大飞机乘员舱热载荷的工程估算方法

张兴娟 杨春信 袁修干

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：大飞机乘员舱热载荷是指当维持大飞机乘员舱内温度、湿度恒定时，单位时间内传入(或传出)的净热量，它是确定大飞机温度调节系统能力的依据. 在查阅国外 25 种大飞机环境控制系统相关文献的基础上，提出了大飞机乘员舱热载荷的两种工程估算方法为：大飞机乘员舱热载荷与乘员数之间良好的线性关系，在确定乘员舱人数的前提下，采用工程估算模型 1 可以估算出乘员舱热载荷；大飞机乘员舱全舱结构壁传热系数为 2.45～7.97 W/(m^2 · ℃)，平均值为 4.93 W/(m^2 · ℃). 在环控系统初步设计时，如有乘员舱外形和构想，采用工程估算模型 2 也可简便地估算出乘员舱热载荷. 研究成果为大飞机的研制提供一定的理论指导.

关 键 词：热载荷；环境控制；传热系数

中图分类号：V 245.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)12-1503-04

Engineering estimation methods of thermal load of airplane

Zhang Xingjuan Yang Chunxin Yuan Xiugan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The thermal load of the airplane refers to the net heat transmitted in (or out) per unit time when keeping the constant temperature and humidity in the cabin of the airplane, which is the reference to estimate the ability of the temperature conditioning system. On the basis of consulting 25 kinds of foreign related literature on airplane environmental control system, two kinds of thermal load estimation method were proposed as follows. The thermal load of airplane passenger cabin had a good linear relationship with the number of passenger, under determining the number of cabin crew, using estimation model 1 could estimate crew cabin heat loads. The value range of the heat transfer coefficient of the aircraft whole cabin wall was 2.45 ～ 7.97 W/(m^2 · ℃) and the average value was 4.93 W/(m^2 · ℃). In the preliminary design of environmental control system, if the concept of shape is known, using estimation model 2 could also estimate cabin crew thermal load easily. The research results will offer some guidance for the development on civil airplane.

Key words: thermal load; environment regulations; heat transfer coefficients

大飞机设计大致经历以下 3 个过程：方案论证、初步设计和设计改进定型. 方案论证阶段一般只提出新机的总体技术指标，在该阶段中，大飞机环境控制系统应根据大飞机的总体技术指标进行原理图的设计，提出几种可能的原理性方案，并进行一些必要的原理性试验. 要进行原理设计和方案论证，乘员舱热载荷是必不可少的系统原始参数，为此必须首先确定热载荷的大小. 但在方案论证阶段，并没有乘员舱的具体结构数据，按理论方法进行计算是不可能的. 因此寻找一种简便的计算方法来近似估算乘员舱热载荷，对于大飞机在方案论证阶段中进行环境控制系统原理设计是十分必要的.

大飞机乘员舱热载荷是指当维持大飞机乘员

收稿日期：2009-02-27

作者简介：张兴娟(1969－)，女，江苏泰兴人，副教授，zhangxingjuan@vip.sina.com.

舱内温度和湿度恒定时，单位时间内传入(或传出)的净热量，它一般由通过乘员舱壁传入(或传出)的热流、经透明表面传入的太阳辐射热流、人体及乘员舱内电器等设备散发的热流构成.

本文在分析国外25种主要大飞机乘员舱最大制冷能力的基础上，提出了两种工程估算方法，可近似获得大飞机乘员舱热载荷，为大飞机乘员舱热载荷的确定或大飞机结构壁的传热设计提供理论参考.

1 工程估算模型1

表1列出了国外1954～2007年近60年间首次飞行的25种民用大飞机性能参数[1-5].

表1 民用大飞机性能参数列表

序号	年代	机型	每排座位数	最大制冷量/kW	最大乘员数/个	乘员热载荷 Q_p/kW	太阳辐射热 Q_s/kW	最大供气量/(kg·h^{-1})	乘员舱容积/m^3	
									计算值	文献值
1	1954	B707	7	53.7②	220	22	4.9	7650	245.9	228.6
2	1957	伊列克特拉	5	23.8①	102	10.2	3.2	4281	89.7	
3	1957	伊尔-18	5	23.8②	110	11	3.4	3900	96.5	
4	1959	康维尔-880	5	30.6②	114	11.4	3.5	4355	99.9	
5	1963	BAC1-11	6	30.9②	119	11.9	3.1	4390	104.2	
6	1963	B727	6	33.6②	134	13.4	3.5	4780	116.9	118.4
7	1963	伊尔-62	6	46.4②	186	18.6	4.8	7600	160.9	163
8	1964	三叉戟2E	7	33.5②	152	15.2	4.7	4760	132.3	125.7
9	1964	超VC-10	5	38.2②	178	17.8	3.9	5440	199.9	215.2
10	1967	B737	6	30.6②	132	13.2	3.4	4356	115.2	131.3
11	1969	F-28	11	19.1②	88	8.8	3.4	2720	79.7	
12	1969	B747	4	114.8②	421	42.1	5.9	16330	506.3④	789
13	1970	DC-10	8	86.0②	383	38.3	7.4	12240	422.9	
14	1971	VFW614	3	12.7②	42	4.2	2.2	1806	42.9	49.5
15	1972	A300	6	87.5②	336	33.6	8.7	12445	288.0	
16	1974	协和	5	34.5②	132	13.2	4.1	4902	115.2	
17	1980	MD-80	5	35.6②	142	14.2	4.4	5064	123.8	
18	1981	B767	7	52.8③	211	21.1	4.7	8440	236.0④	435
19	1982	B757	6	43.0③	172	17.2	7.4	6880	124.9	
20	1982	A310	6	72.3③	289	28.9	4.4	11560	207.9	210
21	1984	ATR-42	3	15.3②	52	5.2	2.7	2180	52.7	44.8
22	1987	A320	6	52.5③	181	18.1	4.7	6516	131.3	
23	1994	B777	11	93.6③	380	38	5.3	13680	457.8	
24	2007	B787-800	8	47.7③	217	21.7	7.9	7812	242.6	
25	2007	A380	7	122.1③	555	55.5	10.7	19980	777.4	

注：①为文献[1]给定值；②为给定供气量计算值，最大供气量由文献[1]得到；③为推算供气量计算值，即最大供气量取40 kg/(h·人)[3]；④为宽机身机型数值.

表1中，②，③为计算值，即通过 $Q_{max}=G_{max}C_p(t_c-t_k)$ 获得，其中：G_{max} 为制冷系统的最大供气量，C_p 为空气的定压比热，t_c 为乘员舱平均温度，按上限取26 ℃估算，t_k 为文献[1]提供的制冷系统的最低供气温度. Q_p 为最大乘员数与每位乘员的散热量之积，每位乘员的散热量按100 W计算[3]；Q_s 为透明表面的透射率、透明表面垂直于太阳射线的投影面积及太阳辐射强度的乘积，根据文献[3]，太阳射线到达地球表面的辐射强度为1025 W/m^2；乘员舱容积为计算值，计算方法见后，采用本文介绍的计算方法会有偏差，对于非宽机身的飞机机型而言，计算值与给定值误差小，说明乘员舱容积计算方法可行.

为保证飞机制冷系统工作的可靠性，制冷系统采用两套或以上的制冷设备，为了满足全高度飞行工况下的制冷性能要求，表1中的最大制冷量应该大于或等于飞机乘员舱热载荷. 本文为了描述大飞机乘员舱热载荷的工程近似估算方法，将最大制冷量暂定义为大飞机座舱的最大热载荷(含驾驶舱和乘员舱热载荷). 参考军用驾驶舱热载荷一般在5 kW左右，考虑到大飞机驾驶舱为气密舱，其驾驶舱热载荷占总的热载荷比例较小，本文先不考虑驾驶舱热载荷，同时忽略其泄漏热载荷和舱内表面之间的辐射换热，由于舱内电子设备发热量较小，也忽略不计，则大飞机的乘员舱热载荷 Q_z 主要由下式表示：

$$Q_z=Q_p+Q_w+Q_s \tag{1}$$

式中，Q_w 为乘员舱全舱结构壁热载荷，kW.

图 1 为 25 种机型的 Q_z 与乘员数 N 的关系曲线.可以看出,Q_z 与 N 有极好的线性关系,可以用下式描述:

$$Q_z = kN + b \tag{2}$$

式中,k,b 为系数,$k=0.2239$,$b=3.6$;相关性 $R^2=0.9749$.

在确定大飞机的乘员舱热载荷时,可以在预先确定乘员数的基础上,由式(2)估算出大飞机的最大乘员舱热载荷,为环境控制系统的设计提供参考.

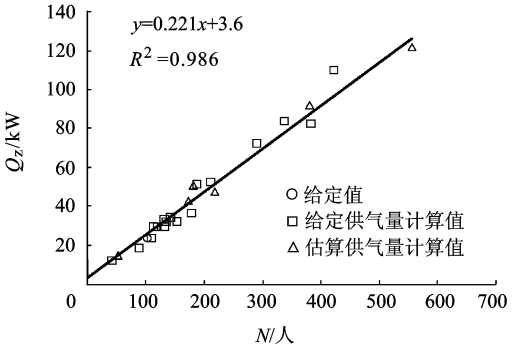


图 1　Q_z 与 N 的关系

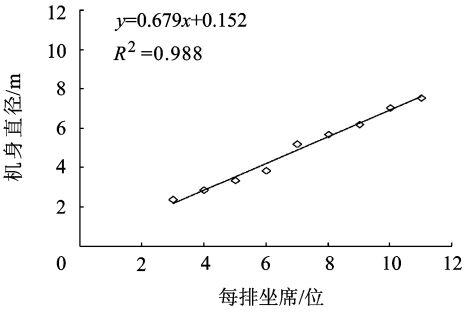


图 2　大飞机每排座位数与机身直径的关系

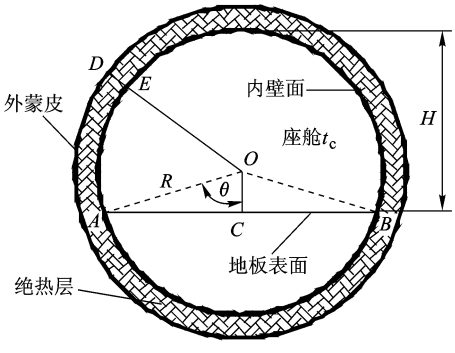


图 3　大飞机乘员舱剖面结构示意图

2　工程估算模型 2

2.1　乘员舱全舱结构壁传热系数

由式(1)可以计算出 Q_w,它是通过结构壁(含外壁和内壁(前、后隔舱壁和地板))热载荷之和.定义 Q_w 为

$$Q_w = KF(t_m - t_c) \tag{3}$$

$$K = \frac{Q_w}{F(t_m - t_c)} \tag{4}$$

式中,t_m,t_c 分别为蒙皮温度和舱内温度;K 为乘员舱全舱结构壁传热系数,W/(m²·℃);F 为飞机乘员舱外表面积,m².

由于大飞机最大制冷情况出现在地面情况,且起飞速度不大,则蒙皮温度可以按下式计算:

$$T_m = T_h(1 + 0.2Ma^2) \tag{5}$$

式中,T_m,T_h 分别为蒙皮温度和大气温度,K;Ma 为飞行马赫数.

T_h 按热天标准取 40 ℃;飞行马赫数参考 B757 飞行包线取 0.189,则计算得到 t_m 为 42.2 ℃;t_c 按有效温度取 26 ℃.

2.2　乘员舱外表面积 F 的计算

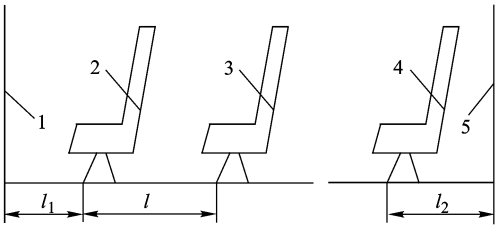
图 2 给出了大飞机每排的座位数与机身直径的关系[5],由图 2 可以看出,每排座位数与机身直径存在着线性相关关系.

根据文献[5],大飞机截面近似为圆形,如图 3 所示:O 为圆心;半径 R 由图 2 获得;H 为地板高度,取 1.9～2.5 m,本文取 2.2 m;DE 之间为乘员舱隔热层厚度,取 0.13 m;则大飞机乘员舱总的外表面积 F 可用下式计算:

$$F = \pi(R + \delta)L \tag{6}$$

式中,δ 为舱壁隔热层厚度,m;L 为乘员舱长度,m.

图 4 给出了乘员舱座椅的纵向布置图.



1—客舱前壁;2—第一排座椅;3—第二排座椅;4—最后一排座椅;5—客舱后壁.

图 4　座椅的纵向布局示意图

乘员舱长度 L 可用下式计算:

$$L = l_1 + (n_p - 1)l + l_2 \tag{7}$$

式中,n_p 为舱内座椅的总排数,可以采用乘员总数除以每排的座位数求得;本文的大飞机客舱多为Ⅲ级客舱,l 取 780～810 mm,本文取 800 mm;l_1 取 585 mm;l_2 取 750 mm.

乘员舱容积 V 按下式计算:

$$V = \pi R^2 \times \frac{\theta}{180} \times L \tag{8}$$

$$\theta = \arccos\left(\frac{H - R}{R}\right) \tag{9}$$

式中，θ 为 OA 与 OC 之间的夹角，(°).

2.3 计算结果

25种机型的 K 值计算结果见图5. 数值为2.45～7.97 W/(m^2·℃)，平均值为4.93 W/(m^2·℃).

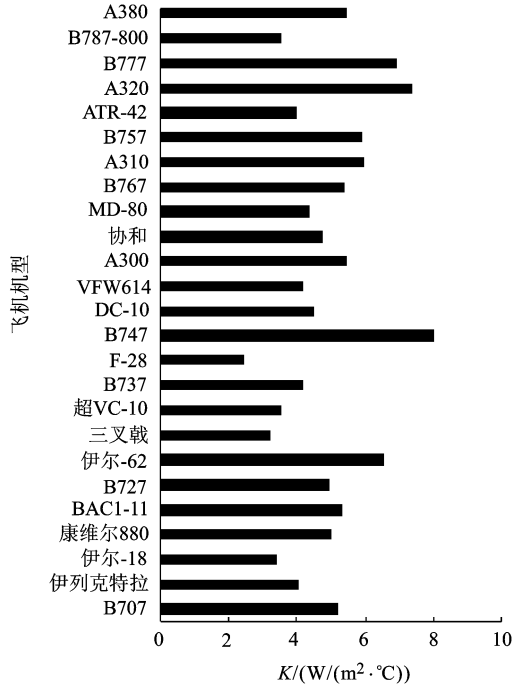


图5 不同飞机机型的乘员舱结构壁的平均传热系数

在环控系统初步设计时，如有乘员舱外形和构想，可以用计算出的 K 值简便地估算出乘员舱全舱结构壁热载荷，再加上乘员热载荷与太阳辐射热，即可得出乘员舱热载荷.

3 结 论

通过以上分析，本文提出的两种估算模型如下：

1) 采用工程估算模型1，通过大飞机 Q_z 与 N 之间的线性关系估算出大飞机的乘员舱热载荷；

2) 采用工程估算模型2，由 K 值为2.45～7.97 W/(m^2·℃)，平均值为4.93 W/(m^2·℃)，也可估算出乘员舱热载荷.

本文的研究结果为我国开展大飞机环境控制系统的研制提供很好的设计依据.

参考文献（References）

[1] 王恒斌，张宝霖. 国外飞机环境控制系统手册[M]. 北京：航空工业出版社，1980：116－275
Wang Hengbin, Zhang Baolin. Handbook of environment control system on foreign airplanes[M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 1980: 116－275(in Chinese)

[2] 路多，胡文超. 新一代干线客机A380和波音787的环境控制系统[J]. 航空科学技术，2005(2)：17－19
Lu Duo, Hu Wenchao. Environmental control system of new generation jet airliner A380 and B787[J]. Science and Technology of Aeronautics, 2005(2): 17－19(in Chinese)

[3] DeFrancesco G L. Condensing cycle air conditioning system [R]. SAE932056, 1993

[4] DeFrancesco G L. Appliction of the reverse-bootstrap air cycle environmental control system[R]. SAE891437, 1989

[5] 王仙. 民机座舱制冷系统性能研究[D]. 北京：北京航空航天大学航空科学与工程学院，2007
Wang Xian. The performance study of refrigeration system for airplanes cabin [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese)

[6] 寿荣中，何惠姗. 飞行器环境控制[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2004：6－73
Shou Rongzhong, He Huishan. Environment control of airplanes[M]. Beijng: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004: 6－73(in Chinese)

[7] 杨世铭. 传热学[M]. 北京：高等教育出版社，2004：9－11
Yang Shiming. Heat transfer[M]. Beijing: Higher Education Press, 2004: 9－11(in Chinese)

[8] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册11[M]. 北京：航空工业出版社，1998：1－12
Committee of handbooks of aircraft design. Aircraft design (11)[M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 1998: 1－12 (in Chinese)

（编 辑：李 晶）