

文章编号: 1000-8055(2007)08-1297-06

高超声速飞行器-进气道一体化热流数值计算

丁海河, 王发民

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 采用 CFD(计算流体动力学)技术,开展了飞行器前体/发动机一体化气动热环境分析. 对层流区、转捩区和湍流区分别采用计算模型,在湍流区利用压缩性修正的 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型,在转捩区引入代数型转捩因子模型描述边界层由层流逐渐过渡为完全湍流的流动过程. 计算了前体和内通道的表面热流,并与实验结果进行了对比. 结果表明所采用的计算方法可以较好地预测前体及发动机内通道热流率,流动状态、几何结构及激波入射对热流值影响较大.

关键词: 航空、航天推进系统; 气动热; 超燃冲压发动机; 转捩; CFD(计算流体动力学)

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Hypersonic vehicle-inlet integrated aeroheating simulation

DING Hai-he, WANG Fa-min

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Aeroheating analysis of propulsion/forebody integration has been conducted by means of CFD technique. Especially, different computation models are adopted for different flow regime, including laminar, transition and turbulent flow. In this text, compressibility-corrected SSGZ-J k - ϵ model has been employed in turbulent region, moreover, we introduce algebraic intermittency model of transition to simulate the transition process from laminar to turbulent. By these methods, wall heat flux of forebody and engine has been calculated and compared with experimental results. Results show that compressibility-corrected SSGZ-J k - ϵ model can reasonably predict heat flux in the complex high-speed compressible flow, and algebraic intermittency model of transition can simulate transition process of boundary layer. Flow regime, structure geometry and shock wave have great effects on heat flux.

Key words: aerospace propulsion system; aeroheating; scramjet; transition; CFD (computational fluid dynamics)

以超燃冲压发动机为动力的飞行器在大气层内以高超声速飞行时,由于激波压缩和粘性阻滞,壁面附近气温升高. 高温空气将不断向低温壁面传热,产生很强的气动加热,甚至有可能导致飞行器外形、结构强度及刚度的改变,对飞行器的正常飞行造成极为严重的影响. 因此,研究高超声速飞行器气动加热对高超声速飞行器设计是非常重要的.

高超声速飞行器表面热流的准确计算一直是高超声速流动数值模拟的重点和难点之一. 由于

物面附近沿法线方向物理量的梯度很大,为了正确模拟边界层内的流动特征,法向的网格就需要加密. Klopfer 和 Yee^[1]指出,热流计算结果与物面附近法向网格尺寸密切相关,通过减小法向网格间距可以改善热流计算结果. Hoffmann^[2]对高超声速粘性绕流表面热流与网格的关系进行了研究,给出了球锥网格尺寸与来流雷诺数的关系. 国内在高超声速飞行器热流计算方面也取得了一些成果. 王发民等^[3]研究了高超声速复杂外形飞行

收稿日期: 2006-07-31; 修订日期: 2006-10-12

基金项目: 国家自然科学基金重点基金(90505016)资助项目

作者简介: 丁海河(1976-),男,陕西澄城人,博士生,主要从事飞行器一体化的专业研究.

器的气动力和气动热,在粘性项的离散和表面热流率的计算中应用了基于能量守恒的有限体积形式,保证了通量守恒,提高了计算的准确度.李君哲和阎超^[4]研究了不同计算格式对表面热流的影响,指出 Roe 格式和 AUSM+ 格式的粘性分辨率高,热流计算结果好且对网格密度的要求也较低.

对复杂外形流场的热流计算多数都基于全层流或全湍流假设,对于同时包括层流、转捩和湍流不同流态的复杂形状表面热流的数值模拟存在一定的困难.与层流相比,湍流流动的气动加热和摩擦阻力要严重很多.从目前计算机所能承担的计算能力来看,对复杂飞行器湍流流场的直接数值模拟是不可能的,湍流模型在这方面发挥了很大的作用.基于布辛涅斯克(Boussinesq)湍流涡粘性假设,已经发展了一些较为成熟的湍流模型,如 B-L 代数模型、单方程 Spalart-Allmaras 模型、两方程 k - ϵ 模型,每种模型针对不同的物理问题均得到了理想的计算结果,但不具有普遍适用性.本文计算中选用近年来在超声速流场计算中应用较多的压缩性修正的 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型,Papp^[5]等人的研究指出,该模型适用于高超声速且有壁面限制的流动,并已经过实验验证.

转捩区热流值的准确预测也比较重要,在转捩区热流逐渐由层流值过渡为湍流值,对该区域热流值的准确预测可以减小防热材料的质量.但由于转捩区是流动脉动量重组、演化的复杂过程,其物理内涵还存在许多未解之谜,对于转捩起始点的位置及转捩过程准确理论计算存在很大困难.近年来,基于大量的实验数据库和经验,许多研究者提出了一些模拟转捩过程的转捩模型,如 Mayle^[6]的转捩模型等.虽然这些模型都是在某些特定的实验条件下得出的经验公式,并不能在任何条件下都得到满意的结果,但它们为工程中转捩过程的模拟提供了可用的手段.

本文的主要工作就是在超燃冲压发动机前体及内通道热流的数值模拟中,引入代数型转捩模型,计算包括层流、转捩和湍流流态,并伴有激波/边界层、激波/激波相交等流动现象在内的复杂流动,考察高超声速条件下超燃冲压发动机冷态气动热,并与实验结果进行比较.

1 湍流及转捩模型

1.1 湍流模型

压缩性修正的 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型^[5]比较

适用于高超声速流动,且在壁面限制的流动中能够给出合理准确的解,并已得到实验验证.因此本文在湍流计算中选用 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型,其控制方程为

$$\frac{\partial k}{\partial t} + u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = P_k - D_k + SS_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} + u_j \frac{\partial}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{k} \right) \frac{\partial}{\partial x_j} \right] = P - D \quad (2)$$

其中 $P_k = \rho \epsilon_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$; $D_k = \rho \epsilon_{ij} u_i u_j$; $P = C_1 P_k \frac{\rho}{k}$;

$D = C_2 \frac{\rho}{k}$; $\epsilon_{ij} = -\frac{2}{3} u_i u_j$; $\mu_T = C_\mu \frac{\rho k^2}{\epsilon}$;

$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$.

封闭系数为: $C_1 = 1.50$, $C_2 = 1.83$, $C_\mu = 0.09$, $\epsilon = 1.0$, $\epsilon = 1.44$.

压缩性通过引入附加源项来修正,源项定义为: $SS_k = -\frac{1}{2} Ma_T^2 P_k - \frac{2}{3} Ma_T^2 \tau$, 这里, $Ma_T = \max(Ma_T, 0)$ 为有效湍流马赫数, τ 为延迟因子,用来抑制当 $Ma_T < 0.2$ 时的压缩效应.封闭系数取值为: $\tau_1 = 2.5$, $\tau_2 = 2.0$, $\tau = 0.2$.

1.2 转捩间歇因子模型

发动机前体为冲压发动机提供预压缩气体,前体流动特性影响进气道的起动特性及发动机总体性能.前体边界层流态一般包括层流、转捩区和湍流,正确判断转捩区的位置和区域对精确预估摩擦阻力和表面气动热有着重要的意义,这将影响飞行器的起飞重量,能够使高超声速吸气式飞行器的起飞重量减小 2% 或更多^[7].采用雷诺平均 NS 方程计算包括层流、转捩和湍流的流动时,需要在完全层流区抑制湍流,而在转捩区逐渐引入湍流对流场的影响.根据布辛涅斯克(Boussinesq)湍流涡粘性假设,湍流对雷诺平均 NS 方程的直接影响是引入了湍流涡粘性,有效湍流涡粘性系数定义为

$$\bar{\mu}_T = \mu_T \quad (3)$$

为转捩间歇因子,是湍流出现的时间在全部时间中所占的百分比.在完全层流区 $\gamma = 0$,在完全湍流区 $\gamma = 1$,在转捩区 $0 < \gamma < 1$.

本文采用 Mayle^[6]给出的代数型转捩间歇因子模型

$$= \begin{cases} 1 - \exp\left[-\left(\frac{x-x_t}{\delta}\right)^2 nRe^2\right] & x > x_t \\ 0 & x < x_t \end{cases} \quad (4)$$

其中, $n = 1.25 \times 10^{-11} Tu^{7/4}$, Tu 为来流湍流度; Re 为动量厚度雷诺数, 定义为

$$Re = U / \mu \quad (5)$$

为动量边界层厚度. 该代数模型使流动在转捩区由层流逐渐转捩为湍流, 但转捩起始点位置需事先给定. 本文转捩起始点位置由力学所脉冲风洞实验结果给定.

2 计算方法及网格设计

2.1 计算方法

在计算过程中, 采用积分形式可压缩流的强守恒雷诺平均 NS 方程, 方程的形式这里不再重复.

根据对高超声速双锥流的研究^[8], 低耗散格式仅需要相对较少的网格数就可以给出精确的数值解, 因此本文对空间项的离散采用具有低耗散特性的 Roe 格式, 并配合同样具有低耗散特性的 van Leer 限制器抑制数值振荡, 同时提高数值解的精度. 对时间项的离散采用隐式时间积分方法, 这样可以选用较大的时间步长从而加速收敛, 节省计算时间. 边界条件用到了压力远场条件、无滑移等温壁面条件, 由于流动为超音速流动, 出口参数采用外插方法得到.

转捩起始点位置由实验获得, 沿法向网格应用于整个计算域. 通过建立转捩模型与湍流模型的联系来模拟转捩过程及对流场的影响, 控制加入到分子粘性系数中的湍流涡粘性系数的大小来模拟转捩, 定义有效粘性系数为

$$\mu_{eff} = \mu_{lam} + \mu_T \quad (6)$$

其中 μ_{eff} , μ_{lam} 和 μ_T 分别分别是有效粘性系数、层流粘性系数及有效湍流涡粘性系数. 这样, 就可以在转捩位置之前完全抑制湍流, 在转捩位置之后逐渐引入湍流对流场的影响.

2.2 模型及网格设计

图 1 给出了飞行器前体/内通道计算模型. 该模型包括前体压缩面, 侧壁压缩进气道, 隔离段和燃烧室, 在模型设计过程中, 为了提高进气道的起动性能, 侧壁后掠、中隔板前掠、外罩后移. 由于只进行冷态实验和计算, 燃烧室内没有凹槽, 所有表面均设计为平面, 中隔板将燃烧室均分为宽度相等的两个内通道, 图 1(b) 给出了模型沿一个内通

道对称面的示意图.

要准确计算包括前体外流和发动机内流的内外流一体化复杂流动的表面热流, 对计算网格的质量需要较高. Dilley^[9]在高超声速湍流热研究中指出, 网格雷诺数小于 2 可以得到准确的结果. 本文采用分块对接网格技术, 将计算域分解为若干个子区域, 生成高质量的贴体计算网格, 生成网格的壁面网格雷诺数小于 2. 图 2 给出了内通道对称面处的截面网格, 图 3 为水平截面网格, 网格在流场梯度大的区域加密, 壁面附近网格尽可能的保持正交性以确保边界处理的精度.

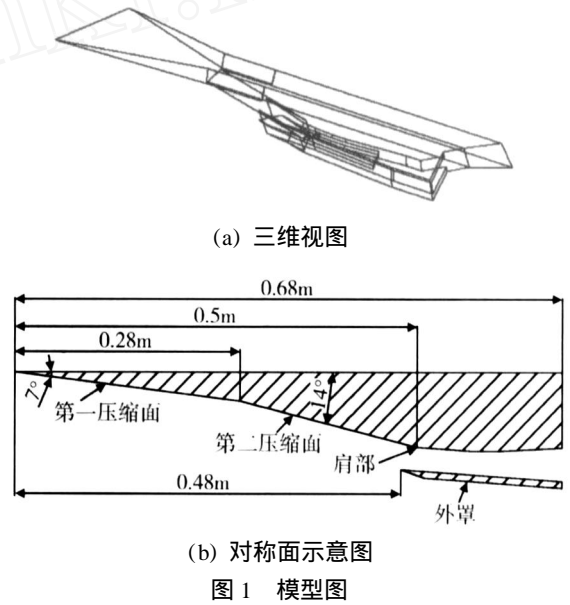


Fig. 1 Sketch of model

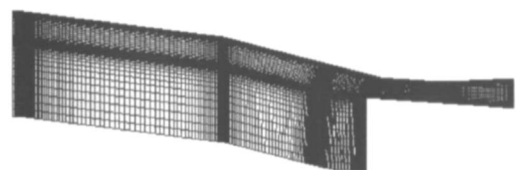


图 2 对称截面网格
Fig. 2 Grid distribution at symmetrical section

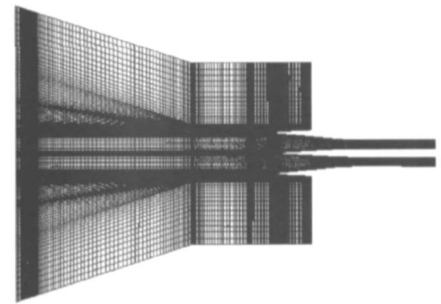


图 3 水平截面网格
Fig. 3 Grid distribution at horizontal section

3 结果及分析

为了验证 CFD 热流计算结果,将与实验热流值对比.实验数据来源于力学所脉冲风洞测量结果,计算模型与风洞实验模型尺寸相同,来流条件给定为风洞实验状态:来流马赫数 $Ma = 6.4$,总压 $p_0 = 5.23 \text{ MPa}$,总温 $T_0 = 566 \text{ K}$.力学所脉冲风洞的实验时间为毫秒量级,实验过程中模型壁面温度变化较小,因此计算中假设模型壁面为恒温壁,壁面温度给定为室温 $T_w = 298 \text{ K}$.风洞实验和数值计算均对燃烧室进行冷态模拟,即未考虑燃烧室内的燃料喷射及相应的化学反应现象.

3.1 热流测量及转捩判断

实验在力学所 GF 脉冲风洞中进行,表面热流率由铂膜电阻温度计测量,并采用热电模拟网络^[10],将表面温度的电信号直接转换成表面热流率.实验时,由铂膜电阻温度计输出的信号经多通道放大器(含热电模拟器)放大后,由多通道高速采集器采集,最高采样速率 250 kHz ,并送入计算机储存、处理,给出表面热流率的结果.这套测量系统可以满足在毫秒级脉冲风洞中热流测量的需求,已进行了多次热流测量实验,一些实验数据已提供给型号部门并获得认可.

转捩起始点的判断一般有如下几种准则:最小热流、最小表面摩擦系数、最小恢复温度因子等.本文采用最小热流法来判断转捩起始点的位置,得到转捩起始点位置为 $L = 0.185 \text{ m}$.

3.2 计算结果

图 4 给出了转捩因子沿流向的变化规律,在转捩区,转捩因子介于 $0 \sim 1$ 之间.

图 5 给出了前体和发动机内通道对称面压力等值线,图 6 给出了内通道对称面马赫数分布.可以看出前体两级压缩面产生的激波在外罩唇口之前相交,经过两级压缩面压缩后的气流进入进气道后由于侧壁压缩的作用继续压缩,遇到外罩后产生反射激波,反射激波与肩部的膨胀波相交后入射至内通道上表面.

本文定义无量纲热流率 Stanton 数

$$St = q' / u (h_0 - h_w) \quad (7)$$

图 7 和图 8 给出了无量纲热流率 Stanton 数分布,其中实线表示 CFD 计算结果,实点为实验测量结果.

图 7 为前体两级压缩面表面热流值.可以看出边界层在第一级压缩面开始转捩并逐渐过渡为

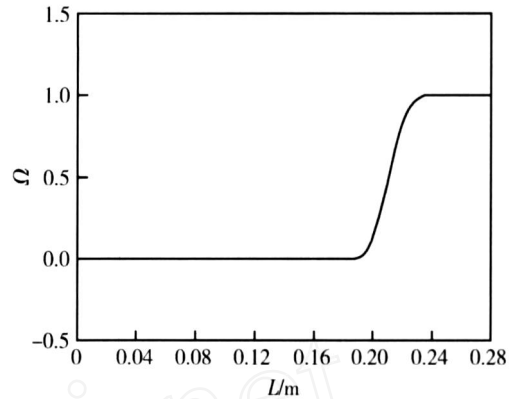


图 4 转捩间歇因子

Fig. 4 Transition intermittency

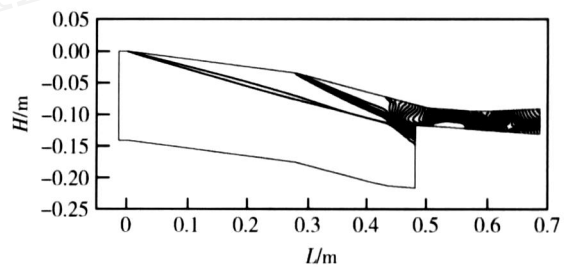


图 5 压力等值线

Fig. 5 Pressure contours

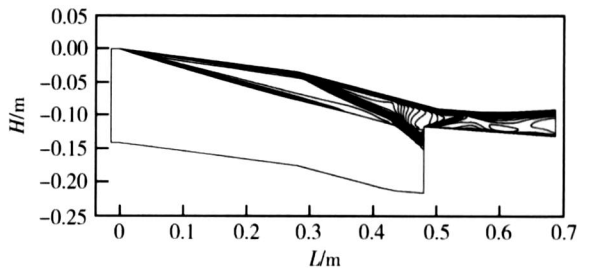


图 6 马赫数等值线

Fig. 6 Mach number contours

完全湍流状态,湍流热流值大约为层流值的 3.3 倍,可见流动状态对热流值影响很大.在转捩区,热流值增加较快,逐渐由层流热流值增加至湍流热流值.转捩区大部分区域 CFD 热流值大于实验热流值,但变化趋势与实验结果相同,误差不超过 5%.在第一、二压缩面的拐角处,经过二级压缩面的进一步压缩,热流值急剧增加,约为第一压缩面的 1.8 倍.随着流动向下游发展,边界层增厚,热流值逐渐减小.

图 8 给出了发动机内通道上表面的热流值,可以看出计算热流值变化的趋势和实验结果基本相同,各处峰值也基本相同.但由于内通道的流动非常复杂,由于激波/激波、激波/膨胀波、激波/边

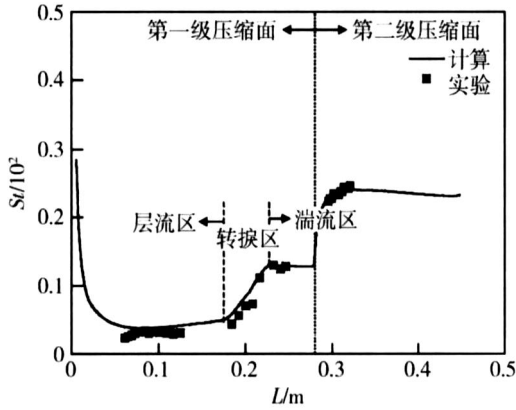


图 7 前体压缩面热流分布

Fig. 7 Heat flux at forebody ramp

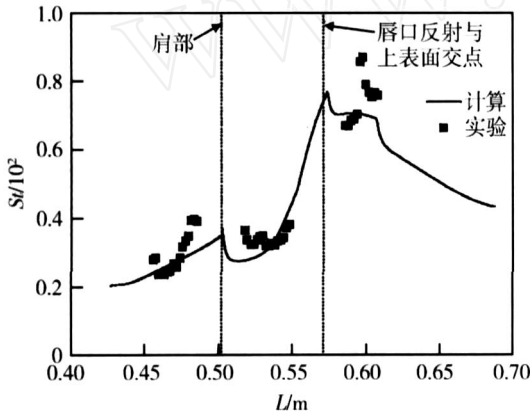


图 8 内通道上表面热流分布

Fig. 8 Heat flux at upper surface of inner path

层流相互作用,对激波的位置不能准确捕捉,因此热流峰值位置与实验结果有一定的出入,但各处热流峰值基本符合.内通道热流的第一处峰值出现在肩部附近,是由于进气道侧壁压缩引起压力升高,边界层厚度减小,以及由于肩部尖角的几何特征共同作用而引起热流增大.气流动经肩部后产生一系列膨胀波引起压力较小,边界层厚度逐渐增加而引起热流值降低.第二处峰值出现在激波与内通道上表面相交处,是由于激波引起边界层分离、再附而引起热流值的增加.

从图 7 和图 8 可以看出,CFD 热流计算结果与实验值在层流区、转捩区和湍流区均符合的较好.通过数值计算和测量结果比较,机体前体预压缩面热流的计算值和实验值的最大误差不超过 5%,而内通道内流场比较复杂,第一处热流峰值的相对误差为 8%;第二处热流峰值的相对误差为 13%.

计算结果与实验结果的对比说明压缩性修正的 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型可以准确模拟高超声速

湍流流动,可以用于计算超燃冲压发动机前体典型的多级压缩流动;代数型转捩模型能够模拟转捩区运动,可以用于复杂流场转捩的数值模拟.

4 结 论

本文将压缩性修正的 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型和代数型转捩因子模型应用于超燃冲压发动机前体/发动机内外流一体化数值模拟中,在转捩点由实验数据给定的条件下,得到了前体及发动机内通道的热流分布,并与实验结果进行了对比.得到以下结论:

- (1) 压缩性修正的 SSGZ-J k - ϵ 湍流模型能够较好地模拟高超声速飞行器复杂流场的湍流运动,热流值与实验值最大误差不超过 13%;
- (2) 代数型转捩因子模型能够较为准确的模拟转捩过程中表面热流率的变化趋势;
- (3) 第一级压缩面湍流热流值约为层流值的 3.3 倍,经过第二级压缩面的压缩,热流值约为第一级压缩面的 1.8 倍,说明流动状态和几何压缩均对热流值产生重要影响;
- (4) 进气道肩部及唇口反射激波在内通道上表面入射位置处存在热流峰值,在防热设计过程中应引起重视.

参考文献:

[1] Klopfer and Yee. Viscous hypersonic shock-on-shock interaction on blunt cowl lips[R]. AIAA-88-0233, 1988.

[2] Hoffmann S, Chiang. Difficulties associated with the heat flux computations of high speed flows by the Navier-Stock equations[R]. AIAA-91-0467, 1991.

[3] 王发民,沈月阳,姚文秀,等.高超声速升力体气动热数值计算[J].空气动力学学报,2001,19(4):439-445. WANG Famin, SHEN Yueyang, YAO Wenxiu, et al. Aerodynamic and aerothermal numerical simulation of hypersonic lifting body configuration[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2001, 19(4): 439-445.

[4] 李君哲,阎超,柯伦,等.气动热 CFD 计算的格式效应研究[J].北京航空航天大学学报,2003,29(11):1022-1025. LI Junzhe, YAN Chao, KE Lun, et al. Research on scheme effect of computational fluid dynamics in aerothermal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautic, 2003, 29(11): 1022-1025.

[5] Papp J L, Dash S M. Rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar-to-turbulent transitional flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(3): 467-475.

[6] Mayle. The role of laminar turbulent transition in gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 509-537.

[7] Schneider S P. Hypersonic laminar turbulent transition on

- circular cones and scramjet forebodies[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40: 1-50.
- [8] Druguet M C. Effect of numerics on Navier-Stokes computations of hypersonic double-cone flows[J]. AIAA Journal, 2005, 43(3): 616-623.
- [9] Dilley A D. Evaluation of CFD turbulent heating prediction techniques and comparison with hypersonic experimental data[R]. NASA/CR-2001-210837.
- [10] Meyer R F. A heat flux meter for use with thin film surface thermometers[R]. Aero Report LR-279, National Research Council Canada, 1960.

《航空动力学报》正式启用编辑部 远程稿件处理系统

为适应新媒体形势需要,《航空动力学报》建立的远程稿件处理系统于 2007 年 8 月 1 日正式启用。今后作者投稿、专家审稿、稿件处理、编辑校对等各项工作将直接在网络上进行。

编辑部远程稿件处理系统的启用将有利于提高编辑部办公效率、节约成本开支、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、读者能逐步适应这一新变化,共同尽快实现这一转变。

在编辑部远程稿件处理系统启用初期,为了给广大作者和审稿专家一个适应的过程,编辑部将仍保留原有的工作模式,实行双轨制半年左右时间,2007 年底前将中止传统的工作模式,全部采用编辑部远程稿件处理系统进行工作。

非常感谢您的支持和帮助。如有任何问题和建议,请及时向本编辑部垂询和反馈。

《航空动力学报》编辑部