

文章编号: 1000-8055(2008)04-0629-06

直升机附件舱温度场的数值模拟

谢永奇¹, 余建祖¹, 王先炜², 李德强³

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 中国直升机设计研究所 景德镇 333001;

3. 海军驻鞍钢军事代表室 鞍山 114000)

摘 要: 为考查某型直升机附件舱的热控制能力, 采用有限元软件分析了其在强制冷却和自然冷却情况下的温度场分布. 应用非结构化网格和有限体积法进行计算区域和控制方程的离散, 采用标准 $k-\varepsilon$ 模型封闭湍流控制方程. 针对 3 种冷却系统设计方案, 分析了不同冷却气流进口尺寸、相对位置以及不同附件散热量对附件舱温度分布的影响, 计算了自然冷却情况下附件舱密闭时的温度场. 计算和试验结果均表明, 所采用的冷却方案可以满足附件舱冷却的需要.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 直升机; 数值模拟; 温度场; 有限体积法

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

Numerical simulation on the temperature field of a helicopter accessory cabin

XIE Yong qi¹, YU Jian zu¹, WANG Xian wei², LI De qiang³

(1. School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China;

3. Military Representative of PLA Navy at Angang, Anshan, 114000, China)

Abstract: In order to test the thermal control ability of a helicopter accessory cabin with forced ventilation cooling and free cooling, the temperature field was analyzed based on the finite element software. Unstructured grid and finite volume method were applied for region and governing equation discreteness, and standard $k-\varepsilon$ model was used as turbulent model. The influence on temperature distribution by changing size and position of cooling air inlet as well as heat dissipating capacity from accessories was discussed for 3 cooling schemes. And the temperature field was calculated for the close cabin under free cooling. The calculation and test results show that the forced cooling scheme can meet the cooling requirements.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; numerical simulation; temperature field; FVM (finite volume method)

某型直升机附件舱内安装有各种附件和电子设备, 如启动器/发电机、燃油管理模块

(FMM)、数据采集单元(DCU)、燃油压力和温度传感器等, 结构紧凑. 如果没有有效的冷却措施,

收稿日期: 2007-03-30; 修订日期: 2007-06-11

基金项目: 国家重点项目协作课题

作者简介: 谢永奇(1979), 男, 河南开封人, 博士生, 主要从事微尺度传热、热系统仿真的研究.

这些附件、电子设备以及发动机壳体的散热将使舱内温度持续上升,从而导致它们的工作异常或失效. 为了保证直升机的飞行安全,进行附件舱温度场分析是必须的.

随着计算机仿真技术的发展,国内外应用 CFD 方法针对汽车、坦克和装甲车辆舱室温度场进行了许多研究工作^[1-3],为其设计和优化提供了参考,节约了成本,缩短了研制周期. 本文采用有限元软件计算某型直升机附件舱在强制通风冷却和自然冷却两种情况下的流场和温度场分布,分析不同冷却方案和不同附件散热量对其温度分布的影响,考查附件舱在自然冷却情况下的热控制能力,研究结果对附件舱冷却系统的设计和优化具有实际指导意义.

1 计算过程

1.1 物理模型

附件舱几何模型如图 1 所示(未显示整流罩和排气管). 启动器/发电机、燃油管理模块(FMM)、数据采集单元(DCU)等附件安装在附件支撑座上,发电机由小型离心风机冷却,冷却气流经排气管排出舱外. 建模时不考虑小的管路、线路、油路以及附件的影响,将一些重要的附件简化为圆柱体或棱柱体. 不考虑附件舱的漏气.

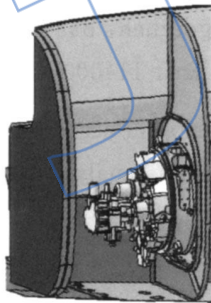


图 1 附件舱几何模型

Fig. 1 Geometry model of accessory cabin

强制通风冷却时,冷却气流由位于整流罩上的进口进入舱内,冷却附件后经排气管排出舱外. 本文提出的 3 种冷却气流进口方案如图 2 所示, A 方案两进口大小均为 110 mm × 110 mm, B 和 C 方案进口尺寸分别为 180 mm × 120 mm 和 160 mm × 110 mm.

1.2 数学模型

强制冷却时,假设附件舱内空气为不可压缩、牛顿粘性流体,流动为稳态湍流流动. 自然冷却时,流动为层流流动,并忽略粘性扩散. 考虑舱内

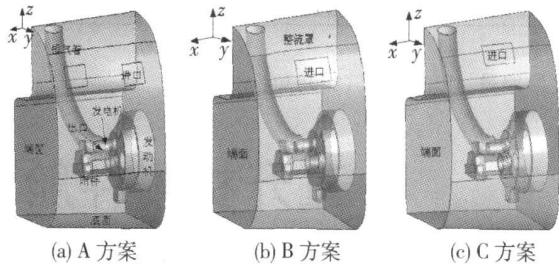


图 2 附件舱冷却系统进口方案示意图

Fig. 2 Sketch of cooling system entrance of accessory cabin

辐射换热,则附件舱内空气流动和传热的连续方程、动量方程、能量方程及 k, ϵ 方程的通用形式可表示为

$$\text{div}(V_i \phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad } \phi) + S \tag{1}$$

式中 ϕ 为通用变量,可以代表 u, v, T, k 等求解变量; Γ 为广义扩散系数; S 为广义源项.

通用控制方程的系数与各特定方程的对应关系见表 1. 表 1 中关于 $k-\epsilon$ 方程的一些常数的取值见表 2.

表 1 控制方程的变量、扩散系数和源项

Table 1 Variable, diffusion coefficient and source item of the governing equation

符号	ϕ	Γ	S
方程			
连续方程	1	0	0
动量方程	V_i	$v + \frac{v_i}{\sigma_k}$	$-\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{p}{\rho} + \frac{2}{3} k \right) - \beta(T - T_{\text{ref}}) g_i$
能量方程	T	$\frac{v}{Pr} + \frac{v_i}{\sigma_T}$	$\frac{q}{\rho c_p}$
k 方程	k	$v + \frac{v_i}{\sigma_k}$	$v_i + G - \epsilon$
ϵ 方程	ϵ	$v + \frac{v_i}{\sigma_\epsilon}$	$\frac{\epsilon}{k} (C_1 v_i S + C_2 \epsilon - C_3 G)$

其中, $v_i = C_\mu k^2 / \epsilon$ $S = \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial V_i}{\partial x_j}$;
 $G = \beta \frac{v_i}{\sigma_i} \frac{\partial (T - T_{\text{ref}})}{\partial x_i} g_i$.

表 2 模型中的系数值

Table 2 Coefficient value in the $k-\epsilon$ model

C_μ	C_1	C_2	C_3	σ_k	σ_ϵ	σ_i
0.09	1.44	1.92	1.0	1.0	1.3	1.0

1.3 边界条件、网格及求解策略

环境压力为 101 325 Pa, 环境温度即进气温

度为 325 K. 悬停状态下, 进口气流速度根据旋翼旋转产生的下洗流速取为 8 m/s, 方向竖直向下^[4]. 出口边界相对静压为 0 Pa. 采用试验测试的发动机壁面温度数据作为发动机壁面边界条件, 附件的散热量为 2 500 W/m² (功率状况为最大功率, 大气温度 52 ℃), 整流罩为绝热壁面, 防火墙近壁处对流换热系数为 55 W/m² · K, 气流温度为 325 K. 试验测得排气管壁面温度为 373 K. 附件舱各壁面和附件表面的流动边界条件采用固体壁面无滑移边界条件, 应用壁面函数法^[5]确定靠近壁面附近流体的流动行为.

采用有限体积法离散控制微分方程. 采用非结构化四面体网格^[6]进行计算区域的离散, 考虑到附件附近气流温度和速度变化较大, 该区域网格作了加密处理. 经计算得知, 当区域划分加密得到的网格单元数大于 60 万个时, 计算结果相对于该单元数情况下的误差小于 2%, 故可认为此时计算结果已与单元数的多少无关.

采用标准 $k-\epsilon$ 模型封闭湍流控制方程, Thermal Energy 模型模拟舱内传热, Discrete Transfer 模型模拟舱内辐射换热, 不考虑各个方向的散射. 计算迭代至 250~ 300 次得到较理想结果.

2 计算结果及分析

2.1 流场分析

图 3 是强制冷却时 A, B, C 方案附件舱内冷却气流流线图. 可以看出, 冷却气流在舱内形成一个大的“环流”, 气流沿舱各个壁面旋转流动, 最后经出口由排气管排出舱外. A 和 B 方案由于进口位置相对于 C 方案较低, 沿舱各壁面冷却气流流速较高, 而附件区域气流流速不高, 特别是 A 方案, 部分附件位于“环流”的中心, 气流流速较低, 不利于其冷却, 但对发动机的冷却比较有利. 另外, 由于 A 方案一个进口位于排气管出口的下方, 受旋翼旋转产生的下洗气流的影响, 所排出的部分热气流很可能再次进入附件舱, 不利于其冷却. C 方案进口位置位于整流罩的上部, 进入舱内的冷却气流以较高的流速流向附件区. 靠近附件舱顶部区域, A 和 B 方案均出现了螺旋状流, C 方案虽未出现明显的螺旋状流, 但是气流不易到达, 流速较低.

图 4 是自然冷却时 A 方案和密闭附件舱(即附件舱未开设冷却气流进口)内气流流动轨迹图(附件散热量为 1 500 W/m²). 可以看出, A 方案和密闭附件舱内气流流动轨迹相似, 在附件区域,

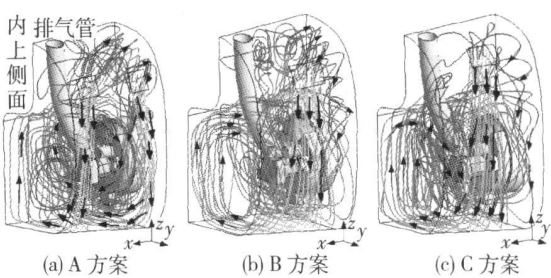


图 3 A, B, C 方案附件舱内气流流线图

Fig. 3 Streamline diagram of cooling air in cabin for A, B, C

气流受热向上流动, 随舱高度的增加, 气流流速不断增大. 上升的热气流到达顶部后沿各个壁面下降, 并逐渐冷却, 形成“环流”.

总的来看, 附件、发动机壳体上方气流流速较高, 附件舱上部气流流速高于下部, 靠近舱壁面处气流流速高于舱内.

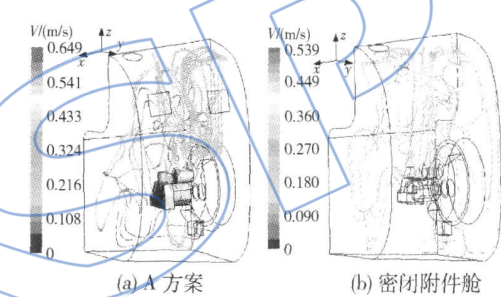


图 4 A 方案和密闭附件舱内气流流线图

Fig. 4 Streamline diagram of cooling air in cabin for A scheme and close cabin

2.2 不同冷却方案对附件舱温度分布的影响

本文首先计算了环境温度为 37 ℃、悬停状态下采用 A 方案冷却的附件舱温度场分布. 图 5 给出了整流罩、附件表面温度分布. 由图 5(a) 可以看出, 高温区位于 FMM 附件的一侧, 附件最高温度为 510.8 K, 大部分附件区域温度不超过 416K. 整流罩表面最高温度为 359 K, 大部分区域温度不超过 339.4 K, 高温区域位于排气管出口附近. 在飞行试验中, 采用 A 方案附件舱未出现超温现象. 整流罩表面温度测量值大部分在 323~ 333 K, 计算结果与试验结果基本一致, 略高于试验值, 但最大误差不超过 21%. 这可能是由于未考虑下洗气流对整流罩的冷却造成的.

图 6 和图 7 分别是环境温度为 52 ℃时 A, B, C 方案整流罩和附件表面温度随 x 坐标值变化的曲线. 由图 6 可知, 各方案整流罩表面最高温度分别为 360.6 K, 362.1 K 和 363.4 K, 均出现在 $x \in [7.95, 8.05]$ m 区域, 即排气管出口处, B 和 C

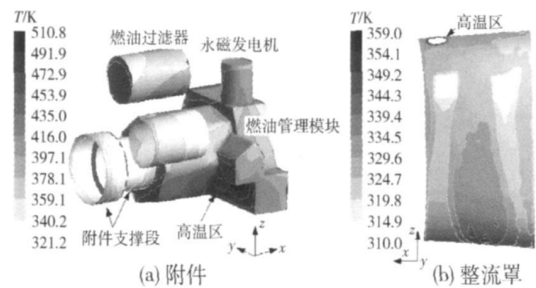


图 5 A 方案附件、整流罩表面温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of accessory and rectifying cover for A scheme

方案整流罩表面大部分区域温度不超过 340 K。由于 B 和 C 方案进口位于整流罩中间，整流罩中间区域温度低于 A 方案，这也可以由流场分析得出。

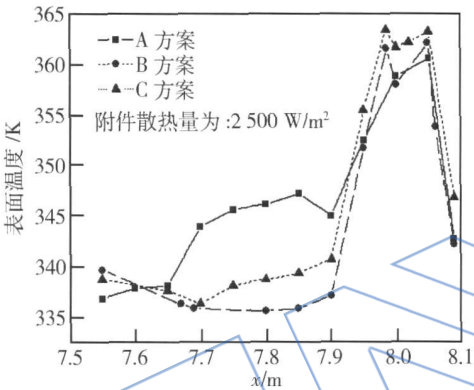


图 6 A, B, C 方案整流罩表面温度随 x 坐标变化曲线

Fig. 6 Curve of surface temperature of rectifying cover vs x for A, B, C scheme

由图 7 可以看出，A、B、C 方案附件表面最高温度分别为 526.7 K、518 K 和 462 K，附件高温区位置相同。附件表面温度随 x 坐标值增加（即沿发动机轴向）先升高再降低，A、B 方案附件温度梯度较大，C 方案温度变化比较平缓，表面最高温度 $A > B > C$ ，各方案附件表面温度均小于其温度限制值 533 K。在给定下洗流速为 8 m/s 时，A、B、C 方案的冷却气流流量分别为 0.066 9 kg/s、0.071 6 kg/s 和 0.097 3 kg/s，C 方案冷却气流流量最大，更有利于附件舱的冷却。

综上所述，改变冷却气流进口位置和尺寸，整流罩表面最高温度变化不大，但其表面温度分布有较大改变；附件表面最高温度可以获得较大降低，但大部分区域附件表面温度变化不大。

2.3 不同附件散热量对附件舱温度分布的影响

图 8 和图 9 分别给出了 A、B、C 方案在附件散热量为 2 500 W/m²、3 000 W/m² 时附件和整

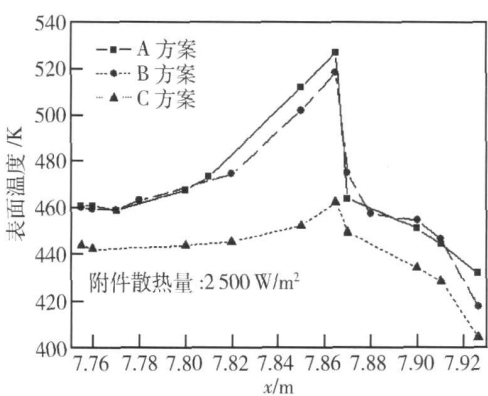


图 7 A、B、C 方案附件表面温度随 x 坐标变化曲线

Fig. 7 Curve of surface temperature of accessory vs x for A, B, C scheme

流罩表面温度随 x 坐标值变化的曲线。由图 8 可以看出，各方案附件高温区相同，增大附件散热量，附件表面温度升高。在相同附件散热量增量情况下，B 方案附件表面温度增量最大，C 方案次之，A 方案的最小。

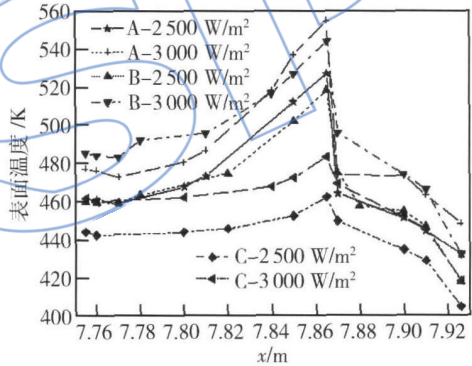


图 8 附件表面温度随 x 坐标值变化曲线

Fig. 8 Curve of surface temperature of accessory vs x

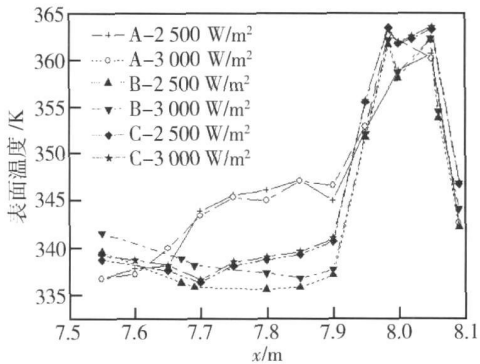


图 9 整流罩表面温度随 x 坐标值变化曲线

Fig. 9 Curve of surface temperature of rectifying cover vs x

在散热量为 3 000 W/m² 时，A、B 方案附件最高温度为 554.6 K 和 543.9 K，超过其温度限制值，C 方案最高温度为 483 K，满足冷却要求。

在散热量为 $2\,500\text{ W/m}^2$ 时, 各方案附件都满足冷却要求。

由图 9 可以看出, 增大附件散热量, B 方案整流罩前部壁面温度有一定升高, 但是对于同一方案, 整流罩壁面温度变化不大, 即附件散热量变化对整流罩壁面温度影响不大。在散热量为 $2\,500\text{ W/m}^2$ 和 $3\,000\text{ W/m}^2$ 时, 整流罩壁面温度均满足使用要求。

2.4 附件舱密闭时温度分布

为考查附件舱在自然冷却时的热控制能力, 本文计算了散热量为 $1\,500\text{ W/m}^2$ 、A 方案和密闭舱结构时附件舱温度分布。图 10 和图 11 分别给出了整流罩、附件表面温度随 x 坐标值变化曲线。可以看出, A 方案整流罩表面最高温度为 381.1 K , 略高于密闭舱的 379 K 。A 方案整流罩大部分温度不低于 377 K , 而密闭舱大部分区域温度不超过 377 K 。

附件表面温度随 x 坐标值的增加先逐渐增大, 在达到最大后又逐渐减小, 对应 $x = 7.86\text{ m} \sim 7.875\text{ m}$ 之间的附件, 其温度梯度最大。A 方案和密闭舱的附件表面温度分布相似, 最高温度相差不大。A 方案附件表面最高温度为 532.8 K , 略低于温度限制值 533 K , 而密闭舱附件表面最高温度为 533.8 K , 已经超过了 533 K 。

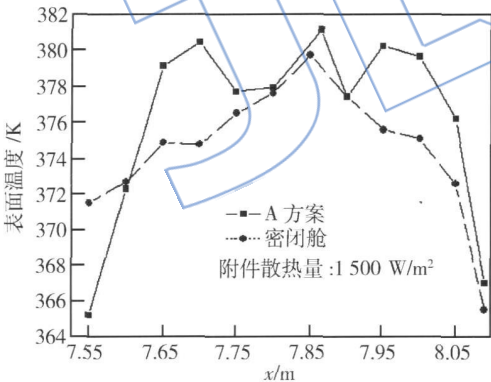


图 10 A 方案和密闭舱整流罩表面温度随 x 坐标值变化曲线

Fig. 10 Curve of surface temperature of rectifying cover vs x for A scheme and close cabin

综合分析, 在散热量为 $1\,500\text{ W/m}^2$ 时, 由于部分附件超温, 密闭的附件舱不能满足冷却要求。A 方案虽可以满足要求, 但是其最高温度已接近温度限制值。可以预测, 增大附件散热量, A 方案和密闭舱在自然冷却情况下都将无法满足温度要求。

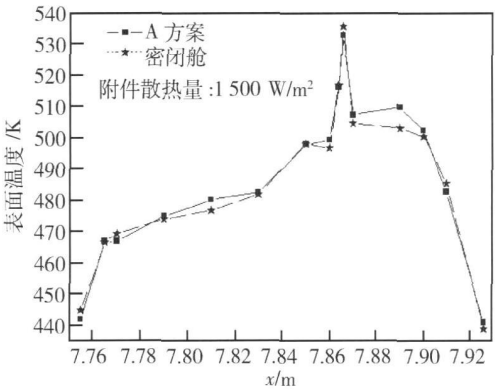


图 11 A 方案和密闭舱附件表面温度随 x 坐标值变化曲线

Fig. 11 Curve of surface temperature of accessory vs x for A scheme and close cabin

3 结 论

基于有限体积法, 建立某型直升机附件舱的全三维数值仿真模型, 研究了强制冷却和自然冷却两种情况下附件舱温度场分布, 得到如下结论:

- (1) 改变冷却气流进口尺寸和位置, 对整流罩表面温度影响不大, 但附件表面温度可获有效降低。C 方案为最佳选择。
- (2) 相同冷却方案, 增大附件散热量, 附件表面温升较大, 整流罩壁面温度变化不大。
- (3) 附件舱密闭, 附件散热量为 $1\,500\text{ W/m}^2$ 时, 靠自然冷却已不能满足部分附件冷却要求。

本文的数值计算结果与试验结果有较好的符合性, 验证了数值模拟方法和结果的正确性。本文计算结果已用于指导某型直升机附件舱冷却系统的优化设计。

参考文献:

[1] Matsushima Y, Takeuchi T, Kohri I. Prediction method of engine compartment air flow using CFD analysis[J]. JSAE, 2000, 21: 197-203.

[2] 刘西侠, 毕小平, 赵以贤. 装甲输送车乘员舱内三维空气流动与传热的数值计算[J]. 兵工学报, 2003, 24(1): 16-18.

LIU Xixia, BI Xiaoping, ZHAO Yixian. A numerical study on the 3-D airflow and heat transfer in an armored personnel carrier passenger compartment[J]. ACTA Armamentary, 2003, 24(1): 16-18.

[3] 韩玉阁, 宣宜民. 坦克动力舱内的热特性[J]. 红外技术, 2000, 22(3): 23-26.

HAN Yuge, XUAN Yimin. Thermal feature of tank power cabin[J]. Infrared Technology, 2000, 22(3): 23-26.

[4] 曹义华. 旋翼涡尾流与下洗流场的计算方法[J]. 北京航空

航天大学学报, 2000, 26(2): 174-177.

CAO Yihua. Method for predicting rotor vortex wake and downwash velocity field[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(2): 174-177.

[5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001: 323-398.

[6] 谢永奇, 余建祖, 高红霞. 直升机动力舱通风冷却系统仿真[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 297-302.

XIE Yongqi, YU Jianzu, GAO Hongxia. Simulation study on helicopter nacelle ventilation cooling system[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 297-302.

《航空动力学报》正式启用编辑部远程稿件处理系统通知

《航空动力学报》建立的编辑部远程稿件处理系统, 于 2007 年 8 月 1 日启用以来, 通过试运行和调试, 现在已经正常工作。作者可以在《航空动力学报》的网站上, 通过该系统进行网上投稿。包括专家审稿、编辑部稿件处理等各项工作直接在网络上进行。到目前为止, 通过该系统进行网上投稿、网上审稿的稿件有几百篇。

编辑部远程稿件处理系统的启用, 可以提高编辑部办公效率、方便作者投稿、方便专家审稿、缩短审稿周期和出版周期。希望广大作者、审稿专家、读者今后能够更多地使用远程稿件处理系统, 提高稿件的处理效率。

鉴于编辑部远程稿件处理系统已经基本使用成熟, 《航空动力学报》决定于 2008 年底中止传统的纸质稿件邮寄投稿和审稿的工作模式, 全面采用编辑部网上远程稿件处理系统进行工作, 今后将不再接受纸质投稿(个别条件不具备的作者, 还可以使用纸质方式, 编辑部将采用原有的工作模式处理)。

非常感谢您的支持和帮助。如在使用该系统时发现有任何问题及有任何建议, 请及时向本编辑部垂询和反馈。

《航空动力学报》编辑部