歼击机座舱空气流动和传热模拟实验

沈海峰 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：对某型歼击机座舱的空气流动和传热进行了全尺寸地面模拟实验.模拟了气动热载荷和人体热载荷,并使用ATM2400型36通道多点气流和温度测量系统测量了5个测试面的速度场以及其中两个测试面和邻近服装表面的温度场.观察了供气流量和集中喷嘴开关对舱内空气流动状态和温度分布的影响,评价了该座舱的舒适性.结果表明:舱内速度场并非相对座舱纵向中心面对称分布,而座舱内壁面温度分布亦极不均匀;集中喷嘴全开和全关时,舱内气流速度场和温度场及邻近服装表面空气温度的分布情况差别显著,但对舱内气流平均速度和平均温度的影响不大;舱内气流平均速度随供气量呈线性变化.实验结果可为数值模拟提供验证依据.

关 键 词：座舱；空气分配系统；速度场；温度场；热载荷；舒适性

中图分类号：V 214

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)09-1108-05

Simulation experiment on air flow and heat transfer of fight plane's cockpit

Shen Haifeng Yuan Xiugan

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

Abstract: A full-scale experiment was carried out on air flow and heat transfer of a fight plane's cockpit. Aerothermal load and body heat load were simulated, and ATM2400 36-channel airflow and temperature instrument were used to measure velocity fields of 5 measurement planes and temperature fields of 2 measurement planes and near clothing surface. The influnce of air supply flux and the switch of nozzles was observed, and the cockpit comfort was assessed. The results show that velocity fields are asymmetry and temperature distribution on cockpit's inside wall is unevenness, and the switch of nozzles has great effect on velocity fields, temperature fields and temperature distribution near clothing surface while has little effect on the average velocity and temperature in cockpit, and the average velocity is linear with air supply flux. Experimental results can be used for proving numerical simulation accuracy.

Key words: cockpit; air distribution system; velocity field; temperature field; heat load; comfort

飞机座舱内空气流动和传热研究,涉及舱室通风空调,人体热舒适性,合理利用能源,改善空气品质及降低气流噪音等,因此是人机环境系统工程领域一个重要的研究问题[1-2].国内外各研究机构已就其涉及的座舱热载荷、座舱气流组织、热舒适性等方面展开了研究[3-7].然而,目前大多数研究都是采用CFD(Computational Fluid Dynamics)技术进行数值模拟,相应的实验研究却很少,除了国外进行过一些对旅客机乘客舱速度场的测量外[3-4],尚未见国内外进行过战斗机座舱内速度场和温度场的全尺寸实验研究.

另外,现在CFD技术中被广泛应用的一些计算理论或方法都是基于一些简化和假设,它们能否准确反映实际的物理过程,需要相应实验结果的验证和支持.故有必要进行全尺寸实验,以获得较完整的舱内气流速度场和温度场的实验数据,

收稿日期：2008-07-28

作者简介：沈海峰(1975—),男,江苏镇江人,博士生,shenhaifeng@gmail.com.

既可验证现有数值计算结果的准确性和方法的实用性,更可根据实验中观察到的现象改进现有的空气分配系统的设计和数值计算方法.

1　实验平台和设备

1.1　实验平台

利用某型歼击机座舱段(约 1.5 m×0.7 m×1.0 m)和高低温实验舱作为实验平台,该实验舱内装有辐射加热架(图 1),用以对座舱进行加热,模拟座舱气动热载荷.该座舱空气分配系统如图 2 所示,供气总管从人体左侧座舱靠近地板处进入,然后将座舱供气输送到各分流管路;其中后舱盖喷管和前风挡喷管均沿着舱盖的下边缘均布供气孔供气,左集中喷嘴水平正对人体左腹部,右集中喷嘴水平正对人体右胸部.



图 1　辐射加热架

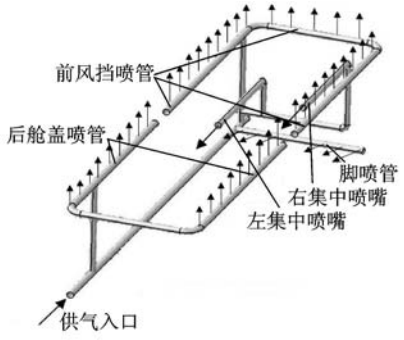


图 2　空气分配系统示意

1.2　实验设备和仪器

实验使用的主要设备和仪器有:Pt100 铂电阻制成的热电偶(测量范围 0～70 ℃,精度±1 ℃);实验用假人,为模拟人体热载荷,在其身上缠绕加热带,各部分的加热功率如表 1 所示;美国 DegreeC 公司 ATM2400 型 36 通道多点气流和温度测量系统,测定舱内的速度场和温度场,包含 36 通道 USB HUB(图 3)和 UAS 系列速度和温度传感器(图 4),传感器的探头直径 1 mm,速度和温度探头上下间距 5 mm,总重 25 g,组合在一根长 5 m,直径 1 mm 的电缆上,因结构紧凑精巧,故测量时对流场的影响较小.其量程和精度如表 2 所示.

表 1　人体各部位的加热功率

部位	比例/%	总功率/W
头	18.4	27.6
躯干	66.0	99.0
臂	7.3	10.95
腿	8.3	12.45



图 3　6 通道 USB HUB



图 4　UAS 传感器

表 2　UAS 系列传感器技术参数

速度传感器量程/(m·s^{-1})		速度传感器精度/%	温度传感器量程/℃	温度传感器精度/℃
UAS1200	UAS1300			
0.50～5.0	4.50～20	±5① ±8②	0～70	± 1③

注:①为 15～35 ℃内;②为操作极限温度(0 ℃和 70℃)时;③为 0～70℃内.

2　实验方案

2.1　实验状态

集中喷嘴全关和全开,总供气量分别为 150,200,250,300,350,400 kg/h.温度场测量实验在热路完全关闭和冷路全开状态下进行,供气通过涡轮降温后成为制冷空气.

2.2　测试面的选择和测点布置

速度场测量实验选取了如图 5 所示 5 个测试面:测试面 1 为人体正面,距人体表面垂直距离约 50～80 mm;测试面 2 与座舱地板平行,距地板约 600 mm;测试面 3 为座舱左、右对称面;测试面 4,5 与测试面 3 平行,并相对测试面 3 对称布置在人体左右两侧,距人体表面的垂直距离约 30 mm.测试面 1～5 上的测点均按照二维网格的方式布置,测点数分别为 23,21,16,18,18.

温度场测量实验选取了 3 个测试面,其中两个分别为图 5 中的测试面 1 和测试面 3,另外在邻近人体服装表面的头、鼻、颈、手、左肩、右肩、左胸、右胸、左腹、右腹、左肘、右肘、左膝、右膝、左小腿、右小腿共 16 个位置布置了测点.

此外,在座舱内、外壁上布置了若干测点,以监控对座舱进行加热时蒙皮表面温度和舱内壁温

度;同时,在靠近供气入口的涡轮出口处和座舱排气口处各布置了一个温度测点.

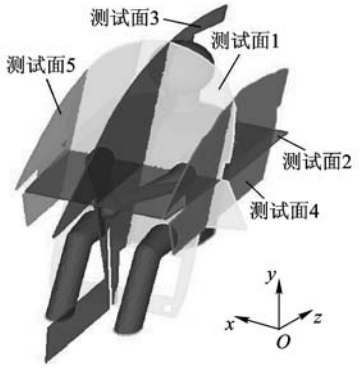


图5 速度场测量实验测试面示意图

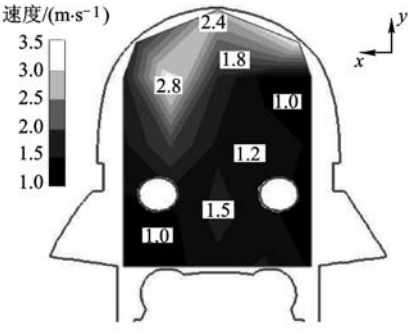
实验时,每供一次气,测量一个测试面,而该面上各测点则是同时测量.

3 实验结果及分析

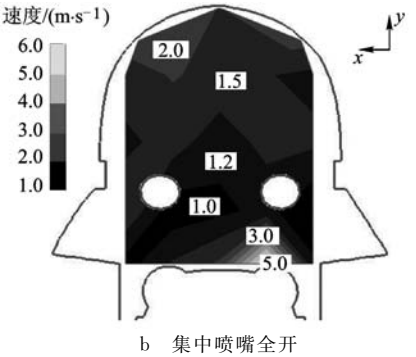
3.1 速度场

3.1.1 舱内气流速度分布情况

因测试面及测试状态较多,本文仅以供气量300 kg/h,测试面1的实验结果为例进行说明,图6为该面的速度等值线图.



a 集中喷嘴全关



b 集中喷嘴全开

图6 测试面1实验结果速度等值线图

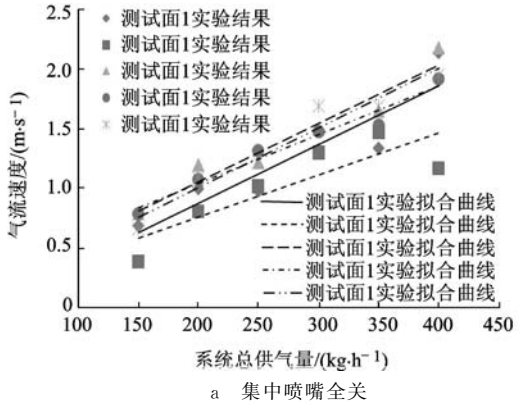
由图6a可知,集中喷嘴全关时,舱盖左、右两侧供气在舱盖顶部交汇,然后在人体头、肩附近偏右的位置形成一个速度较大的区域.这说明,尽管舱盖左、右两侧结构对称,但供气并不相等,左侧流量明显比右侧大.集中喷嘴全开时,人体躯干左、右两侧正对集中喷嘴的部位(左腹和右胸)出现射流撞击区,但左侧撞击区比右侧明显得多(图6b),由空气分配系统的流量分配实验结果可知,这是右集中喷嘴的流量比左集中喷嘴小造成的.

上述结果说明,空气分配系统供气方案的变化会显著影响舱内气流的流动状态;而速度场的不对称性则说明实际的空气分配系统各分流管路的流量分配以及管路上各供气孔的出流流量未必相等,因此进行数值模拟时将供气孔送风入口边界条件简化为等流量与真实情况并不相符.

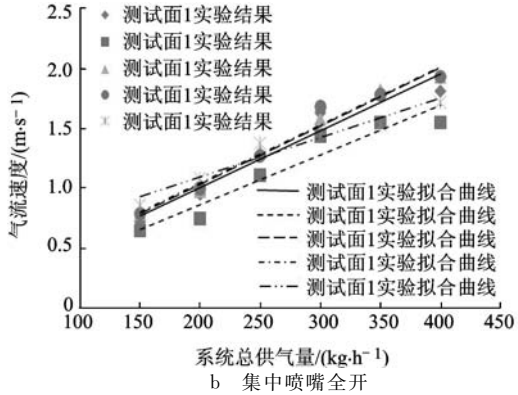
需要说明的是,以上现象是由该空气分配系统的几何形状、结构布局和供气孔排列方式等因素造成的,当空气分配系统的设计变化时,舱内气流的流动状态也会发生改变.

3.1.2 舱内气流平均速度与供气量的关系

各测试面的平均速度与系统总供气量的关系如图7和图8所示.



a 集中喷嘴全关



b 集中喷嘴全开

图7 各测试面平均速度与系统总供气量的关系

经分析可得到以下结论:人体工作区附近各测试面的平均速度以及整体的平均速度随系统总供气量都是线性变化的;在相同供气量下,集中喷嘴全关和全开时各测试面的平均速度大小大致相同;本实验结果与文献[2]经验公式对比明显较大,这说明在热载荷计算中,不考虑座舱的实际情况而简单采用经验公式估算将有可能造成较大误

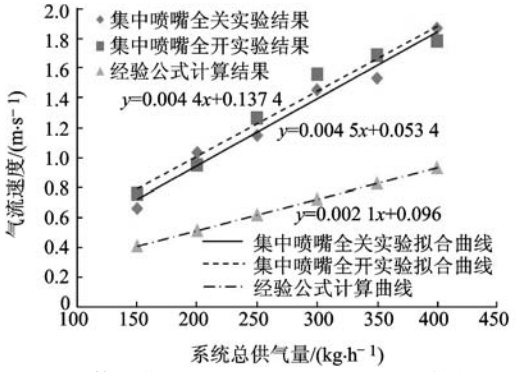


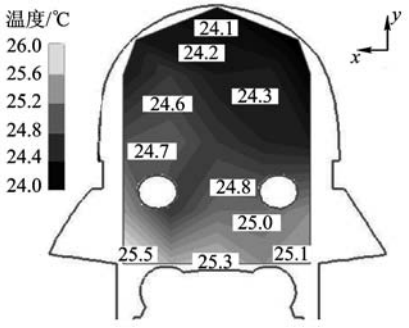
图 8　人体工作区附近平均速度与系统总供气量的关系

差.

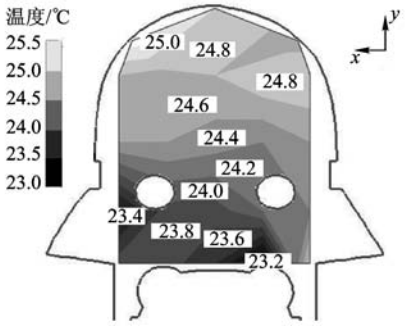
3.2　温 度 场

3.2.1　舱内气流温度分布情况

仍以供气量 300 kg/h、测试面 1 的实验结果为例,涡轮出口处的供气温度为 −8 ℃,蒙皮温度为 57 ℃. 图 9 为该面的温度等值线图.



a　集中喷嘴全关



b　集中喷嘴全开

图 9　测试面 1 实验结果温度等值线图

图 9a 显示,集中喷嘴全关时,因为舱盖左、右两侧的供气沿舱盖流动,至顶部交汇后下行,沿途不断吸收热量,因此人体正面温度场呈现从上到下逐渐升高的趋势,但并不对称. 舱盖左侧温度比右侧低,一方面由于左侧流量大,对流换热强,同时考虑到供气在管路内沿程温升,远离供气入口的右侧供气温度应比左侧高. 图 9b 显示,集中喷嘴全开时,由于舱盖支路流量减小,舱盖内表面对流换热强度减弱,因此人体胸部水平面以上温度较高;同时,集中喷嘴全开并水平正对人体躯干部喷射,加强了该区域的对流换热强度,因此显著降低了该区域温度. 不过,由于舱内该部分空间相对比较大,气流在其中的流动比较顺畅,对流换热较为充分,所以总体而言该部分空间的温度场分布较为均匀.

3.2.2　邻近服装表面空气温度分布情况

供气量 300 kg/h,集中喷嘴全关和全开时,邻近服装表面各测点温度测量结果如表 3 所示.

表 3　邻近服装表面温度测量结果　　℃

测点	集中喷嘴全关	集中喷嘴全开	测点	集中喷嘴全关	集中喷嘴全开
头	26.4	26.8	左腹	26.3	23.1
鼻	26.0	26.4	右腹	26.2	23.6
颈	25.6	25.4	左肘	23.8	24.4
手	26.5	26.9	右肘	23.6	23.8
左肩	28.9	28.1	左膝	23.5	23.5
右肩	27.1	29.8	右膝	23.3	23.1
左胸	26.6	25.2	左小腿	22.3	22.9
右胸	24.8	26.9	右小腿	23.3	24.9
			平均温度	25.26	25.30

由表 3 可知,集中喷嘴全关时,人体右侧肩部和胸部温度均比左侧低. 据速度场测量实验结果,这是因为左、右两侧的舱盖供气交汇后在人体头、肩部偏右处形成一个速度较大的区域,此处的对流换热因此加强,相应的温度也较低;喷嘴全开时正好相反,一方面因为舱盖供气量减少后,右肩附近的对流强度较低,另一方面由于供气在管路内的沿程温升使得远离供气入口的右侧供气温度较高. 同时,集中喷嘴全开时,人体胸部水平面以下的躯干部分,尤其是射流撞击区的温度比全关时明显降低. 这说明集中喷嘴的开关对邻近服装表面空气温度有显著影响.

以上温度场测量实验结果显示出的不对称性说明,在目前多数 CFD 数值模拟中将各供气孔的出流温度假设为等温并不合理.

由表 3 还可知集中喷嘴全关及全开时邻近服装表面的平均温度几乎相同,这说明在相同的舱外环境、供气量和供气温度条件下,集中喷嘴开关对邻近服装表面平均温度影响不大.

3.2.3　舒适性评价

参照文献[7],可以由实验结果对该座舱的舒适性进行简单评价. 可将表 3 中的平均温度作为评价指标之一,集中喷嘴全关时的25.26 ℃和全开时的 25.30 ℃均处于文献[7]规定的舒适区(16～26 ℃)范围内,满足舒适性要求. 不过集中喷嘴全关时,脸部附近的风速略大于标准所要求的"不超过 1.5 m/s",全开时射流撞击区的风速大于标准所要求的"不超过 3 m/s",未能满足舒适性要

求.此外,集中喷嘴全关和全开时,邻近服装表面的垂直温差略大于标准所要求的"不大于5.5 m/s",仍有改进的必要.

4 结 论

通过对某型歼击机座舱内流场和温度场的测量实验,得到以下几点主要结论:

1) 舱内气流速度场和温度场不是对称分布,且座舱内壁附近温度分布也极不均匀,这说明该座舱空气分配系统并非均匀供气且舱内各部分对流换热强度差异很大.

2) 集中喷嘴开关对舱内气流速度场和温度场影响显著,但对平均速度和平均温度影响不大.

3) 舱内气流平均速度随供气量呈线性变化.

通过本次实验研究获得了较为完整的歼击机座舱空气流动和传热的实验数据,可为数值模拟提供实验验证依据.更为重要的是,实验结果表明在现有的数值模拟中广泛采用的一些简化边界条件并不合理,这启发研究者去探索更符合实际的流动和传热边界条件.

参考文献 (References)

[1] 陈信,袁修干.人-机-环境系统工程总论[M].北京:北京航空航天大学出版社,2000:1-7
Chen Xin, Yuan Xiugan. General human-machine-environment system[M]. Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000:1-7(in Chinese)

[2] 寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004:314-398
Shou Rongzhong, He Huishan. Aircraft's environment control[M]. Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004:314-398(in Chinese)

[3] Singh A, Hosni M H, Hortsman R H. Numerical simulation of airflow in an aircraft cabin section[J]. ASHRAE Transactions, 2002, 108(1): 1005-1013

[4] Gunther G, Bosbach J, Pennecot J, et al. Experimental and numerical simulations of idealized aircraft cabin flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2006(10):563-573

[5] 林国华.空调座舱流体流动和传热的数值研究[D].北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,1998
Lin Guohua. Numerical fluid flow and heat transfer within an air-conditioning cockpit[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998(in Chinese)

[6] 熊贤鹏,刘卫华,昂海松,等. 教练机座舱气流组织和热舒适性[J]. 应用科学学报,2007,25(6): 639-644
Xiong Xianpeng, Liu Weihua, Ang Haisong, et al. Flow fields and thermal comfort in training-plane's air-conditioned cockpit[J]. Journal of Applied Sciences, 2007,25(6): 639-644

[7] GJB1129—91,军用飞机座舱温度评定的方法和生理学要求[S]
GJB1129—91, Methodology and physiological requirements for temperature assessments of cockpit in military aircraft[S](in Chinese)

(责任编辑:李 晶)