三级压缩楔前缘半径对壁面静压及热流分布影响研究^{*}

王振锋1,2,张扣立1,江 涛1

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室,四川 绵阳 621000;2. 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室,四川 绵阳 621000)

摘 要:为了研究三级压缩楔前缘半径对壁面静压和热流分布的影响,在0.6m激波风洞上开展了 试验测量,模型长约0.6m,前缘半径为0mm~3mm,试验名义马赫数为5.98。研究结果表明,试验得到 的壁面静压和热流数据重复性很好。采用Fluent软件进行了二维和三维流场参数辅助模拟分析,三种不 同湍流模型获得的壁面静压分布差别不大,均与试验结果吻合较好;不同湍流模型获得的壁面热流分布 差异较大,采用标准k-e模型得到的结果与试验吻合较好。试验和数值模拟结果均表明,在第二和第三 压缩面上,经过激波后,壁面静压逐渐上升到一个压强平台;壁面热流逐渐上升到一个局部极大值,然 后在同一压缩面持续下降。随前缘半径增加,壁面静压和壁面热流整体减小,压强平台值和热流局部极 大值也减小,而达到压强平台和热流局部极大值需要的长度增加,显示激波边界层干扰影响区域增大。 关键词:压缩楔;前缘半径;壁面静压;壁面热流;激波边界层干扰;高超声速进气道 中图分类号:V231 文献标志码:A 文章编号:1001-4055 (2014) 08-1009-07 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2014. 08. 001

Research on Leading Edge Radius Effect on Wall Static Pressure and Heat Flux Distribution of Three-Stage Compression Ramp

WANG Zhen-feng^{1, 2}, ZHANG Kou-li², JIANG Tao¹

State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
 Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute of CARDC, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to study the effects of leading edge radius on three-stage ramps wall static pressure and heat flux distribution, the experimental work is carried out in 0.6m shock tunnel of CARDC at Ma=5.98. The total length of the test models compression surfaces is about 0.6 meter, with the radius of the leading edge $0 \sim 3$ mm. The wall static pressure and heat flux data are quite repetitious in duplicated test. Two and three dimensional flow field parameters were obtained by FLUENT, and it shows that the wall static pressure by three different viscous models are similar, and all of which are coincident with experiment results. The wall heat flux is different by different viscous models, and the results by standard $k-\varepsilon$ model are best coincident with experiment results. The results from experiment and CFD show that wall static pressure increases gradually downstream shockwave reaching a pressure platform on the second and third compression surfaces, while heat flux increases gradually downstream shockwave reaching a local maximum, and then decreases gradually on the compression surface. With the leading edge radius increasing, the value of pressure platform and heat flux local maximum becomes longer, which shows

* 收稿日期: 2013-01-23; 修订日期: 2013-10-12。

基金项目:空气动力学国家重点实验室研究基金资助(JBKY09050402, JBKY11050301)。 作者简介:王振锋(1981—),男,博士生,研究领域为高超声速激波边界层干扰。E-mail: wangzhenfeng111@sina.com that the shock wave boundary layer interaction region extends.

Key words: Compression ramp; Leading edge radius; Wall static pressure; Wall heat flux; Shock wave

boundary layer interaction; Hypersonic inlet

1 引 言

高超声速飞行器设计时,从防热和工艺角度考虑,各类前缘必须做成一定钝度,被称之为钝化设计。尖前缘与钝前缘方案的下游流场必然有一定程度的差异,进而影响部件或整个飞行器的性能。对钝化前缘下游流场特征及其作用效果的研究一直受到高速飞行研究的重视。

前缘钝化可以降低高超声速飞行器气动热载 荷,但钝化后飞行器升力^[1,2]、阻力和俯仰力矩系数^[3]、 升阻比等特性^[4]会有较大变化。从飞行器设计和气 动力/热性能评估需求出发,国内外对压缩楔/锥前缘 钝化影响的研究已有很多。国内曹德一等的三维模 拟结果表明前缘钝化对飞行器的升力影响不大[4],对 阻力和升阻比的影响较大。刘济民等采用CFD方法 分析了乘波构型飞行器钝化方法及其对性能的影响 [1],以及非设计工况前缘钝化的影响[5],指出钝化半 径和钝化方法对飞行器升阻比和热流峰值都有影 响,非设计状态下钝化前后各参数的变化规律基本 相同。陈小庆等人的数值模拟结果显示乘波构型边 缘钝化可有效降低最大热流密度,但也会降低气动 性能^[2]。国外的 Lewis 和 Travis 等对乘波体前缘钝化 进行了试验^[6]和数值模拟研究^[7],获得的升阻比和阻 力系数与试验结果吻合较好,结果也显示气动性能 随前缘钝化变化较大。

高超声速进气道外压缩面往往与飞行器前体一体化设计,前缘钝化在影响飞行器性能的同时也会改变进气道外压缩面的波系分布^[8,9]、边界层厚度分布、状态及转捩情况^[10,11]。波系结构的变化必然影响进气道壁面的静压分布^[12];边界层分布会改变进气道有效型面^[13,14],其转捩状态影响壁面的热流分布,以及隔离段入口的边界层抗分离能力和分离区大小,进而影响进气道的启动等多项性能。国内沈清和张红军^[15]等发现采用尖前缘能够启动的进气道, 在使用钝化前缘后不能启动,分析认为是前缘钝化延迟了边界层转捩,隔离段入口处边界层未转捩,分离区增加,导致进气道不启动。王晓栋等的数值模拟研究表明前缘钝化后,进气道压缩波系改变,使得 捕获流量减小^[8]。周忠平使用数值模拟方法研究了 钝化半径对单级压缩楔及多级压缩进气道壁面静压 分布的影响^[16],表明前缘钝化后单级压缩楔壁面静 压增加,对进气道外压缩面壁面静压变化情况则未 详细分析。

从调研资料的情况可以看到,国内外公开的进 气道和飞行器前体前缘钝化研究较多采用了数值模 拟方法,试验结果较少,趋势和定性结论或许有用, 但缺乏可信的定量结论。为获得一些定量的实验数 据支持,设计了二维平面多级压缩楔前缘半径对流 场结构^[9]、壁面静压和热流影响的研究工作,本文提 供前缘半径对壁面静压/热流分布的影响数据。

2 研究方法及测试技术

2.1 试验模型与风洞简介

试验模型和试验条件可以参考文献[9],本文仅 简要介绍。模型为长约0.6m的三级压缩楔,气流偏 转角分别为6.06°,6.98°和8.09°,模型宽度为0.2m,前 缘半径*SR*分别为0mm,0.5mm,1mm,1.5mm和3mm, 模型钝化后的理论尖点不变(见图1)。

试验风洞为中国空气动力研究与发展中心超高速所 0.6m 激波风洞,试验气体为氮气。试验的名义状态为马赫数 5.98,总压 6.56MPa,总温 670K,单位长度雷诺数 3.37×10⁷/m。



Fig. 1 Sketch of 0.6m three-stage compression ramp(mm)

2.2 试验设备与测量仪器

采用激波风洞经典的铂薄膜测热传感器测量热 流,多次试验表明热流数据重复性误差小于8%;采 用压阻传感器测量壁面静压,压强数据的重复性误 差小于5%。图2给出了前缘半径0mm模型壁面静 压/热流的三次试验结果,可以看到壁面静压和热流 数据重复性很好。



Fig. 2 Wall static pressure and heat flux distribution from three runs

3 结果分析

3.1 三种湍流模型获得的壁面静压和壁面热流分布 对比

为帮助理解实验数据,采用Fluent软件进行了二 维和三维数值模拟分析,对比了三种湍流模型(标准 *k*-ω模型、标准*k*-ω模型和SST*k*-ω模型)获得的壁面 静压和热流分布结果,壁面取 300K等温壁(试验中 壁温几乎不变),数值离散选用两阶迎风格式。

图 3 和图 4 给出了二维数值模拟获得的壁面静 压和热流分布,以及模型中心线上的试验结果,图 4 中还给出了采用层流边界层模型得到的热流分布, 前缘半径 SR 分别为 0mm 和 1mm。图中,"EXP"表示 试验结果,"KE-STAND","KW-STAND"和"KW-SST"表示湍流模型分别使用了标准 k-ω模型、标准 k-ω模型和 SST k-ω模型,"LAMINAR"则表示层流边 界层结果。

图 3 表明,无论是尖前缘(*SR*=0mm)还是钝前缘 (*SR*=1mm)模型,三种湍流模型得到的壁面静压分布 差异很小,仅在拐角附近有细微的区别。二维数值 模拟获得的壁面静压与试验结果吻合较好,在第二 拐角前,试验结果略低,在第二拐角后,试验结果高约8%。

图 4(a)中尖前缘模型热流分布显示,试验获得的热流显著高于层流边界层模型计算结果,并接近

或位于湍流边界层模型给出的结果范围内,可推断 测点区域内边界层为湍流;层流模型给出的热流分 布显示两个拐角处均出现了分离区,但从试验数据 排除层流边界层计算结果后,可以排除分离区存 在。从数值模拟结果看,三种湍流模型得到的壁面 热流分布差异较大,标准*k*-ε模型给出的壁面热流最 高,标准*k*-ε模型结果次之,SST*k*-ε模型结果最低。 在第一和第二压缩面上,标准*k*-ε模型给出热流分布 与试验结果吻合较好,标准*k*-ε模型和SST*k*-ε模型 给出的壁面热流分布相近,比试验结果低约 30%;在 第三压缩面上,三种湍流模型结果均不同程度偏离 试验结果,在起始段,试验结果位于标准*k*-ε模型和 标准*k*-ε模型结果之间,在第三压缩面中段,SST*k*-ε 模型结果更接近试验值。



Fig. 3 Wall static pressure by three different viscous models

图 4(b)给出了前缘半径 1mm时的热流分布,可 以看到,数值模拟结果均不同程度偏离试验结果。 在第一压缩面后部,试验获得的热流接近层流模型 给出的结果,推断该区域边界层可能为层流,参考层 流模拟获得的热流分布,在第一拐角处不排除出现 小分离区;可见对本研究模型,前缘钝化确实可以延 迟转捩,与沈清^[14]等有关前缘钝化的分析一致。在 第二压缩面和第三压缩面前段,试验结果显著高于 层流模型结果,介于标准*k-*ω模型和标准*k-*ω模型结 果之间,推断此区域的边界层已转捩为湍流;在第三 压缩面中段,试验结果介于标准*k-*ω模型和SST*k-*ω 模型结果之间。三种数值模拟结果相比,在第一和 第二压缩面上,标准*k-*ω模型和SST*k-*ω模型给出的 壁面热流接近,比标准 $k-\omega$ 模型结果偏低约35%~40%;在第三压缩面上,标准 $k-\omega$ 模型结果存在热流极大值,而其它两个湍流模型结果则没有,以此极大值为基准,该位置标准 $k-\omega$ 模型和SST $k-\omega$ 模型结果分别偏低约25%和40%。还可以看到,前缘半径增加后,三种湍流模型获得的壁面热流差异增大。



Fig. 4 Wall heat flux by three different viscous models

总之,三种湍流模型获得的壁面静压均与试验 结果吻合较好;所有数值模拟给出的热流分布均不 同程度偏离试验结果,整体而言,标准*k-*ω模型获得 的壁面热流比较接近试验值,下文均选用了标准*k-*ω 模型给出的数值模拟结果。

3.2 网格无关性检验

网格对热流数值模拟结果有较大影响^[17~20],网格雷诺数是衡量网格疏密的一种标准,该参数采用远方来流的密度、剪切应力、粘性系数和网格特征长度定义^[21],通常取壁面第一层网格法向高度 n 为特征长度。阎超等的研究表明切向(流向)网格的影响很小,而物面第一层网格高度对热流影响巨大,且第一层网格高度存在一个最佳值(对应的网格雷诺数可以达几百)^[21];为了精确模拟热流,必须选用合适的网格,网格过密会使模拟结果高于试验结果。潘沙等^[22]的研究同样表明,对于他们研究的模型,网格雷诺数为2和20时可以得到网格无关解,但网格无关解热流偏高,与试验结果符合得最好网格雷诺数在20和200之间。可见,为了精确模拟热流或得到更接

近于试验的结果,并无选取网格雷诺数的通用规则。

网格雷诺数选用来流参数计算,而 Dilley 依据 X-43模型的试验和数值模拟结果,推荐采用壁面 y^{*} 评估确定第一层网格高度^[23,24],该参数采用当地的密 度、剪切应力和粘性系数、壁面与第一层网格中心的 距离(相当于 n/2)定义,建议 y^{*}与2相当,同时还指出 在工程应用中为了降低计算成本,模型局部位置 y^{*}可 能超过 10。

为合理选取网格密度,壁面第一层网格法向高度 n 分别选取了 0.01mm, 0.002mm 和 0.001mm, 对应 的网格雷诺数分别约为 350、70 和 35, y⁺分别位于 2~ 6、1 附近和小于 1,获得的二维热流分布见图 5。可以 看到,在第一和第二压缩面上, n 变化后,壁面热流分 布无明显变化,都是网格无关解,均接近试验结果; 在第三压缩面上,三种网格获得热流均高于试验结 果, n 取 0.002mm 和 0.001mm 时可得到网格无关解, 给出的热流要比 n 取 0.01mm 时的结果偏高约 10%, 而 n 取 0.01mm 获得的热流分布更接近试验结果。

本研究中使用数值模拟是为了辅助分析流场参数 的变化规律,参考前述文献及试验结果,n取为0.01mm。



Fig. 5 Effects of the first wall grid distance on wall heat flux

3.3 二/三维模拟获得的壁面静压/热流分布对比

图 6 给出了前缘半径 0mm 模型中心线上的试 验、二维及三维数值模拟(见图中"2D"和"3D"结果) 获得的壁面静压和热流分布情况。结果显示,在第 一压缩面上,二维、三维数值模拟壁面静压和热流分 布几乎无差别;在第二压缩面后段,二维模拟壁面静 压高于三维结果,但二/三维模拟获得的热流分布差 异不明显。在第三压缩面上,三维模拟获得的壁面 静压显著低于二维模拟结果,部分区域相差约8%, 但它在较大区域内低于试验结果,而二维模拟静压 更接近试验结果;二维模拟获得的壁面热流略高于 三维模拟结果,部分区域两者相差约4%,两者均高 于试验结果,三维热流分布与试验结果更接近一些。

由上述结果可以看到,在第一和第二压缩面上,

侧向溢流对壁面静压和热流分布的影响不明显;在 第三压缩面上,侧向溢流对热流分布有轻微影响,对 静压分布有一定影响,但本研究条件下,二维模拟静 压整体上更接近试验结果。



Fig. 6 Comparison with 2D and 3D results, SR=0mm

3.4 前缘半径对壁面静压分布的影响

图7给出的是试验和二维数值模拟获得的不同



Fig. 7 Wall static pressure distribution from CFD and experiment, 2D

前缘半径模型壁面静压分布曲线(0mm和1.0mm前 缘半径模型结果见图3和图4),"SRi"表示模型前缘 半径为imm。这些结果进一步表明,对不同前缘半 径模型,试验和数值模拟得到的壁面静压分布整体 吻合较好,在第三压缩面前段,数值模拟结果略低。

图 8 给出了壁面静压随进气道前缘半径的变 化。试验和数值模拟结果均表明,不同前缘半径模 型壁面静压变化趋势一致。在模型前缘附近,受脱 体激波影响,钝前缘模型壁面静压出现峰值,该压强 峰值远高于压缩面上其它区域的压强;压强锋值过 后,壁面静压在第一压缩面上逐渐下降到一个压强 平台。在第二和第三压缩面上,受斜激波和激波边 界层干扰的影响,壁面静压沿流向单调增加。第二 压缩面上,壁面静压最终达到了一个压强平台,第三 压缩面上,前缘半径 3mm 模型壁面静压持续增加,其 它几个小前缘半径模型壁面静压增加到了一个压强 平台。最后,在模型肩部附近,受到膨胀波及膨胀波 与边界层相互作用的影响,壁面静压迅速下降。





从图 8 还可以看出,前缘半径增加,各级压缩面 上壁面静压值整体减小,压强平台值降低,达到压强 平台需要的长度增加,显示激波边界层干扰影响区 域增大。在 x=0.51m处,SR 由 0 增加到 3mm,试验和 数值模拟获得的壁面静压均减小了约 20%。由前缘 半径引起的壁面静压的变化会影响进气道产生的升 力和外压缩面的增压比,进而影响升阻比和进气道 的启动性能。

3.5 前缘半径对壁面热流分布的影响

图 9 和图 10 给出的是不同前缘半径模型壁面热 流分布曲线(同时参考图 3 和图 4)。图 9 所示热流分 布表明,在模型前半段,试验和数值模拟结果吻合较 好;在第三压缩面上,数值模拟得到的壁面热流明显 偏高,局部位置偏高接近 100%。



experiment, 2D

图 10显示,受脱体激波的影响,在模型前缘附近 存在低速高热流区,壁面热流出现峰值,该热流峰值 远高于压缩面上其它区域的热流;随后在第一级压 缩面上,壁面热流持续下降,没有出现热流平台。第 二压缩面上,由于激波后静温升高、边界层被压缩, 壁面热流增加到一个局部热流极大值;随后由于边 界层逐渐增厚,气流和模型壁面之间的热交换被抑 制导致壁面热流变小,也未出现类似压强分布的平 台。第三压缩面上,前缘半径 3mm 模型壁面热流持 续增加,其它几个小前缘半径模型壁面热流增加到 某个局部极大值后逐渐降低。在模型肩部附近,受 到膨胀波的影响,壁面热流下降。从试验和数值模 拟结果均可看到,前缘半径增加,各级压缩面上热流 值整体减小;热流局部极大值减小,达到热流局部极 大值需要的长度增加,也表明激波边界层干扰影响区 域增大。在*x*=0.51m处,*SR*由0增加到3mm,试验和数 值模拟结果显示壁面热流分别减小了33%和18%。

前缘半径引起的壁面热流变化可能影响到边界 层的转捩状态和转捩位置(参考图4),进而影响进气 道的抗反压能力和启动性能,同时对飞行器的结构/ 热防护设计产生影响。



Fig. 10 Wall heat flux distribution varying with SR

4 结 论

(1)不同前缘半径模型壁面静压变化趋势一致, 钝前缘模型第一级压缩面前端出现静压峰值,然后 持续减小;前缘半径较小时,在第二和第三压缩面上 静压逐渐增加到一个压强平台;前缘半径较大时,第 三压缩面上静压持续增加;试验和数值模拟结果均 表明,随前缘半径增加,压强平台值减小,达到压强 平台需要的距离增加,意味着拐角处激波边界层干 扰区范围增大。 (2)壁面热流的变化趋势与壁面静压有所不同, 前缘半径较小时,在第二和第三压缩面上,壁面热流 逐渐上升到一个局部极大值,然后持续下降直到下 一个压缩拐角;随前缘半径增加,热流局部极大值减 小,达到极大值需要的距离增加,同样显示激波边界 层干扰影响区增大。

(3)三种湍流模型获得的壁面静压均与试验结
 果吻合较好;整体而言,标准 k-ε模型获得的壁面热
 流更接近试验值。

前缘半径改变了进气道外压缩面的壁面静压和 壁面热流分布,影响飞行器升阻比和边界层的转捩 状态,进而改变进气道的抗反压性能和启动性能,对 热防护设计也可能产生影响,需要对这些问题进行 进一步的研究。

参考文献:

- [1] 刘济民, 侯志强, 宋贵宝. 乘波构型的钝化方法及其对 性能影响研究 [J]. 宇航学报, 2011, 32(5):966-974.
- [2] 陈小庆,侯中喜,刘建霞,等.边缘钝化对乘波构型性能 影响分析[J]. 宇航学报,2009,30(4):1334-1339.
- [3] Drayna T W, Nompelis I, Graham V C. Numerical Simulation of the AEDC Waverider at Mach 8 [R]. *AIAA* 2006– 2816.
- [4] 曹德一,李椿萱.乘波飞行器气动力、热特性的数值模拟 研究[J]. 宇航学报,2008,29(6):1782-1785.
- [5] 刘济民, 侯志强, 宋贵宝, 等. 前缘钝化对乘波体非设计 点性能影响分析 [J]. 飞行力学, 2011, 29(1):21-25.
- [6] Gillum M J, Lewis M J. Analysis of Experimental Results on a Mach 14 Waverider with Blunt Leading Edges [R]. AIAA 96-0812.
- [7] Takashima N, Lewis M J. Navier–Stokes Computation of a Viscous Optimized Waverider[R]. *AIAA* 92–0305.
- [8] 王晓栋,乐嘉陵.前缘对进气道性能影响的数值模拟
 [J]. 推进技术, 2002, 23(6): 460-462. (WANG Xiaodong, LE Jia-ling. Numerical Simulation of Effects of Leading Edge on the Performance of Inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6): 460-462.)
- [9] 王振锋,白菡尘,桂业伟.前缘半径对两个尺度三级压缩楔流场结构影响研究[J].推进技术,2014,35(4).
 (WANG Zhen-feng, BAI Han-chen, GUI Ye-wei. Lead-ing Edge Radius and Scale Effect on Flowfield Structure of Three-stage Compression Ramp [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4).)
- [10] 潘宏禄,马汉东,王 强. 高超声速钝楔边界层转捩大 涡模拟[J]. 航空学报,2007,28(2):21-25.

- [11] Lau K Y. Hypersonic Boundary Layer Transition-Application to High Speed Vehicle Design [R]. AIAA 2007-0310.
- [12] O'Brien T F, Colville J R. Blunt Leading Edge Effects on Inviscid Truncated Busemann Inlet Performance [R]. AIAA 2007–5411.
- [13] 管前列,邢君波.高超音速进气道的附面层问题[J].推进技术,1989,11(4):19-24. (GUAN Qian-lie, XING Jun-bo. Study on Boundary Layer of Hypersonic Inlets [J]. Journal of Propulsion Technology, 1989, 11(4): 19-24.)
- [14] 董 吴,王成鹏,程克明.设计参数及附面层修正对 "咽"式进气道性能的影响[J].推进技术,2010,31(3): 265-269.(DONG Hao, WANG Cheng-peng, CHENG Keming. Effect of Design Parameters and Boundary Layer Correction on Performance of Jaws Inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 265-269.)
- [15] 张红军,袁湘江,沈 青. 高超声速楔面边界层流动稳定性分析[J]. 推进技术, 2012, 33 (5): 671-675. (ZHANG Hong-jun, YUAN Xiang-jiang, SHEN Qing. Analysis on Boundary Layer Flow Stability Hypersonic Wedge [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33 (5): 671-675.)
- [16] 周忠平. 钝化对高超声速进气道性能的影响 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [17] Hoffmann K A, Siddiqui M S, Chiang S T. Difficulties Associated with the Heat Flux Computations of High Speed flows by the Navier–Stokes Equations [R]. AIAA 91–0457.
- [18] Hoffmann K A, Papadakist M, Suzen Y B. Aeroheating and Skin Friction Computations for a Blunt Body at High Speeds [R]. AIAA 94-0455.
- [19] Siddiqui M S, Hoffmann K A, et al. A Comparative Study of the Navier- Stokes Solvers with Emphasis on the Heat Transfer Computations of High Speed Flows [R]. AIAA 92-0835.
- [20] Holden M S, Moselle J R, Sweet S J, et al. A Data Base of Aerothermal Measurements in Hypersonic Flow for CFD Validation [R]. AIAA 96–4587.
- [21] 阎 超, 禹建军, 李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格 效应若干问题研究 [J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 125-130.
- [22] 潘 沙, 冯定华, 丁国昊. 气动热数值模拟中的网格相 关性及收敛 [R]. 航空学报, 2010, 31(3): 493~499.
- [23] Cockrell C E, Auslender A H, White J A, et al. Aeroheating Predictions for the X-43 Hyper-X Cowl-Closed Configuration at Mach 7 and 10 [R]. AIAA 2002–0218.
- [24] Dilley, Arthur D. Evaluation of CFD Turbulent Heating Prediction Techniques and Comparison with Hypersonic Experimental Data [R]. NASA CR-2001-210837.

(编辑:史亚红)