泛采用了电动机构。

截至第二次世界大战前夕,在主要和輔助設備上全部使用电能的优越性,还未得到承认。

在动力机构拖动方面,仍偏重于液压和气动拖动。起落架和襟翼的电力拖动,在輕型飞机上偶而也被采用。目前,电力拖动已代替了液压气动傳动。这是因为电气系統的某一处损坏,在大多数情况下,不致影响整个系統的工作,而液压和气动系統的损坏,則引起压力損耗并破坏整个系統的工作。

第二次世界大战是航空电气技术发展的轉折点。目前,电能已成为飞机設備最主要的能源。

1932年,在电气化最完善的飞机上,用电裝置的額定功率仅有5千瓦,1940年为30千瓦,而現在已达到数百千瓦。

現今,四发动机飞机的发电机額定功率,已超过100千瓦,即发电机的額定功率,在15年間(与1940年的6千瓦相比)提高到16倍以上。个别型别的飞机,其发电机的額定功率已超过250千瓦,而用电裝置的額定功率則为600千瓦。

近15年来,航空发电机的功率已增长到50倍。

在現代四发动机的飞机上,安装有200台以上50种不同型别的电机,其中包括約30台不同功率的发电机和变流机。

随着飞机尺寸的增大,电气设备和网路的相对重量也不断增加。如果在双发动机的军用飞机(10吨)上,电气设备的重量占所有设备重量的50%,则于四发动机的飞机(32吨)上,电气设备的重量将达80%,按其绝对值来说,则等于1200公斤。此时,网路的相对重量则从29%增至52%(表B-1)。

现代重型飞机电气系统的重量已超过2000公斤,而网路的长度约达100公里,可供1000台用电装置使用。

表B-1 三种军用飞机设备的重量分配表

飞机型号	双发动机的飞机		四发动机的飞机			
	10吨		16吨		32吨	
重量	绝对重量 (公斤)	相对重量 (%)	绝对重量 (公斤)	相对重量 (%)	绝对重量 (公斤)	相对重量 (%)
设备	576	100	1148	100	1516	100
无线电设备	172	30	286	23.4	254	16.70
仪表	46	8	122	10.6	110	7.25
防冰装置	45	8	136	11.8	125	8.25
电源	120	20.8	196	17	281	18.8
网路	83	14.4	249	21.6	626	41.0
起动电动机	50	8.7	93	6.1	95	6.1
其他	59	—	66	—	25	—
电气设备	285	100	667	100	1198	100
发电机	44	15.5	88	13	119	10.0
蓄电池	77	27	108	16	37	3.1
电动机	68	24	180	27	275	23.0
网路	83	29	249	37.5	626	52.0
在全部设备重量中 电气设备所占的百分比(%)	49.5		58		80	

现今,由于生产水平的提高,航空电气工程应解决以下主要问题:

- 进一步提高所有电气设备的可靠性,高空性及生命力;
- 降低重量,减小外廓尺寸及提高电机、仪器和仪表等的能量指标(效率和 $\cos\varphi$);
- 进一步提高电气设备的高空和速度特性;
- 飞机操纵全部自动化和电气机械化;
- 广泛采用恒定频率的交流电;
- 设计交流自动控制 and 自动调整的电力驱动装置;
- 设计新型的航空发电机、变压器、电动机和调节器等;
- 提高电压和频率调节的准确性和稳定性;
- 研究航空电机的瞬变、不对称和应急状态,并改进防护系统;
- 制订措施,提高飞机的电气安全性;
- 发展航空电机理论及改进其设计方法。

第一章 航空电机概論

1-1 航空电机的工作条件

航空电机(AЭM)的工作条件与普通电机的工作条件差别很大,其主要条件如下:

- a) 高空性达 25 公里和 25 公里以上;
- б) 飞行器的速度为亚音速和超音速;
- в) 由于振动、抖动和加速度所产生的机械过载;
- г) 任意空間位置;
- д) 使用期限短。

高 空 性

高空性由环境空气参数(温度、密度、压力、湿度、成分、介电强度、比热等)来表征。

空气温度 空气温度与高度有关,如图 1-1 所示,图中所示为标准的及最大和最小的温度与高度的关系曲线 $t=f(H)$ 。

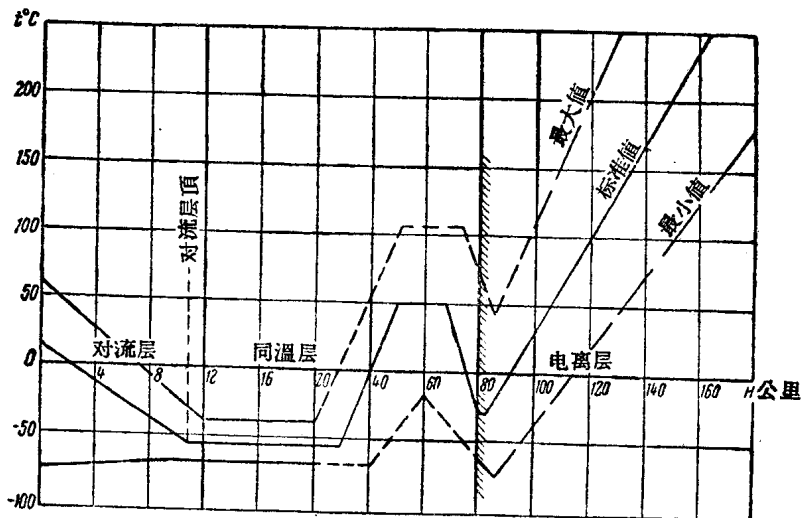


图 1-1 按标准大气无扰动气流的温度与海拔高度的关系曲线。

无扰动的机外的空气温度在对流层范围内(11公里内),随飞行高度 H 的增加而降低,以后在高度约为20公里的范围内保持不变;当 $H > 20$ 公里时,温度随飞行高度而升高,当高度为40公里时达到 0° 。

空气温度与高度、季节和地区有关。为了计算方便,常采用国际标准大气(CA),国际标准大气取温度平均值(表 1-1)。

表 1-1 标准大气(CA)

高度 H 公里	气 压 p_H		$\frac{p_H}{p_0}$	温 度		$\frac{T_H}{T_0}$	重量密度	质量密度	$\frac{\gamma_H}{\gamma_0} = \frac{\rho_H}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{\gamma_H}{\gamma_0}} = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}$	空气的 动粘性 系数 $\nu \cdot 10^4$	音速 a_H	$\frac{v_H}{v_0}$
	毫 米 水 银 柱	公 斤 / 米 ²		T_H	t_H		γ_H	ρ_H	米 ² / 秒	米 / 秒	$= \frac{v_H}{v_0}$		
				°K	°C		公 斤 / 米 ³	公 斤 秒 ² / 米 ⁴					
-0.5	806.2	10960	1.061	291.25	18.25	1.011	1.285	0.131	1.049	1.024	0.139	342.1	0.965
0	760.0	10332	1.000	288	15.00	1.000	1.225	0.125	1.000	1.000	0.144	340.2	1.000
2	596.2	8105.4	0.784	275	2.0	0.955	1.007	0.1027	0.8215	0.9064	0.1679	332.5	1.165
4	462.2	6284.2	0.608	262	-11.0	0.9097	0.819	0.0835	0.6685	0.81766	0.197	324.5	1.37
6	353.7	4809.5	0.465	249	-24	0.8615	0.6598	0.0673	0.5384	0.73375	0.234	316.3	1.62
8	266.89	3628.4	0.351	236	-37	0.8194	0.5252	0.0536	0.4286	0.6546	0.2799	308.0	1.94
10	198.16	2694.0	0.261	223	-50	0.7743	0.4126	0.0421	0.3367	0.5803	0.339	299.4	2.35
11	169.63	2306.1	0.223	216.5	-56.5	0.7517	0.3638	0.03710	0.2969	0.5449	0.375	295.0	2.6
12	144.87	1969.5	0.191	216.5	-56.5	0.7517	0.3108	0.03169	0.2536	0.5036	0.4386	295.0	3.04
14	105.67	1436.5	0.139	216.5	-56.5	0.7517	0.2266	0.02311	0.18195	0.4300	0.6013	295.0	4.18
15	90.24	1226.9	0.1187	216.5	-56.5	0.7517	0.1935	0.01974	0.15795	0.3974	0.7041	295.0	4.89
16	77.07	1047.8	0.1014	216.5	-56.5	0.7517	0.1653	0.01686	0.1319	0.3673	0.8244	295.0	5.72
18	56.21	764.23	0.074	216.5	-56.5	0.7517	0.1206	0.012296	0.09839	0.3137	1.130	295.0	7.85
20	41.00	557.41	0.054	216.5	-56.5	0.7517	0.08795	0.008968	0.07176	0.2679	1.550	295.0	10.75
22	29.9	406.57	0.0394	216.5	-56.5	0.7517	0.06415	0.006541	0.05234	0.2283	2.125	295.0	14.75
24	21.18	296.54	0.02870	216.5	-56.5	0.7517	0.04679	0.004771	0.03818	0.1954	2.913	295.0	20.35
25	18.63	253.25	0.0245	216.5	-56.5	0.7517	0.03996	0.004075	0.03260	0.1806	3.411	295.0	23.75
26	15.910	216.29	0.0209	216.5	-56.5	0.7517	0.03412	0.00348	0.02785	0.1669	3.994	295.0	27.75
28	11.60	157.76	0.01527	216.5	-56.5	0.7517	0.02489	0.002538	0.02031	0.1425	5.476	295.0	40.1
30	8.464	115.07	0.0111	216.5	-56.5	0.7517	0.01815	0.001851	0.01481	0.1217	7.507	295.0	52.2

在对流层范围内,标准大气的无扰动空气温度与高度的关系可由下列方程式求得

$$t = (15 - 6.5H)^\circ\text{C}, \quad (1-1)$$

式中 H ——高度(公里),而 15° ——760 毫米水银柱压力下海平面的原始温度。

在高度 $H = 11 \sim 30$ 公里的同温层中(等温大气),空气的温度为:

$$t = -56.5^\circ\text{C} = \text{const.}$$

在设计航空电机时,必须以无扰动气流的最不利的温度条件,即取最大的标准空气温度为出发点,该温度可用方程式

$$\left. \begin{aligned} t &= (60 - 8.33H)^\circ\text{C} && \text{当 } H \leq 12 \text{ 公里时} \\ t &= -40^\circ\text{C} && \text{当 } H > 12 \text{ 公里时} \end{aligned} \right\} \quad (1-1a)$$

求得。

空气密度 空气的重量密度(γ)和质量密度(ρ)与压力,温度和湿度有关,并且随着海拔高度的增加而降低。当高度在 11 公里以下时,根据标准大气(见表 1-1),空气的相对密度与高度的关系可按式近似求得

$$\rho_H^* = \frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{\gamma_H}{\gamma_0} = (1 - 0.0226H)^{4.256} \approx \frac{20 - H}{20 + H} \quad (1-2)$$

② 所有的相对值都用符号 * 表示,后同。

当高度 $H > 11$ 公里时, 可利用公式

$$\rho_H^* = \gamma_H^* \approx 0.3e^{-0.16(H-11)}, \quad (1-2a)$$

式中 H ——高度(公里); $\gamma_H(\rho_H)$ 和 $\gamma_0(\rho_0)$ ——高度 H 和海平面的空气密度; γ_H^* 和 ρ_H^* ——高度 H 的相对密度值, 而且

$$\rho = \frac{\gamma}{g}, \quad g = 9.81 (\text{米/秒}^2);$$

$$\rho_0 = 0.125 (\text{公斤秒}^2/\text{米}^4), \quad \gamma_0 = 1.225 (\text{公斤/米}^3).$$

空气压力 空气压力随海拔高度的增加而减小(表 1-1)。

空气相对压力值, 根据标准大气压, 可按下式近似求得:

$$\left. \begin{aligned} \text{和} \quad \frac{p_H^*}{p_0} &= \frac{p_H}{p_0} = (1 - 0.0226H)^{5.256} \quad \text{当 } H \leq 11 \text{ 公里时} \\ p_H^* &\approx 170e^{-0.16(H-11)} \quad \text{当 } H > 11 \text{ 公里时,} \end{aligned} \right\} \quad (1-3)$$

式中 $p_0 = 760$ 毫米水银柱 $= 10332.3$ 公斤/米²。

空气压力、温度和密度之间的关系可用气体的状态方程式确定

$$\frac{p}{\rho} = gRT_0.$$

如公式(1-2)变为

$$\frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{\gamma_H}{\gamma_0} = \frac{p_H}{p_0} \frac{T_0}{T_H} = \frac{p_H(273 + t_0)}{p_0(273 + t_H)} = 0.379 \frac{p_H}{273 + t_H},$$

或根据标准大气考虑 ρ_0 、 t_0 和 γ_0 值, 可得出:

$$\left. \begin{aligned} \text{和} \quad \rho_H &= 0.0473 \frac{p_H}{273 + t_H} \\ \gamma_H &= 0.465 \frac{p_H}{273 + t_H}, \end{aligned} \right\} \quad (1-4)$$

式中 p_H ——压力(毫米水银柱); t_H ——按标准大气高度为 H 的空气温度; $p_0 = 760$ 毫米水银柱; $t_0 = 15^\circ\text{C}$ 。

空气湿度 当环境空气温度为 $+20^\circ\text{C}$ 时, 空气湿度(相对值)可达 98%。

空气成分 随着高度的增加, 空气中的水分和氧气量减少, 而臭氧的浓度增高。图 1-2 中所示为氮气、氧气和饱和水蒸气的分压力与高度的关系曲线。20~30 公里高空下的臭氧量为 $(35 \sim 40) \times 10^{-5}$ 克/米³, 即为地面的 17~20 倍。

空气介电强度 当压力减小时, 空气介电强度降低。在 15 公里的高空中, 大气的介电强度约比海平面介电强度低 60%。电弧燃烧的持续时间 τ_r 随着高度的增加而增长, 在 15 公里的高空中, 当直流电压为 24 伏时, 电弧燃烧的持续时间大约增大一倍。

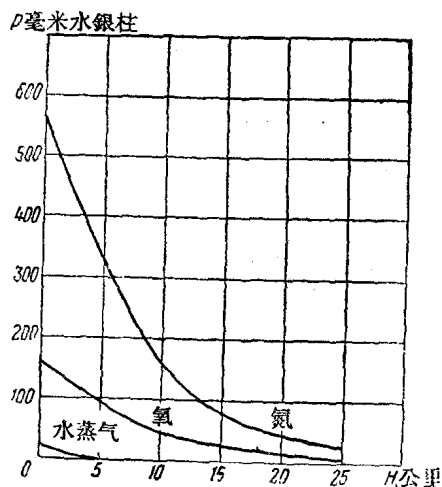


图 1-2 氮气、氧气和饱和水蒸气的分压力与高度的关系曲线。

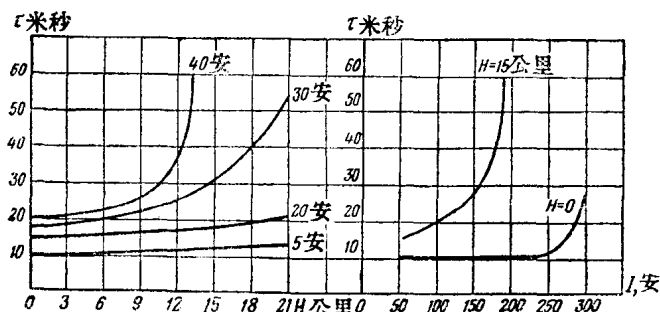


图 1-3 电弧燃烧持续时间 τ 与高度 H 和用于电感性电路中 125 伏直流接触器的断路电流 I 的关系曲线。

图 1-3 所示为电弧燃烧时间与飞行高度和断路电流强度的关系曲线。

环境空气参数随着高度增加而产生的变化，对电机的工作有不良的影响，冷却能力降低（特别是在同温层内，这里温度恒定，而空气密度逐渐变小）；换向条件恶化，因为滑动接触的火花等级和电刷的磨损率大大增加（在高空条件下，换向器上的火花容易

变成环火）。此外，由于温度降低，润滑油变稠和结构间隙缩小，结果使机构起动阻力矩加大，而当电离作用增强时，空气的导电性上升，介电强度下降，因而使换向机构的工作变坏。

最后，高空（20~30 公里）中高浓度的臭氧加强了大气对金属和有机材料的氧化作用，并使空气温度较标准大气的温度有所提高。

飞行速度

飞行器周围的空气温度和用于冷却电机的空气的温度随着飞行速度的增加而升高。

飞行器附面层、进气管和机身内温度的升高与飞行速度 v 的平方成正比，而与爬高时空气的稀薄度无关。

如果假设，机外空气以等于飞行器速度 v 的速度进入发电机的通风管内，随后又以 v_1 的速度流出，此时，由于电机通风系统内的气流阻滞所造成的气流温升，可用著名的伯努里（Бернулли）方程式求得：

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} g R t_1 = \frac{v^2}{2} + \frac{k}{k-1} g R t,$$

由此，如考虑到绝热压缩，空气温度将为

$$t_1 = t + \frac{k-1}{2kgR} (v^2 - v_1^2) ^\circ\text{C}。 \quad (1-5)$$

这样，由于运动速度损失，气流温度的增高值为

$$t' = \frac{k-1}{2kgR} (v^2 - v_1^2)。 \quad (1-6)$$

对于空气来讲，绝热指数 $k = \text{常数} = 1.4$ ；气体常数 $R = 29.27$ （公斤米/公斤度）和 $g = 9.81$ （米/秒²）。

在此种情况下

$$t' = 5 \frac{v^2 - v_1^2}{100^2} ^\circ\text{C}。 \quad (1-6a)$$

当气流全部阻滞，即处于临界点（此点空气流速为零， $v_1 = 0$ ）时，

$$t_1 = 5 \left(\frac{v}{100} \right)^2$$

和

$$t_{\text{топм}} = t + 5\left(\frac{v}{100}\right)^2 \text{ } ^\circ\text{C}。 \quad (1-66)$$

此处 $t_{\text{топм}}$ ——临界点温度, 亦称阻滞温度; t_d ——对无扰动气流温度的动增量。

随电机位置及其冷却方法不同而变化的冷却电机的空气温度与阻滞温度也不同。通常, 绝热压缩条件下的冷却空气温度低于阻滞温度, 即

$$t_{\text{охл}} = t + \rho_1 \left(\frac{v}{100}\right)^2 < t_{\text{топм}}, \quad (1-67)$$

式中 v (米/秒)和 $\rho_1 < 5$ 。

对于航空电机可取 $\rho_1 \approx 4.3$ 。

考虑到(1-1)和(1-67), 根据标准大气可得出:

$$\left. \begin{aligned} t_{\text{охл}} &= 15 - 6.5H + \rho_1 \left(\frac{v}{100}\right)^2 \text{ 当 } H \leq 11 \text{ 公里时} \\ t_{\text{охл}} &= -56.5 + \rho_1 \left(\frac{v}{100}\right)^2 \text{ 当 } H > 11 \text{ 公里时,} \end{aligned} \right\} \quad (1-68)$$

式中 t ——国际标准大气温度。

图 1-4 表示 $t_d = f(v)$ 和 $t_{\text{топм}} = f(v)$ 的曲线, 而图 1-5 则表示在高空及飞行速度等于 2M 时空气的温度。

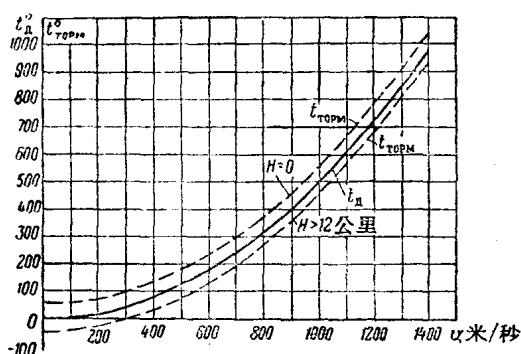


图 1-4 温度的动增量和阻滞温度(虚线)曲线当 $H=0$ ($t=60^\circ\text{C}$) 和 $H \geq 12$ ($t=-40^\circ\text{C}$) 时, t_d 和 $t_{\text{топм}} = f(v)$ 。

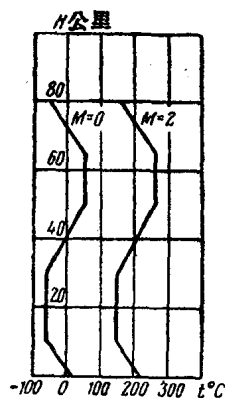


图 1-5 空气温度与飞行高度及速度 ($M=0$ 和 $M=2$) 的关系曲线。

当飞行速度达 300 米/秒(1080 公里/小时)时, 冷却空气由于气流阻滞的温升不超过 45°C , 但是, 当飞行速度为 $v=600$ 米/秒时, 冷却空气的温升将达到 180°C , 而当 $v=900$ 米/秒(3240 公里/小时)时, 则达 405°C 。

十分清楚, 当飞行速度 $v > 600$ 米/秒时, 电机的自行通风和强迫通风方法已经不能对电机起到冷却作用。

机械负载

航空原动机的振动、抖动、以及在作机动飞行(上升、下降、特技)和射击时产生的加速度, 使航空电机承受很大的机械应力。

振动和抖动的频率及振幅决定于飞行器和原动机的型别 频率和振幅值通常在战术技术要

求中提出。

机械负载通常随飞行速度的增加而增大,并可达到相当于 $10g$ 和更大的值。振动频率范围为 10 到 500 赫芝。

机械应力对电机的结构,特别是对连接组件有很大的影响。

空 間 位 置

飞行器及装在飞行器上的所有设备可能处于各种不同的空间位置。这对电机结构也同样有影响。这一点在进行设计时,特别是在选择轴承型别时,应尤其注意。

使 用 期 限

普通电机可连续工作 10~20 年。

航空电机的使用期限要短得多,由出厂日起,在三年半内,不加修理,应无故障地工作 500 小时。某些航空电机的使用期限可能还更短(例如,防冰装置的发电机和火箭上的电机等)。

使用期限影响热负载和电负载的选择,这些负载随使用期限的缩短而增大。此外,使用期限与轴承型别和尺寸,以及润滑油种类的选择也有关。

绕组绝缘的容许温度决定于电机的使用期限(耐久性)和所用绝缘的级别。

绝缘质的使用期限取决于温度。譬如,有机绝缘材料(A 级)在 100°C 的温度下可用 25 年,而在温度 200°C 下,仅能用 15 分钟。

绝缘质使用期限可按下列方程式求得

$$\tau = k_t e^{-0.098t} \text{ (小时)},$$

式中 k_t ——经验系数;

t ——绕组温度;

τ ——绝缘质使用期限。

A 级绝缘的系数 $k_t \approx 72 \times 10^7$, 当 $t = 150^{\circ}$ 时, $\tau = 1200$ 小时。

假若航空电机的使用期限为 500 小时,则可以相应地提高绕组的容许温度,从而也可提高绕组的电负载。

1-2 对航空电机的基本要求

航空电机应符合全苏电机标准。此外,由于工作条件的特殊性,对航空电机又提出了一系列的补充要求。这些要求也就是技术任务书(T3)的内容,根据技术任务书来设计产品和制定技术要求(TT),而按照技术要求提出设备订货。

技术任务书和技术要求所包括的主要问题是:

- a) 根据前节所述,显然,电机要在不同的加速度、温度、湿度、负载和应力下,在高空的任意位置下无故障地工作;
- b) 生命力,独立工作能力和维护简单;
- b) 最佳的重量和最小的外廓尺寸;

- г) 很高的机械强度;
- д) 防止无线电干扰;
- е) 防止滑油、水和燃料进入电机。

生命力 任何装置受到损伤仍能继续工作的能力称为生命力。这种能力保证装置的受损性小,并且在装置受到损伤时自动接通备用装置。

独立工作能力 飞行器不用于机场技术设备而进行工作的能力,称为独立工作能力。

由专用发动机拖动的备用航空发电机,可提高飞机的独立工作能力,因为当航空发动机不工作时,可以进行起飞的准备工作。

电机要求最佳的重量和最小的外廓尺寸是显而易见的,因为设备每一公斤多余的重量都将降低飞行器的有效载重重量和战斗性能,而电机于航空发动机外壳上的安置条件及在机构中的安装等,都要求减小外廓尺寸。

但是,电机最小重量问题应与其动力指标相协调。在降低效率的情况下减轻电机重量,就会使燃油消耗量增加并使飞行器的升力降低,从而产生相反的结果。因此,设计出重量最小且又符合于动力指标的最佳电机,是很重要的^①。

在航空方面,设计的总方向是设计重量最轻的设备。然而,电机重量最轻并不意味着飞行器具有最小的重量。航空发电机的效率越低,则由航空发动机所取的功率和冷却电机的空气消耗量也愈大。结果增大了航空发动机的功率(重量)和燃油的消耗量。因此,当计算航空电机的重量时,必须考虑到用于冷却的功率和燃油消耗量,以及由航空发动机所取的功率,也就是说必须以电机的飞行重量为出发点。此时,应根据飞行器的型别来解决电机的最佳重量和效率问题。

1-3 航空电机及供电系统的分类

目前,航空电机还没有一般通用的分类。

航空电机的使用范围很广,种类繁多,因而只能按其主要特征分类。下面按用途和型别介绍航空电机的主要分类:

- а) 主电路网、电气防冰系统、备用和专用装置的交直流电源发电机;
- б) 单相和三相变压器和自耦变压器;
- в) 航空拖动装置用连续、短时和重复短时工作的交直流电动机;
- г) 陀螺系统、雷达系统及其它系统的集中电源和单独电源的变流机;
- д) 控制系统的电机放大机;
- е) 航空仪表、解算装置和随动系统用的特种电机(自整角机、磁整步机、低惯性伺服电动机等)。

表 1-2 中所示为主要的航空供电系统,该系统可综合为四组:

- а) 低压和高压直流系统;
- б) 交流变频系统;

① А. И. Бертинов, Проектирование самолетных электрических машин, Оборонгиз, 1953.

表 1-2 航空供电系统

供电系统	发电		配电		附 注
	频 率	电 压 (伏)	频 率	电 压 (伏)	
直流供电系统	直 流	30 120 120 30	直 流	28.5 — 120 28.5	由变流机输出交流电
交直流供电系统	$f = \text{var}$	30 和大于 30	直流和交流	28.5 和大于 28.5	部分交变频率的交流电整流
交流供电系统	$f = \text{var}$	$U = \text{const}$	$f = \text{var}$	$U = \text{const}$	自动保持电压恒定
	$f = \text{var}$	$U = \text{var}$	$f = \text{var}$	$U = \text{var}$	自动保持 $(\frac{U}{f})^n = \text{const}$
	$f = \text{var}$	$U = \text{var}$	$f = \text{var}$	$U = \text{const}$ 和 $(\frac{U}{f})^n = \text{const}$	采用升压发电机保持 $(\frac{U}{f})^n = \text{const}$
	$n = \text{var}$ $f = \text{const}$	$U = \text{const}$	$f = \text{const}$	$U = \text{const}$	变频器、离合器、制动装置 电路
	$n = \text{const}$ $f = \text{const}$	$U = \text{const}$	$f = \text{const}$	$U = \text{const}$	自主装置
复合供电系统	$f = \text{const}$ 直 流	$U = \text{const}$ $U = \text{const}$	$f = \text{const}$ 直 流	$U = \text{const}$ $U = \text{const}$	由主拖动装置拖动的带直 流发电机的自主装置
	直 流 $f = \text{var}$	$U = \text{const}$ $U = \text{const}$	直 流 $f = \text{var}$	$U = \text{const}$ $U = \text{const}$	由主拖动装置拖动的交流 发电机和直流发电机
	$f = \text{var}$ $f = \text{const}$	$U = \text{const}$ $U = \text{const}$	$f = \text{var}$ $f = \text{const}$	$U = \text{const}$ $U = \text{const}$	由主拖动装置拖动的发电 机, 自主装置或由带离合 器的主拖动装置拖动的发 电机

B) 交流恒定频率系统:

r) 复合系统或综合系统。

供电系统的选择决定于飞行器的型别、用途和战术技术性能。由于飞行器的型别繁多, 还没有一种所有情况下都适用的唯一的供电系统。

直流系统 直流系统可以有 30 和 120 伏的电压, 也可以同时具有 30 和 120 伏的两种电压 (图 1-6 和 1-7)。

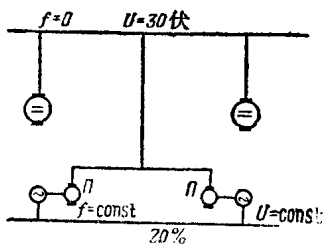


图 1-6 30 伏直流供电系统线路

II—稳定频率的直-交流变流机, 约消耗发电机 20% 的功率。

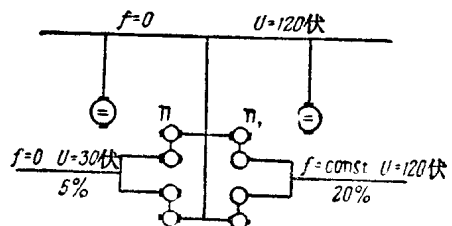


图 1-7 120 伏的直流供电系统线路

II—直流变直流的变流机; II1—直流变交流的变流机。