

文章编号: 1000-8055(2009)09-2096-05

超燃冲压发动机唇口气动热计算研究与分析

潘 沙, 田正雨, 冯定华, 丁国昊, 李 桦
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 采用数值模拟方法, 对超燃冲压发动机进气道唇口的气动热进行了计算和分析. 依据唇口与前体激波所处相对位置的不同, 分三种情形进行了计算研究. 结果表明, 三种情形下, 进气道前缘驻点热流均大于头部. 通过算例验证, 证明该方法和结论的正确性. 研究表明, 激波干扰以及前体激波压缩后超声速来流使唇口热流增大, 热防护和结构设计时应当予以充分考虑.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 高超声速; 气动热; 数值模拟; 热防护

中图分类号: V211

文献标识码: A

Computation and analysis of aeroheating of scramjet inlet cowl lip

PAN Sha, TIAN Zheng-yu, FENG Ding-hua, DING Guo-hao, LI Hua

(Institute of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aeroheating of scramjet inlet cowl lip was investigated using numerical simulation method. Three cases were investigated depending on cowl lip position relative to forebody shock, and computational fluid dynamics (CFD) method was used to calculate blunt bow shock flow and simulate shock/shock interaction flow field. The results were validated with experiments in reference, showing that the inlet leading edge always bears more serious aerothermal challenge than forebody nose. Computation shows that it is shock/shock interaction and compressing supersonic flow post forebody shock that increase cowl lip heat transfer for hypersonic vehicle with airbreathing scramjet. This must be fully considered in the thermal protection and structure design.

Key words: scramjet; hypersonic; aeroheating; numerical simulation;
thermal protection

采用吸气式超燃冲压发动机的高超声速飞行器利用大气层中的氧气作为燃烧氧化剂, 飞行器自身只需要携带燃烧剂, 在很大程度上增加了任务载荷、扩展了任务能力, 同时也降低了运营成本. 与传统的航空飞行器相比, 采用吸气式发动机的高超声速飞行器, 由于其极高的飞行速度 ($Ma > 5$) 能够实现 2~3 h 之内全球到达, 并且具有机动飞行的能力, 可以作为高超声速巡航导弹、高超声速飞机和可重复使用航天运载器的候选方

案, 其诱人的军事、经济应用前景吸引了各航空航天强国的关注. 伴随着吸气式高超声速推进技术的发展, 一个全新的高超声速飞行时代正势不可挡的向我们走来, 它带来了新的机遇的同时, 也带来了前所未有的挑战^[1].

飞行器以高速在大气中飞行, 高超声速来流被减速和滞止, 则其巨大的动能转化为内能, 导致气体温度升高, 对飞行器表面进行热量传递从而产生了气动加热^[2]. 自 20 世纪 60 年代以来, 高超

收稿日期: 2009-03-06; 修订日期: 2009-06-24

基金项目: 国防科技大学科研项目 (JC07-01-01); 国防科技大学高性能计算软件研制项目

作者简介: 潘沙 (1976-), 男, 山东济南人, 博士生, 主要从事计算流体力学、高超声速气动热数值模拟方面的研究.

声速气动热力学在再入弹头、飞船和航天飞机的热防护(thermal protection system, 简称 TPS) 研究中获得了迅速发展和广泛应用,而且我们相信,随着航空航天技术的不断发展,飞行速度的不断提高,气动热的研究将会越来越重要^[3]。

对于常规外形的气动热计算,流场相对较为简单,大多是球头加锥、柱、裙的结构,气动热最严重的部位多是位于头部。

与常规弹头、飞船返回舱相比,吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器外形和结构更为复杂。由于一体化设计的需要,飞行器一般是利用前体预压缩来流,产生升力,并捕获进气道流量^[4-5]。此时前体与进气道处于迎风面,是气动热最为严重的部位。这种不同常规的外形和结构,会导致气动热很大的不同,这引起了国内外研究人员的重视,专门开展了针对超燃冲压发动机的气动热研究。国外,文献[6]开展了超燃冲压发动机中的激波干扰试验研究;文献[7]以进气道唇口的激波干扰为应用背景,开展了激波干扰对热流和压力系数影响的试验和数值模拟研究;文献[8]分析了激波干扰对进气道唇口气动热影响,指出了唇口热防护的重要性。

国内也开展了一些有意义的工作,徐大军^[9]开展了吸气式高超声速飞行器气动热试验研究,雷麦芳^[10]进行了飞行器前体/冲压发动机一体化气动热试验研究,贺旭照^[11]对高超声速飞行器气动热进行了数值求解。但以上的工作都是对飞行器整体进行试验和计算,尽管都得出了吸气式高超声速飞行器头部和进气道唇口气动热严重的有益结论,但对于头部和唇口哪一处更为严重,并没有定论。

本文以前人的工作为基础,专门针对前体和唇口气动热开展计算和研究,通过前体前缘和唇口驻点热流的比较,指出两者的差异,说明热防护重点。

1 问题与建模

在高焓自射流风洞中进行进气道试验时,对前体前缘和唇口受热烧蚀情况对比,发现唇口比头部更为严重,头部曲率半径为 3~5 mm,唇口曲率半径为 1~3 mm,分析认为一是唇口半径小,二是前体激波入射在唇口,产生激波干扰,从而唇口受热更为严重。对以上原因有所怀疑,认为原因一可以忽略,对于原因二,无论试验或是实际飞行中,前体激波很难达到标准工况,一般是入射在唇

口稍前或稍后的位置,不会长时间的入射在唇口,以激波干扰的方式产生高热流。

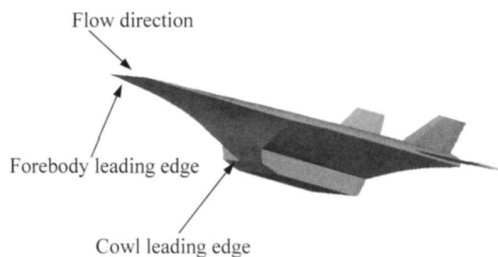


图1 高超声速飞行器前体及唇口前缘示意图

Fig. 1 Illustration of forebody and inlet cowl leading edge

为进一步认清机理,对问题进行建模,取前体和进气道流场进行计算分析。根据激波与进气道的相对位置,分成3种工况,分别对比前缘与唇口的受热情况。

如图2所示,case 1 为欠理想状态,对应于激波处于唇口前面,此时前缘处于自由来流,唇口处于斜激波后来流。Case 2 定义为理想状态,对应于

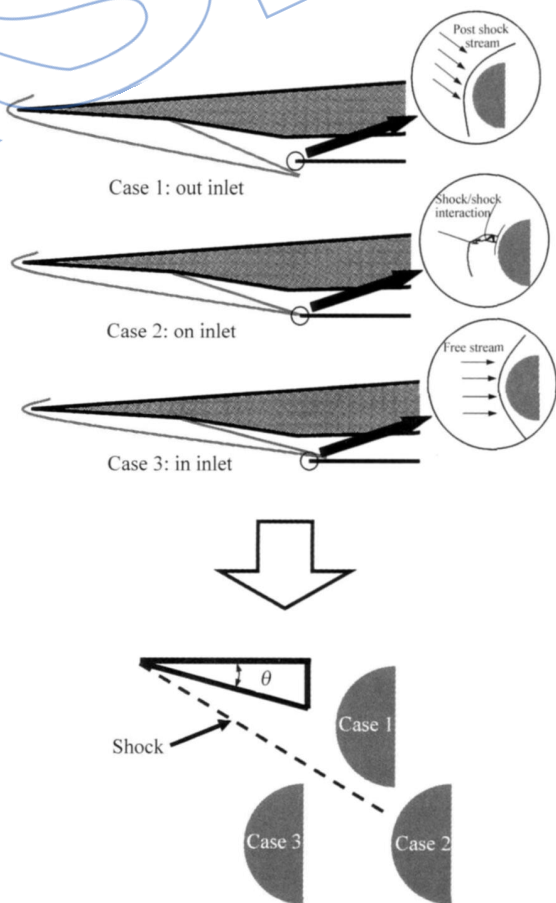


图2 3种工况示意图

Fig. 2 Schematic of three cases

激波正好入射在唇口。Case 3 定义为过理想状态, 激波入射在唇口以内, 此时前缘与唇口处于自由来流。依据 3 种不同的工作状态, 在图 2 下侧建立了 3 种计算模型。

2 计算验证

2.1 计算条件

计算条件选自文献[7], 应用时取为二维算例。算例中有试验结果进行比对, 而且不影响定性的研究结论。假设来流为完全气体模型, 流动为湍流状态, 计算中采用 B-L (Baldwin-Lomax) 湍流模型, 自由来流各参数为: $Ma = 5.0487$, $T = 66.99\text{ K}$, $p = 1277.74\text{ Pa}$, 楔角 θ 为 13° , 由以上参数可计算得到激波角和波后各参数。3 种工况的计算条件见表 1, case 3 为钝头完全处于自由来流; case1 为钝头完全处于斜激波波后来流, 可以通过自由来流条件和斜激波关系得到波后各参数, 已列在表 1 中; case 2 为激波干扰状态, 对入口来流条件进行设置时, 如图 3 所示, D 为激波入射点, 对 CD 段赋自由来流条件 (同 case 3), 对 DE 段赋波后来流条件 (同 case 1)。

表 1 Case 1 和 case 3 中的来流条件
Table 1 Flow conditions for case 1 and case 3

Flow condition	Ma	p/Pa	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	T/K
Case 1	3.730	5198.77	0.168	107.994
Case 3	5.0487	1277.74	0.0665	66.99

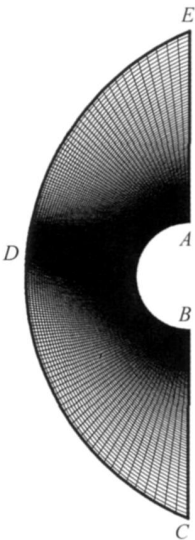


图 3 计算网格

Fig. 3 Computation grid

同时为排除曲率半径不同的影响, 前体头部和唇口曲率半径均取为 7.5 mm , 并假设为二维圆柱钝头, 取壁面温度 $T_w = 300\text{ K}$ 。对于钝头气动热, 通常是驻点处受热最为严重, 为计算和对比的方便, 以驻点热流值进行比较。

2.2 数值方法

本文采用有限差分方法求解二维全 Navier-Stokes 方程, 计算流场得到热流结果。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} - \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) = 0 \tag{1}$$

气动热数值模拟时网格因素非常关键, 本文网格为 6 万, 周向和径向分别取 200 和 300 个网格点, 在计算 case 2 时, 对激波入射区、干扰区和壁面网格进行适当加密, 见图 3。由第 1 层网格间距得出的网格雷诺数 $Re_{cell} = 12.7$ 。

为方便本文的计算结果与文献[7]的试验数据作对比, 热流结果采用无量纲参数 St 数, St 数表达式如下:

$$St = \frac{q_w}{\rho_\infty u_\infty C_p (T_\infty - T_w)} \tag{2}$$

2.3 计算结果

图 4 是 IV 型马赫数等值线流场结果, 流场结构如图 5 所示: 分为 4 个大区域, 自由来流区 ①及其产生弓形激波区 ②, 入射激波波后来流区 ③及其产生的弓形激波区 ④, 另外在两个弓形激波后区 ②和 ④之间出现了由两剪切层形成的“流管”。入射激波与弓形激波 1 形成的反射激波与弓形激波 2 相交再次反射, 并沿着两剪切层形成的“流管”, 经 ⑤, ⑥, ⑦, ⑧区, 不断的压缩 - 膨胀 - 压缩的过程一直持续到壁面附近。⑤, ⑥, ⑦, ⑧区共同

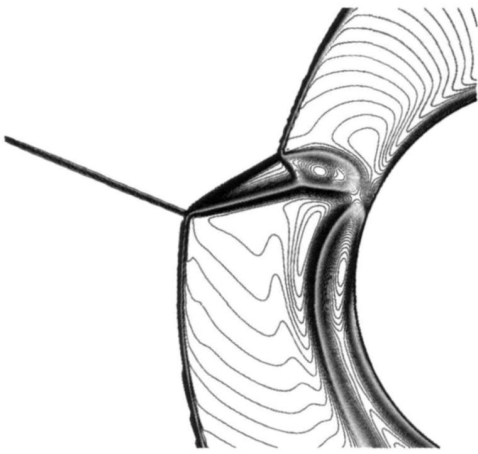


图 4 IV 型激波干扰流场马赫数等值线

Fig. 4 Ma contours of type IV shock interaction

形成了所谓的超声速“喷流”,“喷流”在壁面附近形成一道非常强的滞止正激波,最终导致壁面压强和热流出现很高的极值.在激波冲击处两侧,经过类似于喉道加速的过程,它再一次变成超声速流,并在其与弓形激波后的总体流动之间形成了剪切层.

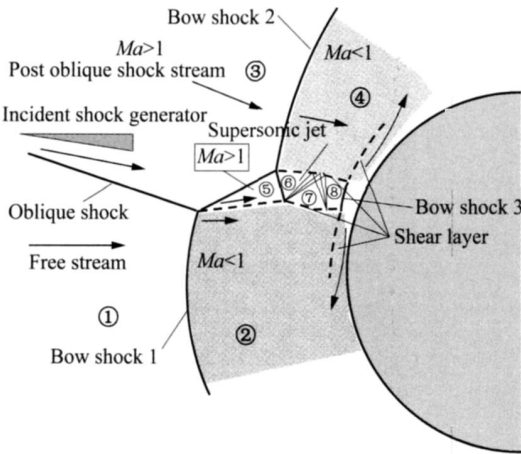


图 5 IV型激波干扰结构示意图

Fig. 5 Flow field constructure of type IV shock interaction

图 6 列出的是斯坦顿数与文献[7]中试验值的比较,说明本文采用的计算方法具有较高的精度.

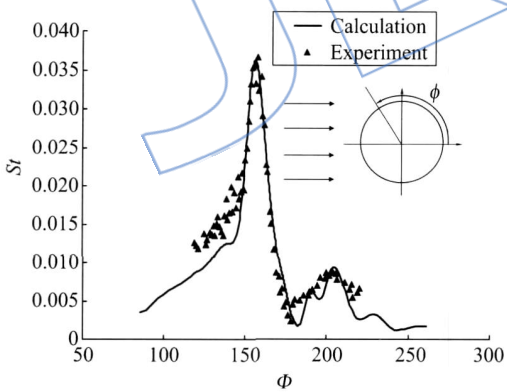


图 6 Case 2 中 IV型激波干扰 St 数结果

Fig. 6 St results of IV shock interaction in case 2

图 7 给了 case 3 条件下,未受干扰的自由来流数值模拟得到的无量纲热流 St 数,并且与文献[7]中提供的湍流试验数据进行了比较,可以看到,计算结果与试验符合较好,说明本文的气动热计算是可信的.三种工况热流极值的对比见表 2, case 1 是斜激波波后来流产生的驻点热流,case 2 是激波干扰条件下,热流产生的极值,case 3 是自

由来流的驻点热流值.需要说明的是,为了便于对比,case 1 中的驻点热流值仍是以未受干扰的自由来流条件进行无量纲化的.

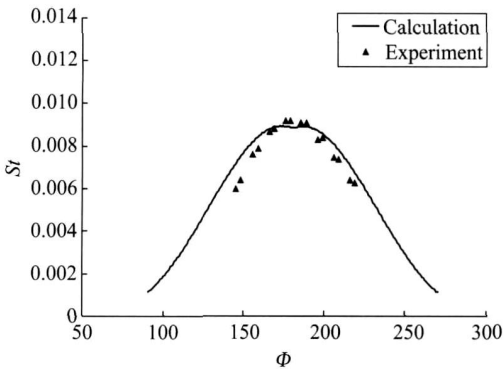


图 7 Case 3 数值模拟结果

Fig. 7 Numerical simulation results of case 3

表 2 Case 1,2,3 热流极值对比

Table 2 Heat transfer maximum comparison of case 1,2,and 3

Flow condition	St_{max}
Case 1	0.0130
Case 2	0.036
Case 3	0.00855

3 分析与讨论

图 2 中的三种工况分别对应于表 2 中的三种热流极值.头部前缘在三种状态下是相同的,都处于未受干扰的自由来流中,驻点热流值均为 case 3 中的结果.对于唇口前缘有以下讨论:

Case 1 对应于试验和飞行有正攻角,或是低于巡航速度飞行时.这种状况下,唇口处于前体激波波后来流,对应于表 1 中 case 1 的热流值.可以看出,热流极值相对于自由来流的工况增大了 50 % 左右,唇口热流大于头部前缘.

Case 2 对应于前体激波入射在唇口,这时会出现激波干扰.对于本文算例中计算的典型 IV 型干扰,相比于未受干扰的自由来流,热流极值增大到 4 倍左右.文献[8]中指出增大倍数受来流马赫数、入射激波角以及比热比的影响,在实际飞行中增大会高达 20~40 倍,对于这种工况必须予以充分重视,做好热防护工作.这种情况下,唇口热流必然大于前体头部,对于热流增大的机理已有文献[6-7,12]专门研究,对应于在唇口附近的六类激波干扰,气动热均有不同程度的增大,在此不展

开讨论. 工况2对应于进气道的理想工作状态, 实际中, 这种情况很难保持不变, 更多的是第1和第3种工况.

Case 3对应于以负攻角试验和飞行, 或飞行速度大于巡航速度, 激波入射在进气道里面, 头部前缘和唇口都处于相同的自由来流中, 产生的驻点热流等于 case 3. 这时激波入射在唇口以内的位置, 会产生激波边界层干扰, 此处的热流会出现较高的极值.

另外需要注意, 计算中假设是唇口与头部曲率半径相同, 而实际设计中, 唇口钝头半径要远小于前体前缘. 驻点热流反比于曲率半径的平方根, 如式(3)所示. 这意味着在真实构型中, 唇口热流还要更大.

$$Q_0 \propto \frac{1}{\sqrt{R_N}} \quad (3)$$

综上所述, 可见各种飞行状态和条件下唇口热流均大于头部, 唇口附近的热防护更为严峻.

上述的分析, 对以冲压发动机为动力的高超声速飞行器防热指导有较大意义. 再入弹头和返回式卫星、飞船等常规钝头体, 热流最大处一般是在头部驻点. 以冲压发动机为动力的高超声速飞行器热防护重点有所不同, 在加强头部的防热同时, 还要慎重做好进气道前缘, 以及被头部激波所包裹在内的翼、舵、垂尾等局部迎风面前缘的热防护.

4 结 论

本文采用数值模拟方法, 计算研究了不同工况下, 进气道唇口的气动热. 计算表明, 对于以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器, 在各种飞行状态下, 唇口热流均大于头部, 激波干扰和前体斜激波压缩来流是热流增大的主要原因. 以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器需要关注唇口、侧板等局部前缘的热防护.

本文对以上结论给出了定性的分析和认识, 下一步还需要通过高精度算法和试验对真实飞行条件下, 唇口和侧板前缘的气动热给以定量的研究.

本文的工作对高超声速飞行器的气动热预估和热防护有一定指导意义.

参考文献:

[1] 李晓宇. 高超声速飞行器一体化布局气动外形设计 [D].

长沙: 国防科技大学, 2003. 11.

LI Xiaoyu. Airframe design of hypersonic integrated vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007.

[2] John J B. Hypersonic aerothermodynamics [M]. Washington, D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1994.

[3] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[4] Cockrell C E Jr, 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, 2002.

[5] 贾地, 范晓楠, 冯定华, 等. 高超声速侧压式进气道溢流特性研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 85-89.

JIA Di, FAN Xiaoqiang, FENG Dinghua, et al. Spillage characteristics of sidewall compression scramjet inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 85-89. (in Chinese)

[6] Wieting A. Shock interference heating in scramjet engines [R]. AIAA 90-5238, 1990.

[7] Duquesne N, De Roquefort A T. Numerical investigation of a three-dimensional turbulent shock/shock interaction [R]. AIAA Paper 98-0774, 1998.

[8] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion [M]. New York, NY: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2000.

[9] 徐大军, 蔡国飙, 乐川. 吸气式高超声速飞行器气动热试验研究 [J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 1004-1009.

XU Dajun, CAI Guobiao, YUE Chuan. Aeroheating experiment for airbreathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 1004-1009. (in Chinese)

[10] 雷麦芳, 丁海河, 王发民. 高超声速飞行器前体/冲压发动机一体化气动热实验研究 [J]. 实验流体力学, 2008, 22(2): 10-14.

LEI Maifang, DING Haihe, WANG Famin. Aeroheating experiment research on hypersonic integrated vehicle forebody/ramjet [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(2): 10-14. (in Chinese)

[11] 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 吸气式高超声速飞行器气动热数值模拟方法及应用 [J]. 计算物理, 2008, 25(5): 555-560.

HE Xuzhao, ZHAO Huiyong, LE Jialing. Aerodynamic force and heat of hypersonic laminar and turbulent flows [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2008, 25(5): 555-560. (in Chinese)

[12] 田正雨. 高超声速非定常复杂流场数值模拟 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.

TIAN Zhengyu. Numerical simulations of complex unsteady flow in hypersonic free stream [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003. (in Chinese)