

红外成像导弹气动加热仿真建模方法

曹春芹, 向静波, 张晓阳, 王炜强

(洛阳光电技术发展中心, 河南 洛阳 471009)

摘要: 为了评估气动加热效应对红外成像型导弹产生的影响, 通过理论分析导弹飞行过程中受到的气动加热变化规律, 并研究实验室和大型试验测试数据, 首次引入气动热效应建模流程并采用正态分布等方法建立了虚拟样机仿真模型, 模拟导弹飞行过程中整流罩受到的气动热辐射与红外图像的变化过程, 经过数字仿真、半实物仿真和大型试验验证, 证明该方法建立的模型与实际情况相吻合, 可以用来评估气动加热效应对产品性能造成的影响, 进行信息处理算法改进。

关键词: 气动加热; 红外图像; 建模; 仿真

中图分类号: V448 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)08-1951-05

Infrared imaging missile's aerodynamic heating simulation modeling methods

Cao Chunqin, Xiang Jingbo, Zhang Xiaoyang, Wang Weiqiang

(Luoyang Optoelectronic Technology Development Center, Luoyang 471009, China)

Abstract: In order to assess the impact of aerodynamic heating effect of infrared imaging missile, through theoretical analysis of the variation of the missile during flight by aerodynamic heating, and research laboratories and large-scale pilot test data, pneumatic thermal effects modeling process and the normal distribution method was first introduced to create a virtual prototype simulation model. Using the normal distribution, missile during flight rectifierhood by pneumatic thermal radiation and infrared images from the change process was simulated. Through digital simulation loop simulation and large-scale experimental verification, the method to establish the model was proved to be consistent with the actual situation. It can be used to assess the impact of aerodynamic heating effect on product performance information processing algorithms improvement.

Key words: aerodynamic heating; infrared image; modeling; simulation

收稿日期: 2012-12-10; 修订日期: 2013-01-25

作者简介: 曹春芹(1979-), 女, 工程师, 硕士, 主要从事红外导引头虚拟样机研究。Email: cqmm2000@yeah.net

0 引言

导弹在空气中飞行时受到气流的摩擦阻滞作用会产生气动加热效应,随着空空导弹性能的不不断提升,其灵敏阈越来越高、飞行速度越来越快,这种热效应对产品的影响越来越明显,成为设计中面临的重大问题之一。由于空中条件复杂、飞行轨迹不可完全复制、数据获取存在较大难度,因此,气动加热效应产生的影响、如何进行建模和仿真成为难点。目前,国内载人航天技术得到大力发展,神舟系列飞船的成功发射使得再入飞行器气动加热的计算和热防护技术取得了巨大的进步。在超高声速飞行器、导弹气动热计算方面也有一些方法与应用,实例^[1]提出了一种可行的理论计算和应用方法,实例^[2-4]提出了采用计算流体力学(CFD)、有限元等气动加热进行数值计算的方法,实例^[5]中牵涉了部分气动热仿真,就理论计算而言已相对较成熟。国外对气动热的研究开展较早,对高速飞行器的气动加热效应早有研究^[6],尤其是航天飞机再入大气层时前端受到高温加热,美国在 20 世纪 80 年代就已经解决了这个问题^[7];俄罗斯在超高声速技术方面走在世界前列,除载人航天器外,曾经先后推出冷计划、鹰计划、彩虹-D2,鹰-31 四个飞行试验计划,探索出了高速飞行器在高气动热条件下可靠工作的方法^[8]。在空空导弹气动加热研究方面,Swaminathan P.K^[9]曾提出了一种蒙特卡罗数值分析法,AIM-9X、IRIST、A-DARTER 等先进武器装备证明他们已经找到了解决的途径,由于保密原因其技术细节不得而知。

为衡量气动热效应带来的影响,需要建立合适的评估方法和途径,其一是进行飞行试验,其二是进行建模仿真。飞行试验获取的数据真实可靠,但是存在成本高昂、费时费力、验证周期长等缺点,其弹道也不能灵活地进行调整,某些参数变化后气动加热对图像质量的影响也不能及时得到体现。相反,实验室仿真可以解决飞行试验的缺点问题,但是,数据的可信度要差一些,因此,如何寻求一种准确的建模仿真方法成为实际中需要解决的问题。文中通过理论分析和典型试验数据分析找到了气动加热规律和计算方法,研究使用典型特征图像灰度、图像噪声来描述热效应对图像的影响,然后根据典型特征进行建模,在虚拟样机仿真平台

上进行仿真和验证及产品改进,为分析评估气动热对红外图像的影响提供了一种途径。

1 气动加热效应分析

导弹在空中飞行时,整流罩头部受到气流的摩擦阻滞作用而使其外表面被加热,此外,整流罩外气体流场会形成一个弓形激波^[7,10],也会产生一定的热辐射,气动加热效应如图 1 所示。二者产生的热辐射与导弹的速度存在一定的关系,激波温度紧随着导弹速度的变化而变化,速度高时产生的激波温度高,速度低时产生的激波温度低,而整流罩外表面温度的变化滞后于导弹速度的变化,出现导弹速度降低时温升要持续一段时间再下降。

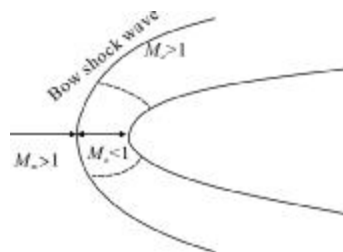


图 1 气动加热效应

Fig.1 Aerodynamic heating effect

关于整流罩受到的气动加热在案例^[11]中有比较深入的研究,其前端的绕流流场气动光学效应也有人进行了数值模拟^[12]。整流罩受到气动加热作用其表面温度并不是均匀分布的,假如导弹攻角为零,且光轴与弹轴重合,那么前端驻点温度最高,以驻点为中心温度逐渐下降且呈等环状,如图 2 所示。

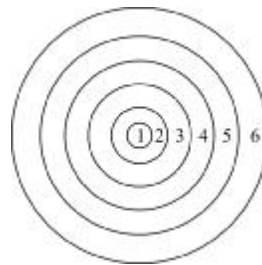


图 2 整流罩气动加热温度分布

Fig.2 Dome temperature distribution of aerodynamic heating

其中,驻点温度计算采用公式(1)。

$$T_0 = T_\infty + \frac{1}{2c_p} u_\infty^2 \quad (1)$$

式中: T_0 为驻点温度; T_∞ 为来流温度; c_p 为气体定容比热; u_∞ 为气流速度, 根据热力学和气体力学分别有: $c_p = \frac{\gamma}{\gamma-1} R$, $M_a = \frac{u}{a}$, $a = \sqrt{\gamma R T_\infty}$, 其中, $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$, c_v 为气体定容比热, R 为气体常数, M_a 为马赫数, a 为音速, 可得驻点温度:

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right) \quad (2)$$

整流罩前端驻点位置产生的激波热辐射最大, 温度(T_1)最高, 其计算较驻点复杂, 一般采用公式(3)计算, 则:

$$T_0 = T_\infty \frac{[2\gamma M_a^2 - (\gamma-1)][(\gamma-1)M_a^2 + 2]}{(\gamma-1)^2 M_a^2} \quad (3)$$

导弹在空中机动过程中, 当光轴偏离弹轴或存在攻角时, 探测系统接收到的整流罩热辐射没有驻点的热辐射强, 温度要低于驻点温度, 但是在仿真中应该采取最严酷的边界值, 这样才能考察产品在最严重的气动热条件下的性能, 从而使仿真结果更具说服力。

2 仿真模型结构

2.1 建模仿真流程

经过气动热效应计算, 初步确定了驻点处的温度及产生的热辐射, 其热辐射对红外图像产生的影响可以用图像灰度和图像噪声两个指标来衡量, 其带来的后果是带来图像背景灰度的整体抬升和图像噪声加大, 目标信噪比下降, 从而使目标的分割、识别变得困难, 给抗干扰过程带来不稳定因素。气动加热效应仿真的过程可以概括为热效应计算、量化、建模三个过程。首先, 进行气动热效应计算, 上述理论分析可以计算整流罩驻点温度和激波温度, 结合气动热吹风试验、空中测温试验以及实验室测试数据, 对理论计算结果进行校正。其次是量化过程, 量化主要是考虑影响图像质量的两个要素的量化, 即背景灰度和图像噪声的计算。经研究分析发现, 图像噪声有规律可循, 其分布规律接近一种正态分布。图像背景灰度和噪声的计算通过对产品测试进行数值分析得到。最后是建模过程, 根据产品成像特点和要素重建一幅红外图像, 该图像可以与实际图像、仿真图像相融合, 在虚拟样机仿真平台上进行各种需求的仿真。整个建模仿真流程如图 3 所示。

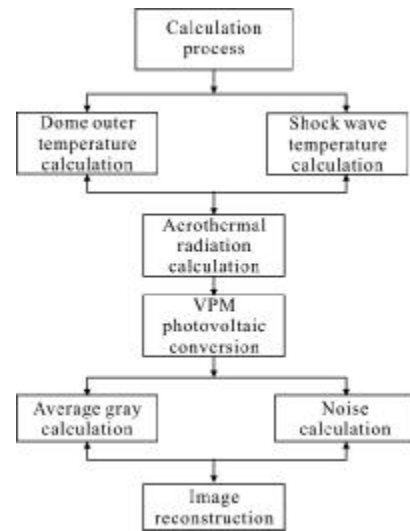


图 3 仿真建模流程

Fig.3 Modeling and simulation process

2.2 气动加热图像模型

气动加热效应经过一系列换算后用红外图像的灰度和噪声来衡量, 根据这两个值如何构建与实际情况相符的红外图像, 文中重点研究了两种方法, 分别是正态分布法和环形建模法。通过对试验数据研究发现, 图像噪声的分布呈现正态分布。正态分布法可以很好地模拟红外图像的背景灰度与噪声分布规律, 反映气动加热的实际情况。其计算方式采为:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \quad (4)$$

式中: $\mu \in [0, n]$, $\sigma \in (0, n]$, n 为自然数。经过此种方法计算的图像如图 4 所示, 从图 4(a)-(c) 分别是正平面图、正侧面图、立体图。

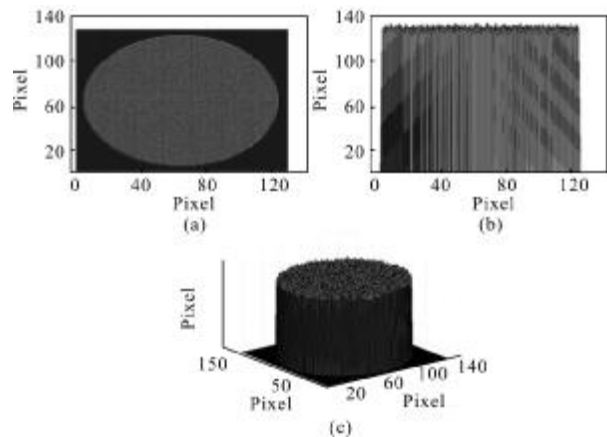


图 4 正态分布建模法

Fig.4 Reconstruction images of normal distribution

环形建模法是一种特殊情况下加严的仿真模型,其灰度分布中间高边缘低,呈环形分布,如图 5 所示。

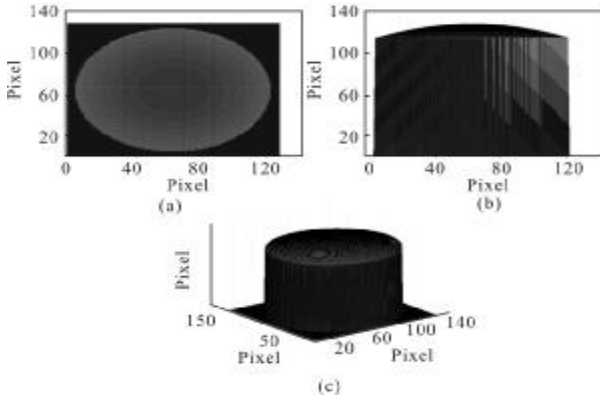


图 5 环形建模法

Fig.5 Reconstruction images of ring distribution

3 仿真验证及分析

根据上述气动热仿真流程和建立的模型,可以在虚拟样机中进行图像重建,根据实际情况进行仿真验证,气动热仿真图像如图 6 所示。

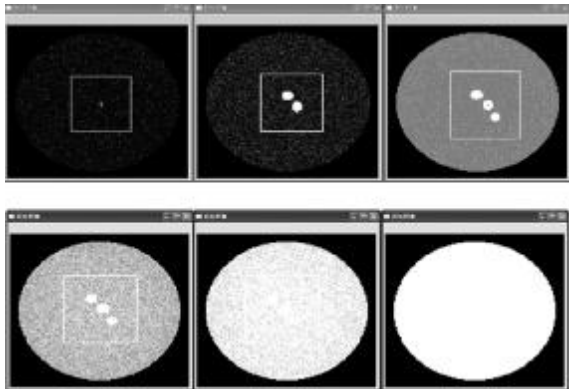


图 6 气动热仿真图像

Fig.6 Simulation images of aerodynamic heating

模型是否准确、是否反映了气动加热的实际情况,须要与实际数据进行对比。仿真图像的背景灰度、噪声数据与实际对比结果如表 1、表 2 所示。从表 1 可以看出,背景灰度的仿真值与实际值的变化趋势基本一致,吻合情况较好。从误差上来看,最大误差为 6.2%,最小误差为 0.5%,都在允许的范围,且仿真值高于实际值,符合仿真的要求。从表 2 可以看出,背景噪声的仿真值与实际值的变化趋势

表 1 仿真灰度与实际灰度对比

Tab. 1 Comparisons of actual and simulation gray value

No.	Actual gray value	Simulation gray value	Error
1	1 406	1 455	3.5%
2	1 491	1 521	2.0%
3	1 522	1 530	0.5%
4	1 584	1 597	0.8%
5	1 683	1 760	4.6%
6	1 718	1 695	1.3%
7	1 789	1 865	4.2%
8	1 826	1 923	5.3%
9	1 899	1 998	5.2%
10	1 937	2 058	6.2%
11	1 977	2 066	4.5%
12	2 093	2 200	5.1%
13	2 171	2 300	5.9%
14	2 209	2 335	5.7%
15	2 280	2 385	4.6%
16	2 372	2 463	3.8%

表 2 仿真噪声与实际噪声对比

Tab. 2 Comparisons of actual and simulation gray value

No.	Actual gray value	Simulation gray value	Error
1	26.19	30.72	17.3%
2	28.28	31.19	10.3%
3	32.39	31.90	1.5%
4	28.86	32.14	11.4%
5	30.05	32.69	8.8%
6	25.87	33.56	29.7%
7	33.79	34.79	3.0%
8	37.75	35.47	6.0%
9	31.69	35.77	12.9%
10	32.17	36.17	12.4%
11	40.25	36.57	9.2%
12	31.78	36.90	16.1%
13	41.75	42.54	2.9%
14	43.90	44.82	2.1%
15	44.07	45.41	2%
16	45.09	46.10	2.3%

也基本一致。从误差上来看,最大误差为 29.7%,最小误差为 1.4%,个别仿真值出现较大误差,但是 87.5%高于实际值。另外 12.5%的仿真值低于实际值,但是误差较小,故认为仿真结果有效。因此,基于此开展的多条件仿真具有实际参考价值,从而证明上述建模方法准确可靠,可以作为红外图像处理算法仿真和验证的依据,解决实验室气动加热效应仿真建模的问题。

4 结 论

文中研究了红外成像型导引头气动加热的建模与仿真方法。首先,对导引头经受的气动加热情况进行理论分析,认为气动加热会产生整流罩温升和激波辐射,并给出了理论计算方法,然后依据试验验证情况对计算方法进行了校正。其次,对气动加热的辐射效应进行了研究,认为正态分布法比较符合图像噪声的分布规律并给出了建模方法。最后,对该方法进行验证,通过仿真数据与实际数据的对比证明文中采用的仿真建模方法是准确的,可以用于目前实验室条件下的气动加热仿真。当然,该方法并非完美无缺,在今后的研究中,有望在模型的精细程度、计算精确性上有更深入的突破。

参考文献:

- [1] Liu Xianming. Computation theory and the application of air to air missile aerodynamic heating [J]. *Aero Weaponry*, 1997(2): 22-25. (in Chinese)
- [2] He Youjin, Zhang Peng, Peng Jun, et al. Aerodynamic heating and stress analysis on dome of infrared high speed air to air missiles[J]. *Infrared Technique*, 2007(7): 373-376. (in Chinese)
- [3] Hao Jiguang, Jiang Yi, Liu Qi. Numerical simulation on aerodynamic heating process of certain missile's head using a method of fluid-solid coupled [J]. *Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance*, 2006, 26 (4): 230-232. (in Chinese)
- [4] Yang Jinjun, Zhou Danjie, Zhang Yuanjing. The numerical simulation of supersonic cruise missile aerodynamic heating [C] //CASIC, 2000: 278-281. (in Chinese)
- [5] Yu Weijie, Tu Hongming, Peng Qunsheng. Computer simulations of infrared image for high speed objects [J]. *Journal of System Simulation*, 2000, 12 (5): 560-564. (in Chinese)
- [6] Gunduz E, Unver F E, Orhan F E. Aerodynamic heating effects on a flying object at high speeds[J]. *Recent Advances in Space Technologies*, 2005(7): 277-280. (in Chinese)
- [7] Fan Xuqi. Aerodynamic Heating and Thermal Protection System [M]. Beijing: Science Press, 2004: 38-41. (in Chinese)
- [8] Liu Tonglin, Russian hypersonic technology flight experiment [J]. *Winged Missiles Journal*, 2000, 6: 18-23. (in Chinese)
- [9] Suaminathan P K, Pault D F, Taylor J C. Transition regime aerodynamic heating of missiles[C]//AIAA, 1995: 1-9.
- [10] Li Huiping. The calculation and analysis of aerodynamic heating distributions for the hyper-sonic aircrafts [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2010. (in Chinese)
- [11] Liu Li, Meng Weihua, Pan Guoqing. Modeling and analysis of infrared radiation from the dome flying at supersonic speed [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40 (7): 1193-1198. (in Chinese)
- [12] Shi Ketian, Cheng Xiaoli, Ma Handong. Numerical simulation of aero-optical effects for the flow field around the optical window [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(1): 6-11. (in Chinese)