

# 参考焓值法在高速槽道湍流中的修正<sup>1)</sup>

陈小平<sup>\*,†</sup> 李新亮<sup>\*,2)</sup> 仲峰泉<sup>\*</sup>

<sup>\*</sup>(中国科学院力学研究所高温气体国家重点实验室, 北京 100190)

<sup>†</sup>(浙江理工大学机械与自动控制学院, 浙江 310018)

**摘要** 利用高来流马赫数为 3, 5, 6, 7, 10 的槽道湍流直接数值模拟 (direct numerical simulations, DNS) 数据, 评估和修正经典的参考焓值法. 研究表明在高来流马赫数槽道湍流中, 经典参考焓值法预测的壁面热流与 DNS 结果相差很大, 需要作适当的修正. 修正参考焓值法 I 和 II 的预测结果明显优于经典参考焓值法; 并且修正参考焓值法 II 更加适用于高马赫数流动, 其壁面热流与 DNS 结果的相对误差在 10% 以内. 同时, 修正参考焓值法 II 的普适性在超声速燃烧室隔离段热环境试验中得到了验证.

**关键词** 高超声速飞行, 槽道湍流, 直接数值模拟, 参考焓值法

中图分类号: V211.3 文献标识码: A DOI: 10.6052/0459-1879-12-308

## 引言

在高超声速流动<sup>[1-2]</sup>中, 摩阻和热流的测量是很重要的技术. 这主要因为摩阻在总阻力中占有很大比重, 而热流的测量对于热防护系统来说是非常重要的. 但是摩阻、热流的准确测量面临着很多困难, 目前很难获得准确可靠的数据. 在工程应用中, 埃克特 (Eckert) 参考焓值法<sup>[3-7]</sup>对层流与湍流流动都适用, 工程设计中被广泛使用. 这在边界层问题中已经得到了比较多的验证; 但是对于内流, 尤其是高超声速槽道湍流, 参考焓值法的评估验证结果还比较少. 高精度的湍流直接模拟无疑将为此类问题的解决提供一条新的有效的验证评价途径.

本文针对三维槽道简单几何外形, 在量热完全气体情况下, 利用直接数值模拟 (direct numerical simulations, DNS) 结果<sup>[8]</sup>, 来评估修正参考焓值法. 需要指出的是, 来流马赫数为 5 甚至是 10 并不是充分发展槽道湍流段的真实马赫数, 而仅是高超声速飞行器在高空巡航飞行时的飞行马赫数. 高超声速来流进入槽道, 经过黏性阻滞减速, 流场温度升高, 使得充分发展湍流段的马赫数减小. 针对参考焓值法的分析研究, 大部分都是基于雷诺平均和大涡模拟方法. 与雷诺平均和大涡模拟方法相比, DNS 能够提供相对准确的壁面摩阻和热流系数. 基于现有的 DNS

结果, 分析高超声速气流中的摩阻和热流特性, 并评估及修正了热流工程算法: 参考焓值法. 同时, 修正的参考焓值法也在超声速燃烧室隔离段热环境试验<sup>[9]</sup>中进行验证.

## 1 经典参考焓值法

在工程中, Eckert<sup>[3]</sup>提出的参考焓值法是用来预测表面热流的重要方法之一. 参考焓值法计算的主要步骤如下.

### (1) 确定参考点

$$h^* = \frac{h_e + h_w}{2} + 0.22r \frac{u_e^2}{2} \quad (1)$$

其中,  $h$  表示焓,  $u$  为速度,  $r$  为恢复系数, 对于湍流, 取值  $r = \sqrt[3]{Pr}$ . 下标“e”表示边界层外缘的流动条件, “w”表示壁面条件; 上标“\*”表示参考点处的值. 这里需要强调的是, “e”的选取非常重要, 对于充分发展的槽道流动, “e”采用来流条件或其他方法将显著地影响壁面热流的计算值. 在第 2 节中将对此详细讨论.

利用参考点的焓值与温度的关系可以求得参考点的温度.

### (2) 确定对流传热系数

参考点确定后, 对于边界层流动采用 Heiser 和 Pratt<sup>[4]</sup>给出的关系式获得斯坦顿数及传热系数关系.

2013-03-06 收到第 1 稿, 2013-04-08 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金项目 (11072248), 国家重大基础研究发展规划项目 (2009CB724100), 国家高技术研究发展计划项目 (2012AA01A304) 和中国科学院知识创新工程项目 (KJCX2-EW-J01) 资助.

2) 李新亮, 研究员, 主要研究方向: 计算流体力学、湍流. E-mail: lixl@imech.ac.cn

而本文研究的高速槽道湍流, 采用了管道经典的 T-S 公式<sup>[5]</sup>, 求得努塞尔数

$$Nu^* = 0.027Re^{*0.8}Pr^{*0.33}\left(\frac{\mu_e}{\mu_w}\right)^{0.14} \quad (2)$$

其中,  $Re^*$ ,  $Pr^*$  是通过参考点来定义的雷诺数和普朗特数, 如  $Re^* = \rho^*u^*L/\mu^*$ . 然而, 上述关系式中的常系数 0.027 经常被 0.023 代替<sup>[6]</sup>. 这是因为后者在某种程度上提供了更具守恒性的热流值, 因此本文选用后者.

### (3) 确定壁面热流

$$Q_w = \frac{k^*Nu^*}{L}(T_r - T_w) \quad (3)$$

其中,  $k^*$  为参考点的热传导系数,  $T_r$  为恢复温度. 对于采用 Favre 平均条件表征“e”点的情况, 恢复温度通过平均值给出的温度和速度依据绝热关系计算.

表 1 可压缩槽道湍流的来流和壁面参数

Table 1 Dimensional inflow and wall parameters for the DNS

Case	$Ma_\infty$	$Re_\infty$	$\rho_\infty/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	$T_\infty/\text{K}$	$l/\text{m}$	$T_w/\text{K}$	$Re_\tau$
M1	3.0	4880.0	1.225	288.15	$6.98\times 10^{-5}$	288.15	460
M2	5.0	10000.0	$8.891\times 10^{-2}$	216.65	$1.08\times 10^{-3}$	867.0	319
M3	6.0	12000.0	$8.891\times 10^{-2}$	216.65	$1.08\times 10^{-3}$	1300.0	313
M4	7.0	14000.0	$8.891\times 10^{-2}$	216.65	$1.08\times 10^{-3}$	1300.0	376
M5	10.0	12000.0	$8.891\times 10^{-2}$	216.65	$6.50\times 10^{-4}$	1300.0	456

## 2 参考焓值法的修正

在量热完全气体中, 本文利用来流马赫数为 3, 5, 6, 7 和 10 的高速槽道湍流的结果. 直接数值模拟的具体模拟过程可参看文献 [8]. 表 1 中给出了可压缩槽道湍流的来流和壁面参数. 其中下标“ $\infty$ ”表征的是来流条件,  $l$  为特征长度,  $T_w$  为壁面温度,  $Re_\tau$  为壁面雷诺数.

参考焓值法主要针对高速边界层流动, 对充分发展槽道湍流应用的研究比较少, 特别是对高超声速情况. 首先采用来流 (类似于边界层外缘) 和壁面条件来估算参考点, 进而确定壁面热流  $Q_{w,REM}$ , 如表 2 第 3 列所示. 同时, 表 2 第 2 列中给出了 DNS 的壁面热流  $Q_{w,DNS}$ . 在来流马赫数不高 (M1 和 M2) 时, 估算的壁面热流与 DNS 结果的相对误差在 50% 以内; 但随着来流马赫数的继续升高, 相对误差在 90% 以上. 因此, 在高来流马赫数流动中, 参考焓值法需要做适当的修正.

表 2 经典参考焓值法预测的壁面热流

Table 2 The wall heat flux predicted by the classic reference

Case	enthalpy method (MW/m <sup>2</sup> )		
	$Q_{w,DNS}$	$Q_{w,REM}$	$ Q_{w,DNS} - Q_{w,REM} /Q_{w,DNS}$
M1	4.64	2.38	48.7%
M2	1.09	0.062	43.1%
M3	2.03	0.049	97.6%
M4	2.90	0.15	94.8%
M5	10.18	0.66	93.5%

如前面所述, 参考焓值法需要 2 种条件来确定参考点, 一是壁面条件, 一是来流或其他条件. 对一确定流动, 壁面条件是相同的. 因此, 如何选取另一条件将会极大地影响壁面热流. 为了消除密度变化带来的影响, 在高速湍流中, Favre 平均而不是系综平均被广泛的应用. 表 3 中给出了充分发展槽道湍流的 Favre 平均参数 (Favre 平均, 即  $\bar{X} = \int \bar{\rho}Xdy / \int \bar{\rho}dy$ , 其中  $X$  为速度、温度或者其他量, 其中“-”表示系综平均, “~”表示 Favre 平均), 用来流条件进行无量纲化. 这些平均值在 M1 中和来流值比较接近. 而当来流为高超声速条件时, 槽道流场参数的平均值与来流条件差别很大, 如 M2, M3, M4 和 M5.

表 3 平均流动参数

Table 3 Mean flow parameters

Case	$\bar{\rho}/\rho_\infty$	$\bar{u}/U_\infty$	$\bar{T}/T_\infty$	$\bar{M}a$
M1	1.14	0.83	2.28	1.59
M2	1.12	0.82	7.50	1.45
M3	1.12	0.82	11.16	1.43
M4	1.14	0.82	12.82	1.56
M5	1.25	0.83	20.74	1.74

直接数值模拟的槽道在流向和展向都是无穷长的; 而根据表 1 中的特征长度可知, 其法向方向的长度很小. 在高来流马赫数充分发展槽道湍流段, 这将使得流动参数的分布和边界层流动的差别很大. 因此, 利用 Favre 平均条件来估算参考点处的焓值是很有必要的. 这样经典参考焓值法就推广到了槽道湍流中.

本文提出用 Favre 平均条件来代替来流条件, 即在式 (1) 和式 (2) 中用下标“e”表示的物理量, 如  $u_e$ ,  $h_e$  和  $\mu_e$ . 壁面条件可以参看表 1, Favre 平均条件可以参看表 3. 这种修正方法称之为修正参考焓值法 I, 其壁面热流  $Q_{w,cor1}$  在表 4 中. 结果显示, 此方法估算的热流值不仅在 M1 时与 DNS 结果吻合较好; 而且在高来流马赫数 5, 6, 7 和 10 条件下, 相对误

差也在 ±25% 以内. 因此, 说明修正后的参考焓值法在槽道湍流中具有明显的改进.

分析表 4 发现, 最大相对误差仍有近 ±25%. 为了使参考焓值法更加适用于高超声速流动, 根据直接数值模拟数据, 利用曲线拟合的方法, 进一步修正参考点的计算. 主要思想是在用 Favre 平均条件代替来流条件时, 对温度进一步修正而不是直接使用 Favre 平均温度, 即  $T_e = C_m \times \tilde{T}$ . 其中,  $C_m$  定义为温度修正系数, 它可以由下述方法来确定. 首先, 利用 5 个 DNS 的结果, 得到对应的温度修正系数; 然后, 通过部分简化假定, 进行曲线拟合, 确定温度修正系数的关系式; 最后, 利用修正参考焓值法 I 计算得到壁面热流  $Q_{w,cor2}$ . 这种热流估算方法称为修正参考焓值法 II. 具体步骤如下:

(1) 以工况 M1 为例, 图 1 中给出了不同方法计算得到的壁面热流, 其中横坐标  $C$  为温度修正函数. 从图中可以看出, 壁面热流随  $C$  的增大而减小, 并与 DNS 热流有一个交点. 此交点为零相对误差点, 是曲线拟合中需要用到的一个关键数据点. 交点所对应的横坐标即为温度修正系数  $C_m$  的值.

表 4 修正参考焓值法 I 预测的壁面热流

Table 4 The wall heat flux predicted by the corrected reference enthalpy method I

Case	$Q_{w,DNS}$	$Q_{w,cor1}$	$ Q_{w,DNS} - Q_{w,cor1} /Q_{w,DNS}$
M1	4.64	5.67	22.2%
M2	1.09	1.15	5.5%
M3	2.03	2.02	5.0%
M4	2.90	3.25	12.1%
M5	10.18	12.54	23.2%

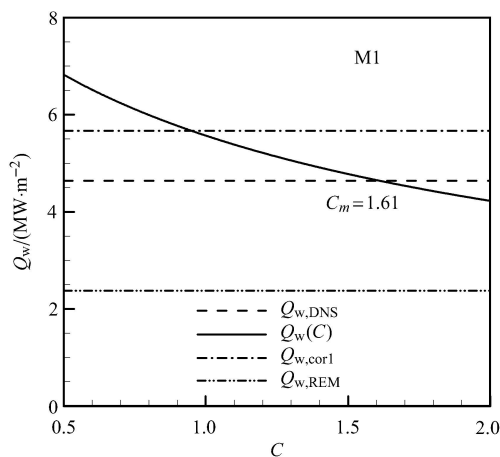


图 1 壁面热流与温度修正函数的关系

Fig. 1 Relationship between the wall heat flux and corrected temperature functions

(2) 假定  $C_m$  为壁面和平均条件的函数, 令

$$C_m = C_m(Ma_w, \tilde{T}/T_w) \tag{4}$$

其中,  $Ma_w$  为壁面马赫数

$$Ma_w = \tilde{u} / \sqrt{\gamma RT_w} \tag{5}$$

各种工况的温度修正系数  $C_m$ 、平均温度与壁面温度的比值  $\tilde{T}/T_w$  和壁面马赫数  $Ma_w$  在表 5 中显示.

表 5 曲线拟合系数

Table 5 Curve fitting coefficients

Case	$C_m$	$\tilde{T}/T_w$	$Ma_w$
M1	1.61	2.28	2.49
M2	1.12	1.88	2.05
M3	1.00	1.86	2.01
M4	1.30	2.14	2.34
M5	1.55	3.46	3.39

(3) 假设温度修正系数  $C_m$  与平均温度与壁面温度的比值  $\tilde{T}/T_w$  和壁面马赫数  $Ma_w$  都是线性关系. 根据表 5 则可做曲线拟合, 如图 2 所示. 曲线拟合得到的具体关系式为

$$Ma_w = 1.4026C_m + 0.5662 \tag{6}$$

$$\tilde{T}/T_w = 1.9700C_m - 0.2246 \tag{7}$$

由此, 反推式 (6) 和式 (7) 得到

$$C_m = 0.7130Ma_w - 0.4037 \tag{8}$$

$$C_m = 0.5076\tilde{T}/T_w + 0.1140 \tag{9}$$

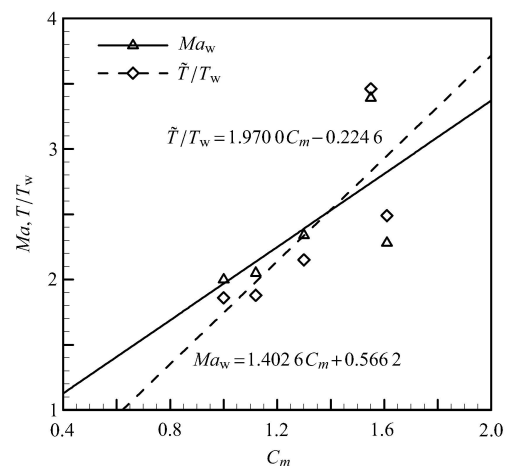


图 2 曲线拟合关系图

Fig. 2 Curve diagram

(4) 构造权函数

$$C_m = m(0.7130Ma_w - 0.4037) + (1 - m)(0.5076\tilde{T}/T_w + 0.1140) \quad (10)$$

其中,  $0 \leq m \leq 1$ .

(5) 表 6 中列出了  $m$  取不同值时, 修正参考焓值法 II 预测的壁面热流  $Q_{w,cor2}$ . 可以看出,  $m$  的选取对壁面热流有一定的影响; 但是不同工况的变化趋势可能不一样. 为了使修正参考焓值法 II 更具普适性, 本文选  $m = 0.5$ . 此时

$$C_m = 0.3565Ma_w + 0.2538\tilde{T}/T_w - 0.1449 \quad (11)$$

至此, 温度修正系数的计算公式已经得到, 即式 (11). 温度修正系数在表 7 的第 3 列. 同时, 表 7 中还给出了修正参考焓值法 II 预测的壁面热流, 并与 DNS 结果比较. 结果显示, 此方法估算的热流值更加理想, 相对误差都在 10% 以下. 因此, 说明在高来流马赫数槽道湍流中, 对参考焓值法做此修正是合理的也是很有必要的.

表 6 不同  $m$  取值得到的壁面热流

Table 6 Relationship between the wall heat flux by the corrected reference enthalpy method II and weight function  $m$  (MW·m<sup>-2</sup>)

$m$	$Q_{w,cor2}$				
	M1	M2	M3	M4	M5
0	5.103	1.109	1.962	2.993	9.335
0.1	5.098	1.111	1.967	2.990	9.327
0.2	5.092	1.113	1.972	2.988	9.318
0.3	5.086	1.115	1.977	2.986	9.310
0.4	5.081	1.117	1.982	2.984	9.302
0.5	5.075	1.119	1.987	2.981	9.294
0.6	5.070	1.121	1.992	2.979	9.286
0.7	5.064	1.123	1.997	2.977	9.278
0.8	5.058	1.125	2.002	2.974	9.270
0.9	5.053	1.127	2.007	2.972	9.261
1.0	5.047	1.130	2.013	2.969	9.253

表 7 修正参考焓值法 II 预测的壁面热流

Table 7 The wall heat flux predicted by the corrected reference enthalpy method II (MW·m<sup>-2</sup>)

Case	$Q_{w,DNS}$	$C_m$	$Q_{w,cor2}$	$ Q_{w,DNS} - Q_{w,cor2} /Q_{w,DNS}$
M1	4.64	1.321	5.075	9.4%
M2	1.09	1.063	1.119	2.7%
M3	2.03	1.044	1.987	2.1%
M4	2.90	1.232	2.981	2.8%
M5	10.18	1.942	9.294	8.7%

3 实验验证

在文献 [9] 中, 通过改变空气来流总温、总压和流量, 测量得到了隔离段热环境数据. 本文选取前面 5 个实验来验证修正参考焓值法 II 的普适性.

表 8 给出了不同方法得到的隔离段壁面热流及计算的误差. 修正参考焓值法 II 估算的壁面热流与实验结果 (用  $Q_{w,Exp}$  表示) 吻合的很好. 大部分相对误差都在 5% 以内; 只有在实验 1 和 3 中, 相对误差超过 10%, 分别达到 13.2% 和 17.0%. 因此, 说明修正参考焓值法 II 在工程实际应用中仍具有一定的普适性.

表 8 不同方法得到的壁面热流

Table 8 The wall heat flux by different ways

Experiments	$Q_{w,Exp}$	$Q_{w,cor2}$	(MW·cm <sup>-2</sup> )	
			$ Q_{w,Exp} - Q_{w,cor2} /Q_{w,Exp}$	
1	104.2	118.8		13.2%
2	104.0	110.6		6.3%
3	96.6	113.1		17.0%
4	70.3	73.1		4.0%
5	70.3	70.4		0.1%

4 结论

在来流马赫数为 5, 6, 7 和 10 的充分发展槽道湍流段, 本文分析讨论了壁面热流, 研究表明: 基于边界层流动的 (经典) 参考焓值法在高来流马赫数槽道流动中已经不适用. 通过对参考焓值法中“e”点取值的修正 (即采用 Favre 平均和壁面条件估算参考点, 称之为修正参考焓值法 I), 这样确定的壁面热流与 DNS 结果的相对误差在 25% 以内. 为了使参考焓值法更加适用于高来流马赫数槽道壁湍流, 根据直接数值模拟数据, 利用曲线拟合方法, 进一步修正参考点的计算, 得到修正参考焓值法 II. 其预测的壁面热流与 DNS 结果的相对误差很小 (10% 以内). 同时, 此方法的普适性也在超声速燃烧室隔离段热环境试验中得到验证.

本文提出了对经典参考焓值法的修正方法, 使之适用于高来流马赫数槽道流动, 修正的思想是基于充分发展的槽道与边界层流动的物理机制的区别. 存在区别的原因之一是现有计算资源的限制, 使得直接数值模拟在槽道法向方向的距离很小, 致使边界层充满整个槽道高度方向.

致谢 感谢国家超级计算天津中心, 中国科学院网络中心超级计算中心以及上海超级计算中心提供

计算机时.

### 参 考 文 献

- 1 Anderson JD. Hypersonic and High-Temperature, 2nd edn. New York: AIAA, 2006
- 2 Bertin JJ, Cummings RM. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2006, 38: 129-157
- 3 Eckert ERG. Engineering Relations for Heat Transfer and Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary Layer Flow Over Surfaces with Constant Pressure and Temperature. Transactions of the ASME, 1956
- 4 Heiser WH, Pratt DT. Hypersonic airbreathing propulsion. Washington, DC: AIAA, 1994
- 5 Sieder EN, Tate CE. Heat transfer and pressure drop of liquids in tubes. *Industrial & Engineering Chemistry*, 1936, 28: 1429-1435
- 6 Robert WS. Process Heat Transfer: Principles and Applications. Oxford: Elsevier Science, 2007
- 7 Meador WE, Smart MK. Reference enthalpy method developed from solutions of the boundary-layer equations. *AIAA Journal*, 2005, 43(1): 130-139
- 8 陈小平, 李新亮, 樊菁. 变比热真实气体效应的高超声速槽道湍流直接数值模拟. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2011, 41(8): 969-979 (Chen Xiaoping, Li XinLiang, Fan Jing. Direct numerical simulation of hypersonic turbulent channel flow in thermally perfect gas. *Scientia Sinica Phys, Mech & Astron*, 2011, 41(8): 969-979 (in Chinese))
- 9 袁涛, 李龙, 王晶等. 超声速燃烧隔离段热环境的实验测量与理论分析. 见: 第四届高超声速科技学术会议, 2011. CSTAM 2011-2771 (Yuan Tao, Li Long, Fan Xuejun, et al. Measurement and calculation of thermal environment of supersonic combustor. In: The Proc. of the Fourth Hypersonic Technology Conference, 2011. CSTAM 2011-2771 (in Chinese))

(责任编辑: 刘希国)

## THE OPTIMIZED REFERENCE ENTHALPY METHOD USING IN HIGH-SPEED TURBULENT CHANNEL FLOWS<sup>1)</sup>

Chen Xiaoping<sup>\*,†</sup> Li Xinliang<sup>\*,2)</sup> Zhong Fengquan<sup>\*</sup>

<sup>\*</sup>(State Key Lab. of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

<sup>†</sup>(School of Mechanical Engineering and Automation, Zhejiang Sci-Tech University, Zhejiang 310018, China)

**Abstract** Direct numerical simulations of high-speed turbulent channel flows have been performed. The classic reference enthalpy method was evaluated and optimized by using the data with inflow Mach numbers of 3, 5, 6, 7, and 10. In fully developed turbulent flow, studies have shown that the classic reference enthalpy method is not applicable in high-speed channel flows. The wall heat flux predicted by the optimized reference enthalpy methods I and II are much better than the classic reference enthalpy method; moreover, the optimized reference enthalpy method II is more suitable, whose errors are within 10% compared with DNS. At the same time, the optimized reference enthalpy method II has been verified based on the experiment data of thermal environment of supersonic combustor.

**Key words** high-speed flow, channel turbulent, direct numerical simulation, reference enthalpy method

---

Received 6 March 2013, revised 8 April 2013.

1) The project was supported by the National Natural Science Foundation of China (11072248), the Major State Basic Research Development Program of China (2009CB724100), the National Key Technologies R&D Program of China (2012AA01A304) and the CAS Program (KJCX2-EW-J01).

2) Li Xinliang, professor, research interests: computational fluid dynamics and turbulence. E-mail: lixl@imech.ac.cn