气动热效应对某红外导引头影响分析

潘文庚', 晋耀', 戴革林', 郭巍巍²

(1. 徐州空军学院, 江苏 徐州 221000; 2. 空军94783部队, 浙江 湖州 313100)

摘要:导弹高速飞行时所产生的气动热,将影响探测器正常成像质量,从而影响导弹的命中精度和导引 头的作用距离。由于新型隔热材料的采用,气动热对导引头性能影响减小很多。采用ANSYS软件对某导 弹的气动热效应进行仿真,为高速导弹气动性能分析及其环境失效研究提供参考。

关键词:红外导引头;气动热;有限元;环境;温度场;仿真

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A

文章编号:1672-9242(2011)01-0029-04

Analysis of Aerodynamic Heating Effect on Infrared Seeker

PAN Wen-geng¹, JIN Yao¹, DAI Ge-lin¹, GUO Wei-wei² (1. Xuzhou Air Force College, Xuzhou 221000, China; 2. Airforce Troop 94783, Huzhou 313100, China)

Abstract: High–speed flying missile will cause aerodynamic heating effect in atmosphere and affects the detector normal imaging inside infrared seeker, which will certainly affect missile's hit accuracy and detection range coverage of seeker. The aerodynamic heating effect to infrared seeker can be reduced by using new material of heat insulation. ANSYS software was applied to simulate aerodynamic heating effect of a missile. The purpose was to provide reference for aerodynamic heating performance and environmental failure analysis of high–speed missile.

Key words: infrared seeker; aerodynamic heating; finite element; environment; temperature field; simulation

导弹在大气层内高速飞行时所引起的气动热将 通过壳体和隔热材料向内部传递,从而使内部电子 器件产生电性能漂移、电路失稳或失效,甚至影响导 弹探测器正常成像等;同时高速飞行的导弹整流罩 承载着一定的气动压力,可能引起头罩的局部变形, 也将影响到探测器的成像质量,最终影响导弹的命 中精度和导引头的作用距离。因此,研究气动热效 应对导引头的性能提升具有重要意义。

1 挂飞状态下导引头气动热分析

1.1 整流罩表面温度场

某整流罩参数:直径为160 mm;曲率半径为100

收稿日期: 2010-05-18

作者简介:潘文庚(1964—),男,江西宜春人,博士,副教授,研究方向为航弹工程。

mm;厚度为8 mm;初始温度为293 K。弹翼厚度相对 于弹体直径可忽略不计,且不考虑弹翼面气动加热, 壳体空腔充满空气,建立二维模型。相关参数:高度 为10 km;大气压力为0.036 MPa;大气温度为218 K。 载机高速匀速飞行若干秒后,导引头性能参数见表1。

表 1 材料参数 Table 1 Material parameter

	导热系数/	比热/	密度/
	$(W \boldsymbol{\cdot} (m \boldsymbol{\cdot} K)^{-1})$	$(\mathbf{J} \boldsymbol{\cdot} (\mathbf{kg} \boldsymbol{\cdot} \mathbf{K})^{-1})$	$(kg \cdot m^{-3})$
罩材料	17	420	4 000
时效钢	70	502	7 800

载机速度 Ma 在 0.6 以内时, 气动加热的影响很小, 在高速飞行时气动加热影响较大。假定整流罩呈半圆球形且对称, 取纵截面, 采用高精度等参单元, 对头罩表面气动热载荷加载进行建模分析, 仿真结果如图1和图2所示。可以看出, 加速 17 s后, 整流罩外表面最高温度已达到 777 K, 且温度分布并不均匀, 顶点温度不如其他部位高, 头罩表面温度比内部高得多。



图1 加速段整流罩温度分布

Fig.1 Cowling temperature in acceleration period





文献[1]从探测器饱和的角度进行理论计算,得出某探测器的头罩温度应该低于400 K,探测器才能

清晰成像。通过实验,也可证明头罩温度控制在 450 K以下时,探测器才不发生饱和^[2]。由仿真结果 可知,整流罩实际温度远远高出450 K,必须采取措 施来抑制热障,否则探测器无法正常工作。

1.2 导引头温度场

舱体厚度为10mm,头罩厚度为8mm,舱体内有 仪表设施,并与壳体构成空腔。舱内空气初温为 293K,初始流速为0(相对于弹体)。假设:舱体内所 有固体物质的密度和比热容为定值;舱内空气流动 为瞬态、层流和不可压缩的,飞行时空气流速比声速 低得多。采用FOLTRAN模块中的FLUID141单元, 建立模型如图3所示。



图 3 导引头舱有限元结构 Fig. 3 FE structure of seeker cabin

图4为载机加速飞行的仿真结果,图5为匀速飞 行的仿真结果。由图4和图5可知:舱内空气温度很 高,加速阶段T为397~648K,匀速阶段T为544~ 724K。根据Wein位移定律^[2],物体的最大辐射波长 *λ*与T成反比,可表示为:*λ*·T=2898μm·K。某弹 侦测的波长大约在8~12μm范围内,由Wein位移 定律可知:物体的辐射温度为242~362K,整流罩温 度经历了293~777K,基本上覆盖了物体的辐射温 度范围,即该弹在挂飞过程中,整流罩也要辐射8~ 10μm的红外线,显然会对导引头产生干扰^[2]。同时 可算出,整流罩经历的温度会辐射出4~10μm的 红外线,这个波段对导引头为锑化铟(2~6μm)、硅 化铂(0.8~5μm)或碲镉汞(1~24μm)的组件都会 产生影响。可见,要消除影响必须采取措施控制整 流罩的温度。

图 6 为某导弹加装致冷设备后的温度仿真结 果,可知:舱内温度下降非常明显,平面反射镜周围 保持在 320 K以下,只在整流罩内壁很小范围内存在



图4 加速段导引头舱内空气热力学温度分布

Fig. 4 Air temperature inside seeker cabin in acceleration period



图5 匀速段导引头舱内空气热力学温度分布

Fig. 5 Air temperature inside seeker cabin at constant speed





高温区域,导引头舱内各种设备周围的热力学温度 都很低,可满足正常工作的需要。

2 自主飞行状态下导引头气动热分析

自主高速飞行的导弹,弹体表面最高温度一般在 750 K左右;当Ma超过3,气动热效应更为明显。

导引头舱前半部分由雷达天线罩和位标器组成;后半部分主要是各种仪器设备,且几乎不受气动 热的影响。只考虑前半部分温度分布情况。假定: 载机飞行高度为10 km,大气压为0.036 MPa,大气为 理想气体且初温为218 K,导弹高速飞行若干秒。导弹参数见表2,材料的相关参数见表3。采用 FLOTRAN 141单元划分网格,建立导引头舱壳体仿 真模型如图7所示。

表2 导弹相关参数

Table 2 Missile parameter

	弹径/mm	弹长/mm	整流罩材料	弹体材料
某弹体	203	1 655	陶瓷	合金

表3 材料相关参数

Table 3 Material parameter

	导热系数/	比热/	密度/
	$(W\boldsymbol{\cdot}(m\boldsymbol{\cdot} K)^{\scriptscriptstyle -1})$	$(\mathbf{J}\boldsymbol{\cdot}(\mathbf{kg}\boldsymbol{\cdot}\mathbf{K})^{\scriptscriptstyle -1})$	$(kg \cdot m^{-3})$
某复合材料	0.23	902	1 890
某合金壳体	0.45	1470	4 500
某隔热层	0.29	2261	1 280



图 7 某导引头舱外壳有限元网格模型 Fig. 7 Finite element model of seeker cabin crust

2.1 导引头舱外壳温度场

导引头舱前部为某复合材料整流罩,后面的弹体为合金外壳,内部附有隔热层,采用瞬态热分析对加速阶段弹体的温度场进行仿真,如图8所示。从图8可知:在整流罩前端,由于气动热温度较高,使得前罩内表面升温,由前向后升温依次减弱,到达合金壳体部分温度没有传入壳体内部,壳体内表面温度几乎没有变化。





图9为导弹匀速飞行时弹体的温度仿真结果。 由图9可知:合金壳体内表面温度仍然没有变化,整 流罩内表面由前向后温度升高,前端最为明显。图 10是在导引头舱壳体内表面分别取A,B,C,D这4个 新观测点时仿真计算所得的各观测点温度随时间变 化曲线。











2.2 导引头舱内温度场

图 11 为导引头舱有限元网格。将空腔内气体 当作标准空气处理,采用层流模型,由于导弹是水平 飞行,所以施加垂直向下的重力加速度,作流体瞬态 热分析,仿真结果如图 12 所示。由图 12 可看出:舱 内气体温度只在前端小部分空间内有变化,大部分 空间内气体温度没有变化,不会对导引头的正常工 作造成影响;空腔内气温并不会直接影响雷达波的 传输,但气动热在周围产生了复杂温度场,会导致空 气密度分布不均匀,这才是影响雷达波在大气中传 播的重要因素。

3 结语

 1)探讨了气动热对导引头舱的整流罩、舱内温 度场以及探测器的影响,得出了气动热障现象对红



图11 导引头舱内部有限元模型

Fig. 11 Finite element model inside seeder cabin



图 12 导引头舱内部热力学温度分布 Fig. 12 Temperature distribution inside seeder cabin

外导引头的影响较大的结论,能否解决好热障将直接影响导弹使用。目前解决途径主要有:采用致冷技术;光学系统无热化设计;利用"散焦效应"降低有害能量以及改进整流罩外形和材料属性等^[3-5]。

2)仿真分析了导弹在自主飞行阶段气动热对导 引头舱的影响。由于新型隔热材料的使用,极大地 改善了导引头气动热性能影响,与实际情况相符,验 证了模型的可行性。

3)导引头舱内空气温度对雷达波的传输影响是 有限的,而真正对其产生影响的是气动热在周围产生 的复杂温度场,它会劣化波段识别和降低导引效能。

参考文献:

- [1] 吴洪波,李晓冬. 气动加热参数辨识在型号设计中的应 用[J]. 上海航天,2003(6):26-27.
- [2] 白廷柱,金伟其.光电成像原理与技术[M].北京:北京理 工大学出版社,2006.
- [3] 张运强.光学系统无热化设计在空空导弹上的应用研究 [J].航空兵器,2006(3):27-29.
- [4] 李玉民,李瑾. 红外光学材料及整流罩技术的新发展[J]. 红外与激光技术,1995,24(5):1—6.
- [5] 张云,王淑岩,孙益善,等. 超音速状态下整流罩红外窗 口的选型问题研究[J].红外技术,1999,21(2):11—14.