

文章编号:1000-6893(2009)01-0030-10

# 歼击机座舱空气流动和传热的数值模拟与实验

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)

## Numerical Simulation and Experiment on Air Flow and Heat Transfer in Fighter Plane Cockpit

Shen Haifeng, Yuan Xiugan

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

**摘 要:** 根据歼击机座舱内空气流动和传热的特点,建立了座舱内壁面传热边界条件计算模型和空气分配系统供气边界条件计算模型,在此基础上建立了歼击机座舱流场和温度场数值仿真平台,并利用地面模拟实验验证了仿真平台的有效性。计算结果与实验结果的对比表明:该平台能较真实地反映座舱壁面传热的不均匀性,以及空气分配系统供气孔口流出气流流量和温度的不均匀性与非对称性;速度场和温度场计算结果与实验结果的误差分别约为 15% 和 6%,这证明了该平台具有较高的模拟精度和工程应用价值。

**关键词:** 座舱; 空气分配系统; 数值模拟; 流场; 温度场

**中图分类号:** V214      **文献标识码:** A

**Abstract:** A wall heat transfer boundary condition model and an air supply boundary condition model of the air distribution system of a fighter plane cockpit are established according to its features of air flow and heat transfer. Based on these two models, an air velocity and temperature numerical simulation flat of the cockpit is established and an experiment is carried out to prove the effectiveness of the simulation flat. The comparison between calculation result and experiment result shows that the flat can indicate the unevenness and the asymmetry of the heat transfer through walls and the air flux and temperature out of the air supply holes on the air distribution system. The calculation error of velocity and temperature is 15% and 6% respectively, which proves that the flat has rather high precision and engineering value.

**Key words:** cockpit; air distribution system; numerical simulation; flow field; temperature field

飞机座舱内空气流动和传热研究涉及飞行器舱室通风空调、人体热舒适性、合理利用能源、改善空气品质及降低气流噪声等,因此是飞机设计和使用部门非常关注的问题之一,也是人机环境系统工程领域一个重要的研究问题<sup>[1-2]</sup>。

近 20 年来,计算流体力学(CFD)技术已越来越深入地应用到飞机环控领域的研究中来。目前公开发表的国外文献主要集中在民用航空领域。1992 年,Boeing 公司的 A. W. DeJager 等<sup>[3]</sup>采用标准  $k-\epsilon$  模型针对旅客机空调舱室进行了数值模拟,并对一个二维截面内的流场进行了实验,计算结果与实验结果表明,平均误差约为 40%,除个别测点外,计算结果普遍比实验结果小。A. Singh 等<sup>[4]</sup>建立了飞机座舱的 CFD 模型,研究舱内人员的热负荷对座舱流场的影响,并应用商业

软件计算了座舱的两个典型平面的速度场和温度场。G. Günther 等<sup>[5]</sup>采用低雷诺数  $k-\epsilon$  模型建立了描述乘客上方到行李柜这部分空间的座舱模型,并用粒子图像测速(PIV)系统进行了速度场和人体表面温度的测量;计算结果与实验结果的对比表明,速度场的计算与实验平均误差约为 25%;同时,人体表面温度计算结果与实验结果相差约为 2 °C,在对流换热较弱的部位甚至高达 10 °C。T. F. Zhang 等<sup>[6]</sup>计算了 Boeing 767-300 座舱内的速度场、温度场和 CO<sub>2</sub> 浓度场,在此基础上比较了 3 种空气分配系统的优劣。

在国内,早在 20 世纪 80 年代初,袁修干<sup>[7]</sup>就率先建立了驾驶员和座舱系统换热的数学模型,采用集总参数法进行了数值计算,计算中考虑了飞机驾驶舱、舱内环境温度和驾驶员着装的影响。在此基础上,熊宇鸣和杨春信<sup>[8-9]</sup>建立了二维座舱换热特性的计算模型,计算了座舱内空气流场和

温度场。此后,林国华<sup>[10]</sup>进一步提出了三维空调座舱空气流动和传热数值模拟方法;马励<sup>[11]</sup>围绕战斗机座舱微环境进行了空气分配系统设计数值模拟研究;熊贤鹏等<sup>[12]</sup>则对某型号教练机座舱在不同进气温度方案下的气流流动进行数值模拟,研究舱内空气湿度、人体散热率和衣服热阻等因素对人体热舒适性的影响。

以上研究存在着3个普遍性的问题:①需寻求解决舱内空气流动与舱内外环境传热耦合计算的技术途径;②空气分配系统送风参数的确定;③缺乏实验数据对数值计算结果进行验证。

针对上述3个问题,本文建立了歼击机座舱空气流动和传热数值仿真平台,为舱内气流速度场和温度场的计算提供更接近真实情况的计算边界条件;同时对某型歼击机座舱空气流动和传热进行了全尺寸地面模拟实验,为数值模拟提供了实验验证依据。

## 1 计算模型和方法

### 1.1 控制方程

计算采用守恒型的N-S方程。对于定常、不可压的湍流问题,笛卡尔坐标系下张量形式的三维N-S方程如下:

连续性方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right] \quad (2)$$

能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho T) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j T) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_j T'} \right] + S_T \quad (3)$$

湍流模型采用可实现k-ε模型:

$$\frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho u_j \epsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] +$$

$$c_{1\epsilon} \rho S \epsilon - c_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + c_{3\epsilon} \frac{\epsilon}{k} G_b \quad (5)$$

采用有限容积法将方程在计算网格上离散化,并选用协调一致的求解压力耦合方程的半隐(SIMPLEC)方法求解离散化网格,近壁区的计算则采用壁面函数法,收敛判据为:连续性方程、动量方程的残差精度为 $5 \times 10^{-5}$ ,能量方程的残差精度为 $1 \times 10^{-8}$ 。

### 1.2 几何模型和网格划分

某型歼击机座舱结构如图1所示,其中人体模型根据国家军用标准<sup>[13-14]</sup>建立,处理成手握驾驶杆的工作姿态。该座舱空气分配系统如图2所示,调节空气由一根总管紧贴座舱左侧地板进入座舱,沿程分为后舱盖、前舱盖、脚喷管、左集中喷嘴和右集中喷嘴5条支路。其中后舱盖管段分为两路,一路进入飞行员左侧,一路进入飞行员右侧;前舱盖管段也分为两路,一路进入飞行员左侧,另一路先经过风挡管段,后进入飞行员右侧;座舱排气口位于后隔框飞行员右侧位置。气体由各路喷口排入座舱,在飞行员周围形成微环境,带走舱内的负载,最后由排气口排出。

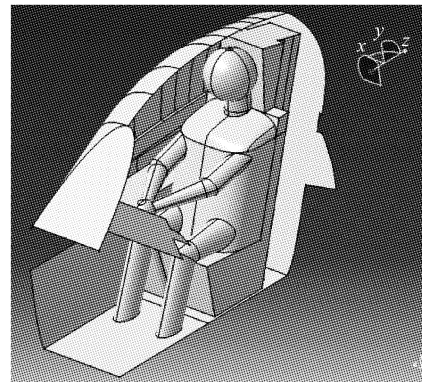


图1 包含人体的歼击机座舱结构示意图

Fig. 1 Geometry of cockpit with humanbody

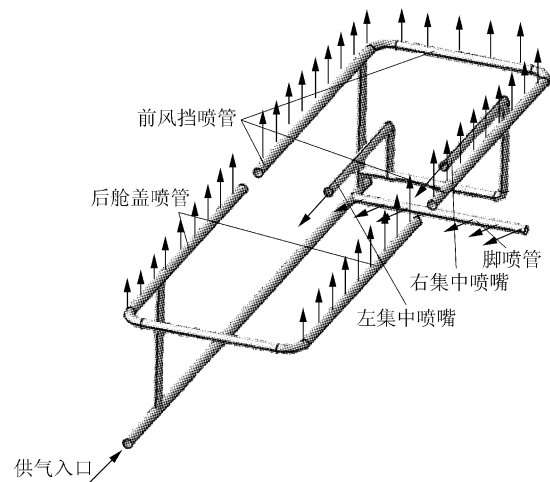


图2 空气分配系统示意图

Fig. 2 Sketch of air distribution system

为了适应座舱和人体的复杂结构和外形,并兼顾网格生成的时间成本,选用非结构化网格完成对固体表面和整个计算区域的划分。为解决供气管路上的喷口尺寸与座舱空间整体尺寸相差悬殊的难题,采用了分块网格,在供气管路上的供气孔口附近划出一块空间,在这些空间内采用较为密集的网格,以适应喷口尺寸;而在这些分块之外座舱的主流区空间内则采用相对稀疏的网格,由此可在保证网格质量的同时有效控制网格数目。分块情况如图3所示,4个供气管路(图3中的高亮区)分块网格较密,主流区块网格较疏。图4显示了采用这种方法生成的面网格和体网格的细节。按照这种方法生成的驾驶舱模型的体网格总数为1 123 265个。

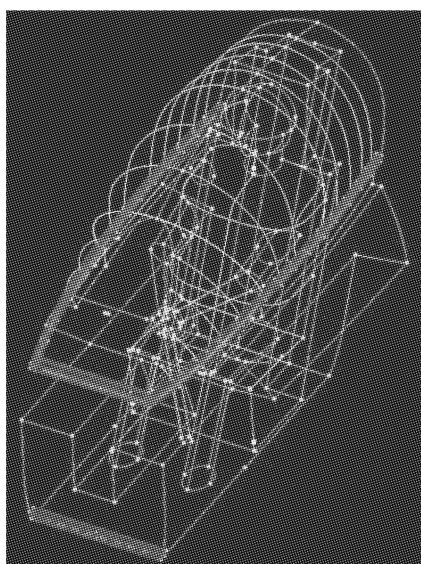


图3 网格分块示意图

Fig. 3 Blocks of grid

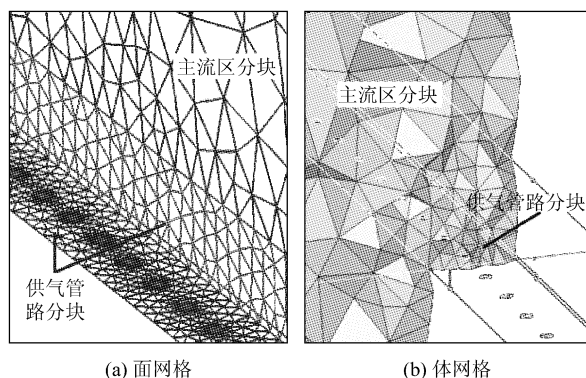


图4 网格细节示意图

Fig. 4 Grid details

### 1.3 座舱内壁面传热边界条件计算模型

在进行座舱热载荷和舱内对流问题的计算时会涉及到两个参数:内壁面对流换热系数  $h_c$  和舱

内空气温度  $t_c$ 。通常做法是取这两个参数的平均值,其中计算  $h_c$  时选择的是经验公式。若直接用该方法计算所得热载荷作为进一步确定舱内空气流动和传热计算的传热边界条件的依据,所得速度场和温度场往往与实际不符。目前虽已有一些固气耦合计算的研究,但通常是将固体壁面简化成平板,而舱壁各部分的结构和材料差别很大,传热过程也不相同,故如此简化也不合理。

本文建立的座舱内壁面传热边界条件计算模型具有3个功能:①计算座舱内壁面各部分表面对流换热系数;②与舱壁导热和舱外对流换热联立求解,确定舱内壁传热边界条件;③计算座舱结构热载荷。计算流程如下:

(1) 根据飞行条件确定蒙皮温度  $T_s$ 。

(2) 根据表面动压分布情况划分壁面,且一块壁面只能由一种材料或一个结构组成,同时空气分配系统管路附近的壁面单独划分出来。

(3) 结合舱壁各部分导热和辐射计算模型<sup>[2,15]</sup>设定内壁面对流换热系数  $h_c$ 、内壁面附近气流温度  $T_c$ 、壁面热载荷  $Q_w$  (或  $q_w$ ) 和内壁面温度  $T_w$  的初值。

(4) 计算温度场。

(5)  $h_c, T_c, q_w, T_w$  的迭代计算。

(6) 至  $q_w$  和  $T_w$  不再发生显著变化,可认为迭代结束。由此最终确定壁面边界有关传热参数(如  $T_w, h_c, q_w$  的分布等)及舱内温度场。

以舱盖的计算结果为例,当总供气量  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关、蒙皮温度  $t_s = 57 \text{ }^\circ\text{C}$  时,根据舱盖动压分布情况其壁面的划分结果如图5所示,表1则是各分块传热参数的计算结果。

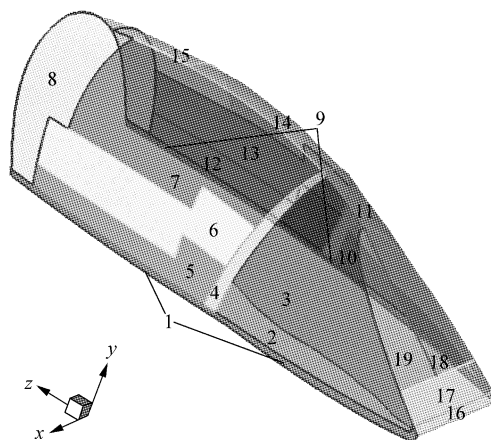


图5 当  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ ,  $t_s = 57 \text{ }^\circ\text{C}$  且集中喷嘴全关时,舱盖表面划分情况

Fig. 5 Separated result of cockpit top,  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ ,  $t_s = 57 \text{ }^\circ\text{C}$  and both nozzles closed

表1 当  $G_0=300\text{ kg/h}$ ,  $t_s=57\text{ }^\circ\text{C}$  且集中喷嘴全关时,舱盖各分块传热参数计算结果

Table 1 Heat transfer parameter calculation results of cockpit top,  $G_0=300\text{ kg/h}$ ,  $t_s=57\text{ }^\circ\text{C}$  and both nozzles closed

编号	$h_c/(W \cdot (m^2 \cdot K)^{-1})$	$q_w/(W \cdot m^{-2})$	$t_w/^\circ\text{C}$
1	11.77	169.62	28.31
2	30.83	302.09	30.13
3	28.99	274.56	35.67
4	21.08	242.86	36.56
5	15.30	197.67	31.79
6	56.14	330.46	36.01
7	51.16	325.31	40.50
8	78.54	310.53	44.56
9	24.76	288.40	27.89
10	25.73	276.27	28.84
11	27.96	282.06	34.38
12	16.88	223.90	32.24
13	44.85	344.71	36.64
14	47.07	326.86	39.06
15	66.29	329.31	42.47
16	74.23	395.36	26.37
17	38.62	339.01	30.43
18	24.53	283.81	35.91
19	22.05	279.92	36.33

由此可知,对于舱盖这种对流换热强度较大的壁面,其表面各处的热流密度和温度分布很不均匀。在靠近供气孔的地方,由于对流换热强烈,壁面温度较低;而在靠近舱盖顶部,由于射流衰减,对流换热强度减弱,壁面温度较高;又由于左、右两侧供气量和供气温度不同,舱盖左、右的温度分布也不一样,对流换热较强的左侧温度较低,而右侧温度则较高。

#### 1.4 座舱空气分配系统供气边界条件计算模型

歼击机座舱空间狭小,结构复杂,空气分配系统不规则,因此目前的研究报告中通常假设各供气孔流出的流量和温度相同。但该假设往往与实际不符,因为空气分配管路沿程有温升和压力变化,各支管供气孔周围环境温度也不一样,故供气孔口流出的流量和温度均不同。实际情况是,在确定供气孔口流出的流量和温度时,必须考虑管内空气与管外(即座舱内)环境之间的热交换。

本文建立的座舱空气分配系统供气边界条件计算模型包含流动边界条件和传热边界条件两部分。流动边界条件主要是计算空气分配系统各分流管路的流量分配情况以及计算各分流管路上每个供气孔的流量分配情况;传热边界条件主要是计算各供气孔的出流温度,同时计算供气管路内空气流动时的吸热量。

通过确定空气分配系统整体及各段管路的流阻特性便可求解各分流管路的流量分配情况;同理,根据各段管路和供气孔口的流阻特性便可求解各孔口流出的流量,从而得到流场计算所需的入口流动边界条件。表2是采用该模型计算得到的当总供气量  $G_0=300\text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时各支路孔口流出的流量最大、最小值。

表2 当  $G_0=300\text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时,各支路孔口流出流量最大、最小值计算结果

Table 2 Minimum and maximum flux out of holes of each branch,  $G_0=300\text{ kg/h}$  and both nozzles closed

支路位置	$G_{\min}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$	$G_{\max}/(\text{kg} \cdot \text{h}^{-1})$
左前舱盖	0.574	1.166
右前舱盖	0.461	0.853
风挡	0.827	1.032
左后舱盖	0.670	1.140
右后舱盖	0.647	0.928
脚喷管	5.754	8.670

由表2可知:①各孔口流出的流量差别很大,分配并不均匀;②舱盖左、右两侧管路的流量不是对称分配的,左侧支路的流量明显大于右侧支路的流量。因此,数值模拟时将供气孔口流动边界条件简化为均匀流并不符合真实情况。

供气孔口流出气流的温度为

$$\eta_p = \frac{t_{in} - t_{ex}}{t_{in} - t_c} = 1 - \exp\left(-\frac{KA}{G_m c_p}\right) \quad (6)$$

式中: $t_{in}$ 为导管入口的空气温度, $^\circ\text{C}$ ;  $t_{ex}$ 为导管出口的空气温度, $^\circ\text{C}$ ;  $t_c$ 为导管周围的环境温度, $^\circ\text{C}$ ;  $A$ 为导管传热面积, $\text{m}^2$ ;  $G_m$ 为管内空气流量, $\text{kg/s}$ ;  $c_p$ 为空气定压热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ;  $K$ 为传热系数, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ,表达形式为

$$\begin{cases} K = \left(\frac{1}{h_1} + \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{1}{h_c}\right)^{-1} & (\text{有绝热层的导管}) \\ K = \left(\frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_c}\right)^{-1} & (\text{无绝热层的导管}) \end{cases}$$

式中: $h_1$ 为导管内表面对流换热系数,

$W/(m^2 \cdot K)$ ;  $h_c$  为导管与周围环境对流换热系数,  $W/(m^2 \cdot K)$ ;  $\delta_i$  为绝热层厚度,  $m$ ;  $\lambda_i$  为导热系数,  $W/(m \cdot K)$ 。

歼击机座舱空气分配系统的  $t_{in}$  由环控系统确定; 其结构定型后,  $A$  随之确定; 供气总管、各分流管路和各供气孔之间的管路内的流量可根据以上两种流量分配计算模型确定; 为了求解  $t_{ex}$ , 还需要确定 3 个参数:  $h_1, h_c, t_c$ 。其中:  $h_1$  可按照管内充分发展流进行计算; 而  $h_c$  和  $t_c$  则可仿照 1.3 节进行计算, 计算流程如下:

(1) 设定供气孔气流流出温度  $t_{ex}$  和管路吸热量  $Q_{pipe}$  初值, 可假设各供气孔气流温度相同。

(2) 计算温度场, 得到  $h_c$  和  $t_c$ 。

(3) 由式(6)求得  $t_{ex}$ , 同时可得到  $Q_{pipe}$ 。

(4) 将  $t_{ex}$  和  $Q_{pipe}$  作为新一轮边界条件。

(5) 重复上述计算, 直至包含各固体边界和供气入口边界的座舱整体温度场计算结果趋于稳定、不再变化, 计算结束。

表 3 是采用该模型计算所得的当总供气量  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时, 各支路孔口气流温度最高、最低值, 其中空气分配系统入口温度  $t_{in} = -8 \text{ }^\circ\text{C}$ , 座舱排气口温度  $t_{out} = 28.1 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

表 3 当  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时, 各支路孔口气流温度最高、最低值计算结果

Table 3 Minimum and maximum temperature of holes of each branch,  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$  and both nozzles closed

支路位置	$t_{min}/^\circ\text{C}$	$t_{max}/^\circ\text{C}$
左前舱盖	-6.50	-4.27
右前舱盖	-3.80	-0.97
风挡	-6.48	-3.83
左后舱盖	-7.26	-5.12
右后舱盖	-4.65	-0.88
脚喷管	-6.92	-5.56

由表 3 可知: ①各孔口流出气流温差比较显著, 供气孔距离管路入口越远, 温升越显著; ②舱盖左、右两侧管路的供气温度并不相等, 该系统右侧支路的供气温度明显大于左侧。在该状态下, 空气在管路内流动时的吸热量  $Q_{pipe} = 245.55 \text{ W}$ , 而座舱总热载荷  $Q_0 = 3\ 026.38 \text{ W}$ ,  $Q_{pipe}/Q_0 = 8.11\%$ 。因此, 数值模拟时将供气孔入口传热边界条件简化为等温出流不符合真实情况; 并且由于座舱供气在管路内流动时所吸收热量占座舱热载荷的比重比较显著, 在进行温度场计算时, 应将管路吸热

量考虑在内。

## 1.5 数值仿真平台

基于前面建立的座舱流动和传热边界条件计算模型, 可建立比较完整的歼击机座舱空气流动和传热数值仿真平台。该仿真平台计算流程如图 6 所示。

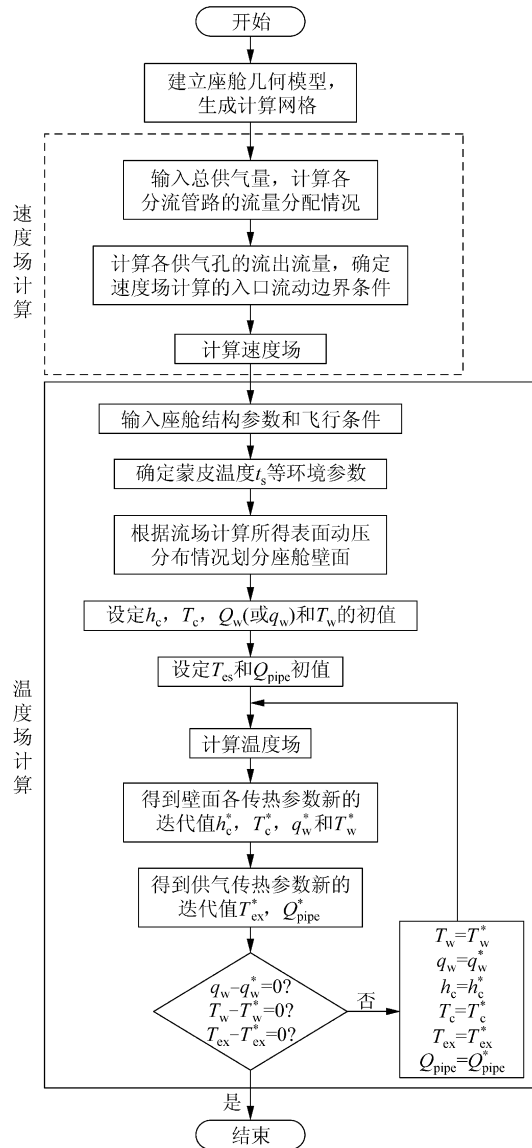


图 6 座舱空气流动和传热数值仿真平台计算流程

Fig. 6 Numerical simulation flat of air flow and heat transfer of cockpit

## 2 地面模拟实验

### 2.1 测试面的选择和测点布置

速度场和温度场测量实验中选取的测试面如

图 7 所示,其中测试面 1 为座舱左右对称面,即  $x=0$ ,测试面 2 为人体正面,距人体表面垂直距离约 50~80 mm;而在温度场测量实验中还选取了邻近人体服装表面作为测试面。每个测试面上的测点布置情况如图 8 所示。此外,在舱壁内外表面若干处、涡轮出口以及座舱排气口处布置了相应测点,分别用以监控蒙皮温度、舱壁内表面各处温度、座舱供气和排气温度。

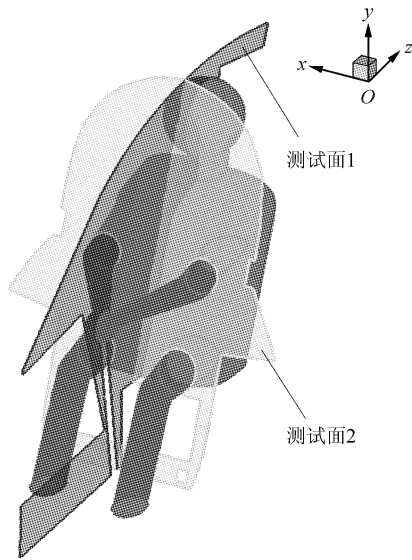


图 7 测试面示意图  
Fig. 7 Measurement planes

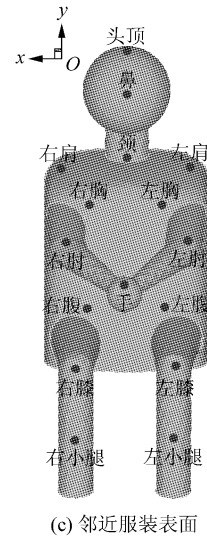
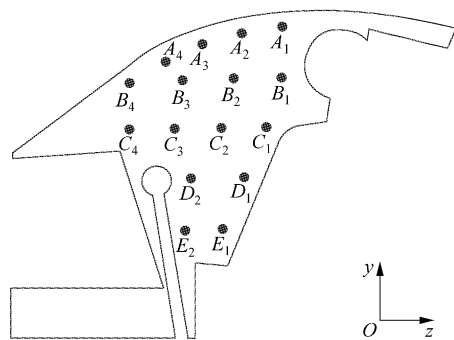
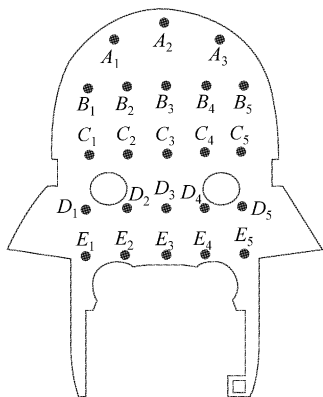


图 8 测点示意图

Fig. 8 Measurement points



(a) 测试面1



(b) 测试面2

## 2.2 热载荷模拟

实验中模拟了气动热载荷和人体发热载荷。气动热载荷通过辐射加热架加热座舱外表面进行模拟,根据模拟的飞行条件可求得座舱外表面温度,并通过调节各部分的加热功率控制温度,使其稳定在所模拟的飞行条件内;人体发热载荷则通过用假人身上缠绕加热带进行模拟,人体各部分的加热功率见表 4。

表 4 人体各部位的热载荷分布

Table 4 Generated heat of each part of body

人体部位	比例/%	总功率/W
头	18.4	150
躯干	66.0	
臂	7.3	
腿	8.3	

## 2.3 测量设备

本实验中采用美国 DegreeC 公司的 ATM2400 型 36 通道多点气流速度和温度测量系统测定舱内的速度场和温度场。该系统由两个主要部分组成:UAS 系列速度和温度传感器(见图 9),36 通道 USB 通用串行总线集线器(HUB)如图 10 所示。其中,UAS 系列速度和温度传感器将两种传感器组合在一根长为 5 m,直径为 1 mm 的电缆上,每个传感器的探头直径为 1 mm,上下间距为 5 mm,总重为 25 g;其量程和精度见表 5。



图9 UAS传感器  
Fig.9 UAS sensor head

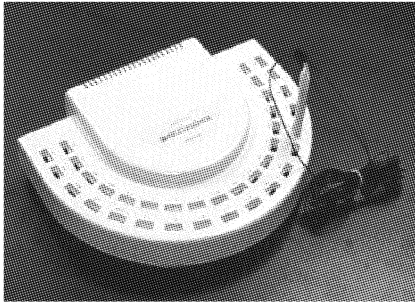


图10 36通道USB HUB  
Fig.10 36 channel USB HUB

表5 UAS系列传感器技术参数

Table 5 Technical specifications of UAS serial sensors

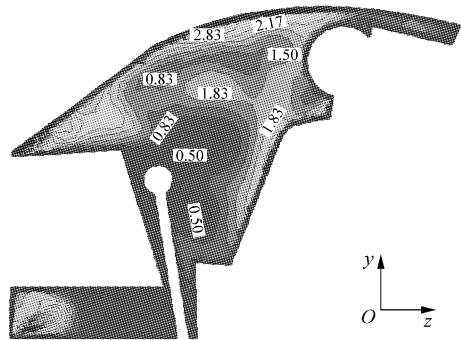
参数	参数值
速度传感器量程/( $m \cdot s^{-1}$ )	UAS1200 为 0.5~5.0 UAS1300 为 4.5~20.0
速度传感器精度/%	在 $15^{\circ} \sim 35^{\circ}$ 时为 $\pm 5$ 在操作极限温度 ( $0^{\circ}$ 和 $70^{\circ}$ ) 时为 $\pm 8$
温度传感器量程/ $^{\circ}C$	0~70
温度传感器精度/ $^{\circ}C$	在 $0^{\circ} \sim 70^{\circ}$ 内为 $\pm 1$

### 3 结果分析

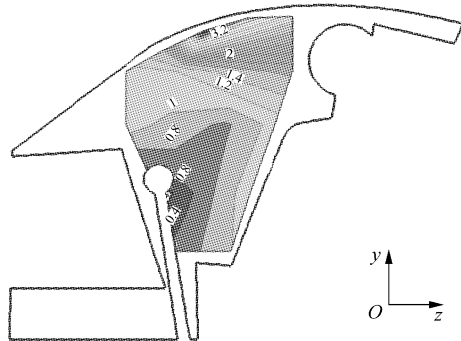
以总供气量  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时为例,该状态各供气孔流出气流的  $Re = 5 \times 10^3 \sim 2.15 \times 10^4$ ,座舱内壁及人体表面  $Nu = 274 \sim 2434$ 。测试面1和2的速度等值线图如图11和图12;温度等值线图如图13和图14。测试面1和2的速度场计算与实验结果的对比如图15;测试面1和2及邻近服装表面的温度场计算与实验结果的对比如图16。

由对比可知,该状态下测试面1和2的速度场计算与实验误差分别为13.48%和18.46%;测

试面1和2及邻近服装表面的温度场计算与实验误差分别为5.24%,5.70%和8.63%。可见因改进了壁面传热边界条件和供气入口边界条件的设定方法,提高了数值模拟的精度。计算结果还准确地模拟了实验中观察到的一些重要特征:图12显示仿真所得速度场准确地模拟了舱盖左、右两侧供气交汇的位置(人体正面偏右)及气流明显下行的趋势;图13显示仿真所得对称中心面的温度



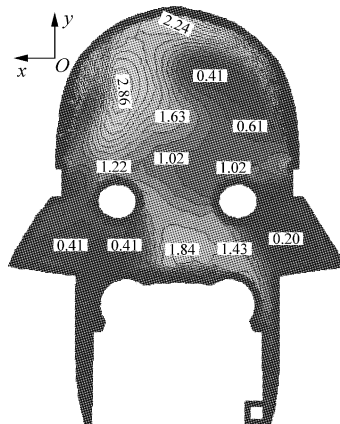
(a) 仿真平台计算结果



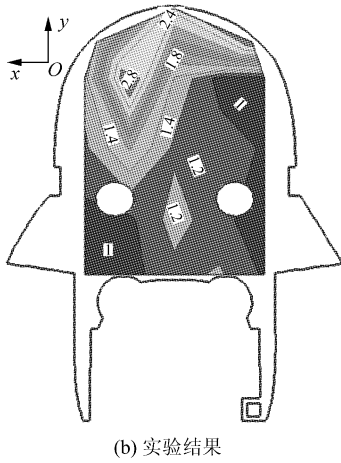
(b) 实验结果

图11 当  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时,测试面1速度等值线图

Fig.11 Velocity contour of measurement plane 1,  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$  and both nozzles closed



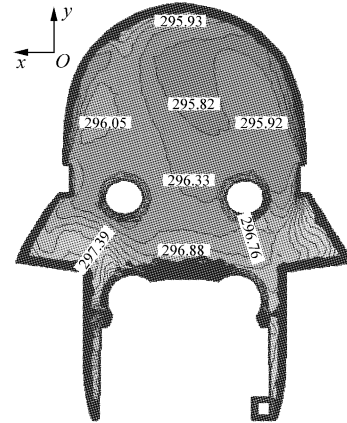
(a) 仿真平台计算结果



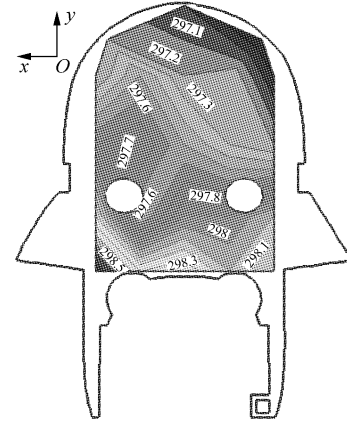
(b) 实验结果

图 12 当  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时,测试面 2 速度等值线图

Fig. 12 Velocity contour of measurement plane 2,  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$  and both nozzles closed



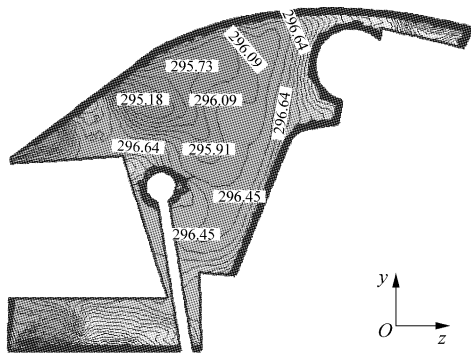
(a) 仿真平台计算结果



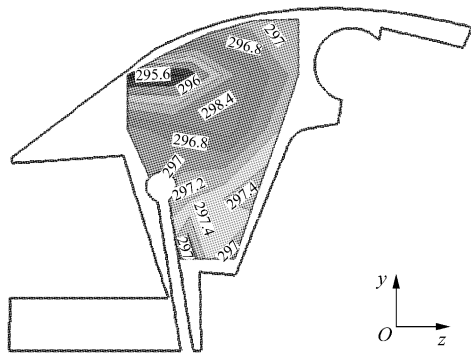
(b) 实验结果

图 14 当  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时,测试面 2 温度等值线图

Fig. 14 Temperature contour of measurement plane 2,  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$  and both nozzles closed



(a) 仿真平台计算结果



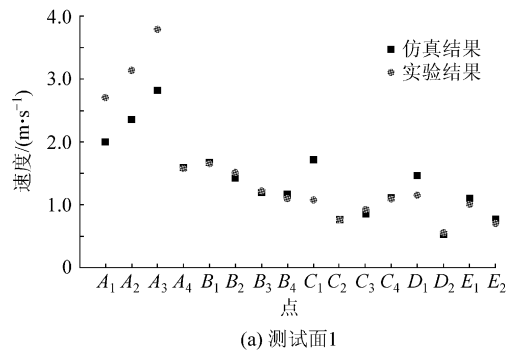
(b) 实验结果

图 13 当  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$ 、集中喷嘴全关时,测试面 1 温度等值线图

Fig. 13 Temperature contour of measurement plane 1,  $G_0 = 300 \text{ kg/h}$  and both nozzles closed

场模拟了风挡供气的影响区;图 14 显示人体正面温度场随气流的流动呈现由上到下逐渐升高的趋

势;图 15 和图 16 则表明人体工作区附近对流换热较强,温度场较均匀。然而,温度场计算值比实验值平均低  $1 \sim 2 \text{ }^\circ\text{C}$ ,可能因为模拟所得舱内气流平均速度比实验值小,也可能因为供气孔口流出气流温度计算值仍比实际值低。



(a) 测试面1



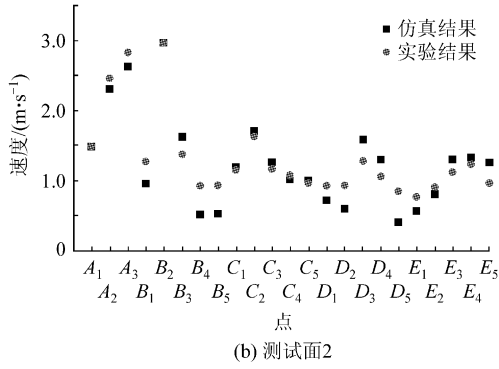


图 15 当  $G_0=300$  kg/h、集中喷嘴全关时,速度场计算结果与实验结果对比图

Fig. 15 Comparison between calculation and experiment results of velocity field,  $G_0=300$  kg/h and both nozzles closed

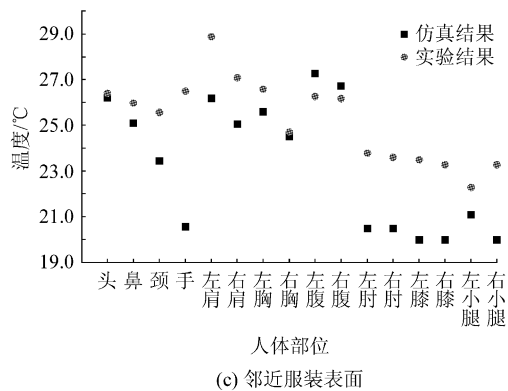
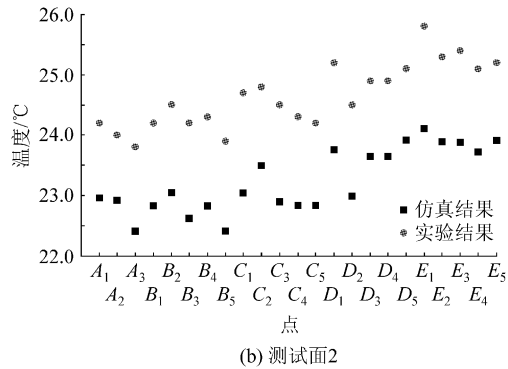
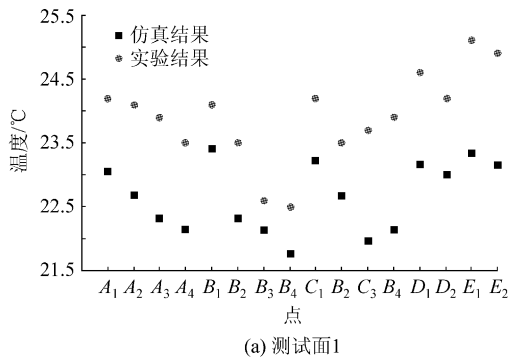


图 16 当  $G_0=300$  kg/h、集中喷嘴全关时,温度场计算结果与实验结果对比图

Fig. 16 Comparison between calculation and experiment results of temperature field,  $G_0=300$  kg/h and both nozzles closed

由以上计算及实验结果可知,空气分配系统供气参数及舱壁传热边界条件对歼击机座舱内的空气流动和传热有显著影响。为了改善舱内对流换热,使供气孔供气和舱壁换热更加均匀,建议可采取以下措施:①座舱左、右两侧应各自分配专门的分流管路进行供气;②每段布有供气排孔的供气管路不宜过长,以减小管路首末两端供气孔之间的静压差和温升;③若空间及工艺允许,可考虑将供气管做成变截面管路,使各供气孔供气量趋于均匀。

### 4 结论

- (1) 速度场计算与实验的误差约为 15%,温度场计算与实验的误差约为 6%。
- (2) 仿真平台能准确地模拟实验中观察到的重要特征。
- (3) 温度场计算结果比实验结果平均低 1~2 °C。

以上结论表明仿真平台采用的流动和传热边界条件计算模型较符合真实情况,因此显著提高了数值模拟的精度,从而证明了该平台的有效性。不过,在计算供气孔口流出气流温度方面仍需改进。

### 参 考 文 献

- [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.  
Chen Xin, Yuan Xiugan. General human-machine-environment system [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2000. (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.  
Shou Rongzhong, He Huishan. Aircraft's environment control [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)
- [3] DeJager A W, Lytle D B. Commercial airplane airdistribution system development through the use of computational fluid dynamics [R]. AIAA-1992-0987, 1992.
- [4] 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.
- [5] Günther 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.
- [6] Zhang T F, Chen Q Y. Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins [J]. Building and Environment, 2007(42): 1675-1684.
- [7] 袁修干.人·座舱环境温度数学模型的研究[C]//武器装

- 备人-机-环境系统工程专业重点课题论证会论文集. 1987;17-23.
- Yuan Xiugan. Study on mathematic model of human-cockpit's environment temperature [C] // Selected Papers of The Key Research Topic of Human-Machine-Environment Engineering. 1987;17-23. (in Chinese)
- [8] 熊宇鸣. 有限通风空间内对流换热数值研究[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,1988.
- Xiong Yuming. Numerical study on convection and heat-transfer in limited ventilating room [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1988. (in Chinese)
- [9] 杨春信. 飞机座舱热力特性的数值模拟研究[J]. 航空学报, 1995, 16(1): 64-68.
- Yang Chunxin. The numerical simulation on the thermal behavior of aircraft cabin[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(1): 64-68. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 马励. 飞机座舱空气分配系统参数设计及数值模拟研究[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2005.
- Ma Li. Parameter designing and numerical simulation research within an air-conditioning system of aircraft [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [12] 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]. J Applied Sciences, 2007, 25(6): 639-644. (in Chinese)
- [13] 国防科学技术工业委员会. GJB20—84 飞行员个人防护救生装备规格系列[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部, 1984.
- Technology and Industry for National Defense. GJB20—84 Standard series on individual protecting and lifesaving equipment of pilot [S]. Beijing: Military Criterion Press of Technology and Industry for National Defense, 1984. (in Chinese)
- [14] 国防科学技术工业委员会. GJB36—85 飞行员人体模板设计和使用要求[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部, 1985.
- Technology and Industry for National Defense. GJB36—85 The design and use requests of pilot's body model [S]. Beijing: Military Criterion Press of Technology and Industry for National Defense, 1985. (in Chinese)
- [15] 李德刚. 飞机座舱热载荷及通风参数计算仿真[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2002.
- Li Degang. Simulation of caculation heat load and ventilation in plane's cabin [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

#### 作者简介:

**沈海峰**(1975—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器环境控制。

Tel: 010-82317514

E-mail: shenhaifeng@gmail.com

**袁修干**(1934—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:环境控制及生命保障技术、人机环境系统计算机仿真、环境模拟试验技术等。

Tel: 010-82317514

E-mail: yuanxg@buaa.edu.cn

(责任编辑:鲍亚平)