

## 国外高速导弹的头罩防护技术

张 科<sup>1</sup>, 陈之光<sup>1</sup>, 赵玉印<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2. 北京遥感设备研究所, 北京 100854)

**摘 要:** 文中对国外专利上出现的高速导弹的头罩设计及防护技术进行了综述。通过查阅大量国外有关高速导弹头罩防护技术专利, 对头罩防护及设计方法进行了分类和梳理, 分析了各种技术的优缺点及适用范围。随着导弹飞行速度的提高, 头罩表面温度及热应力也不断升高。在航空界一般把马赫数 2.5 作为“热障”的界线, 低于这一值, 气动加热不严重, 可用常规的方法和材料设计、制造飞行器; 高于该值, 则必须采取克服气动加热问题的措施, 如采用抛罩技术、加装激波锥、改变头罩的气动外形、对窗口加装冷却系统等措施。

**关键词:** 导弹; 头罩; 防护技术; 综述

中图分类号: TJ765 文献标志码: A 文章编号: 1007-2276(2013)01-0154-05

## Dome protecting technologies for overseas high-velocity guided missiles

Zhang Ke<sup>1</sup>, Chen Zhiguang<sup>1</sup>, Zhao Yuyin<sup>2</sup>

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Beijing Institute of Remote Sensing Equipment, Beijing 100854, China)

**Abstract:** A summary of dome protecting technologies design of high-velocity guided missiles was made in this paper. Based on a lot of US patents and other references, the classification of dome protecting design methods and analysis of the strengths and weaknesses and the scope of application of the various technologies was made. The temperature and thermal stress of the dome surface increased as the rise of the missile flight. Mach 2.5 is usually considered to be the "thermal barrier" boundary in aviation world. Conventional methods and materials can be used to design and manufacture aircraft when temperature is below this boundary, otherwise some measures must be taken to overcome the problem of aerodynamic heating, such as removal of a dome cover, installation of the shock wave cone, dome outline design and dome cooling technology.

**Key words:** missile; dome; protection technology; summary

收稿日期: 2012-05-22; 修订日期: 2012-06-19

基金项目: 973 项目(2011CB707103)

作者简介: 张科(1968-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事导航、制导与控制方面的研究。Email: [zhangke@nwpu.edu.cn](mailto:zhangke@nwpu.edu.cn)

### 0 引 言

当导弹在稠密大气中飞行时,位于导弹最前端的头罩会受到雨滴、风沙、气动热等各种外界因素的侵蚀和冲击,特别是作超音速飞行时,受激波与机体间高温压缩气体的加热和机体表面与空气强烈摩擦的影响而产生的气动热,是导弹头罩面临的一个严峻问题。

如果导弹飞行速度低于一个定值,产生的热量不大,很容易散发掉。当速度超过这个定值时,产生的大量气动热来不及散发,于是引起头罩和机体表面温度急剧升高,导致头罩和机体材料结构强度减弱,刚度降低,使头罩和机体的外形受到破坏,甚至发生灾难性的颤振。比如飞机,当马赫数为 2 时,迎流面温升可达 100℃。马赫数为 2.5 时,温升能达到 200℃,马赫数为 3.0 时,表面的温度则升至 350℃左右,若速度再提高,温度梯度也上升地更高。航空界把飞行器作高速飞行时所遭遇到的这种高温情况称之为“热障”。一般把马赫数 2.5 作为“热障”的界线,低于这一值,气动加热不严重,可用常规的方法和材料设计、制造飞行器;高于该值,则必须采取克服气动加热问题的措施,如采用抛罩技术、加装激波锥、改变头罩的气动外形、对窗口加装冷却系统等措施。

## 1 头罩防护技术的几种类型

### 1.1 抛罩技术

#### 1.1.1 被动式分瓣抛罩

在高速导弹顶端的雷达天线罩外部增加一个防护罩,在导引头的雷达开机之前,天线罩由防护罩保护,防护罩覆盖在雷达天线罩上,但是并不粘接在上面。在雷达将要开机时,位于雷达天线罩顶端鼻锥处的一个执行结构驱动一个锥形体向外扩张,在锥形体外面均布的刀片把防护罩沿纵向切开成多片条状带,锥形体再从里面把防护罩顶开。每个条状带下面还有一个扩张器,继续把条状带与里面的雷达天线罩进行分离,然后防护罩外部的高速气流就可以把条状带继续撕裂直到防护罩的根部。在每个条状带的下面还有一个金属带,防止条状带在完全脱离里面的天线罩之前被气流撕碎。这样当雷达开机的时候,里面的雷达天线罩就完全暴露出来了<sup>[1]</sup>。被动式分瓣抛罩示意图如图 1 所示。

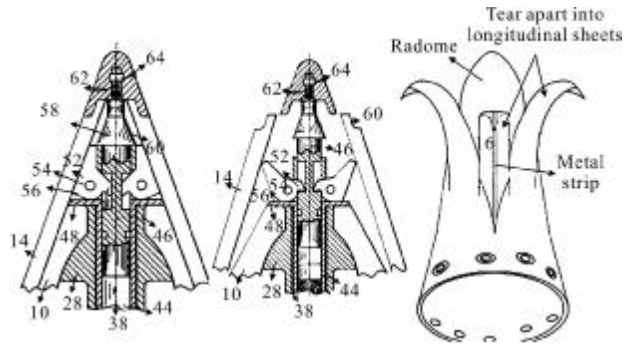


图 1 被动式分瓣抛罩示意图

Fig.1 Schematic diagram of split passive throw cover

#### 1.1.2 主动式分瓣抛罩

对于雷达导引头讲,在作战过程中有些是将要接近目标时才开机,但是在导弹的整个飞行过程中,雷达头罩要经受高速气流和外部环境温度的影响,造成雷达头罩透射微波的性能发生变化,使得头罩的性能参数与出厂前标定的不一致,从而影响雷达导引头的精度和性能。因此对于长距离高速飞行的雷达导引头需要加装一种可以抛掉的保护罩。在导弹的初段和中间段飞行过程中雷达头罩由保护罩保护,当将要接近目标雷达准备开机时抛掉保护罩。主动式分瓣抛罩示意图如图 2 所示。

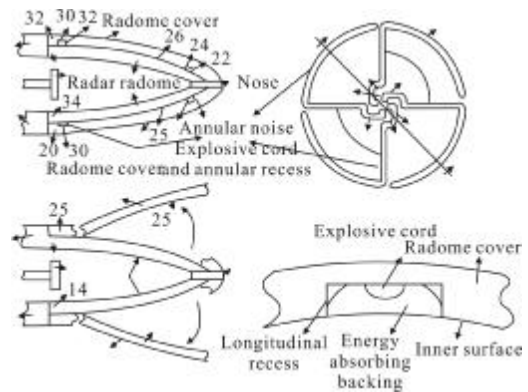


图 2 主动式分瓣抛罩示意图

Fig.2 Schematic diagram of split active throw cover

保护罩壳体由多瓣拼成,在保护罩壳体的内层开有纵向凹槽,在凹槽里面埋设可以向外爆破的导爆索,导爆索下面与雷达天线罩之间安装一个底托,防止导爆索爆炸时损坏里面的雷达天线罩。引爆器放在保护罩的鼻锥处和根部。在需要抛罩的时刻,引爆器同时引爆所有导爆索,把保护罩炸开<sup>[2]</sup>。

#### 1.1.3 主动式破碎抛罩

该抛罩方式与气动热无关,主要用于保护飞机

外挂导弹的头罩在飞行过程中免受雨的侵蚀、在飞机起降过程中免受风沙的撞击。

这种保护罩外面由刚性的聚乙烯外壳交错拼接而成,里面是半刚性的聚乙烯泡沫衬里,在外壳和衬里中间埋有蜿蜒走线的导爆索,在保护罩的顶端有引爆器,在发射导弹之前启动引爆器引燃导爆索,把头罩炸开<sup>[3]</sup>,结构如图 3 所示。

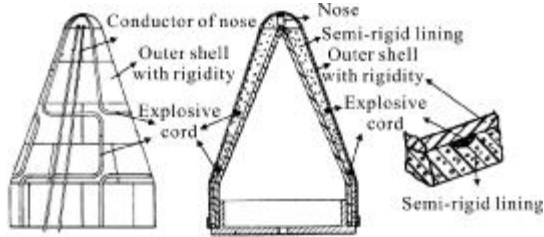


图 3 主动式破碎抛罩示意图

Fig.3 Schematic diagram of broken active throw cover

### 1.1.4 把保护罩整体抛掉

用一个在超音速飞行中可以整体抛掉的保护罩来保护精密且易碎的雷达头罩或其他高灵敏度的探测单元,这种头罩可以装在超音速导弹上或其他空间飞行器上,保护罩装在导弹顶端,用于改善导弹的气动外形和保护导弹自身的雷达头罩或精密探测单元。保护罩通过多个安全销或其他快速分离机构固定在导弹壳体上,一个低压气源使保护罩内部维持大约 50 psi 的正压。一个快速启动的高压气瓶产生高压气体施加在头罩的底部,快速剪断安全销使头罩在超音速状态下迅速与弹体分离,然后满足高精度探测与跟足目标需要的雷达头罩开始发挥作用<sup>[4]</sup>。抛罩方式如图 4 和图 5 所示。

该抛罩方式已经应用在国外某复合制导空空弹上,在飞行过程中用于保护雷达/红外头罩,也应用在标准

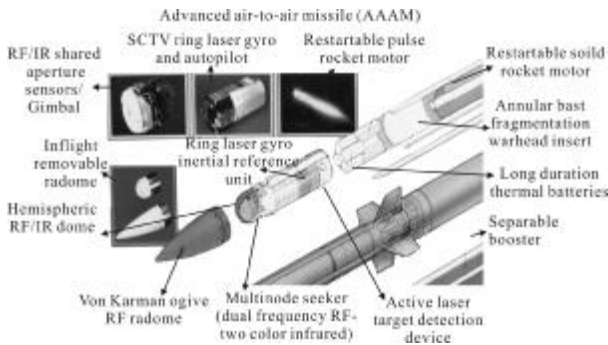


图 4 空空导弹整体抛罩示意图

Fig.4 Schematic diagram of air-to-air missile overall throw cover

III 导弹上,在穿越大气层时用于保护动能杀伤导引头。

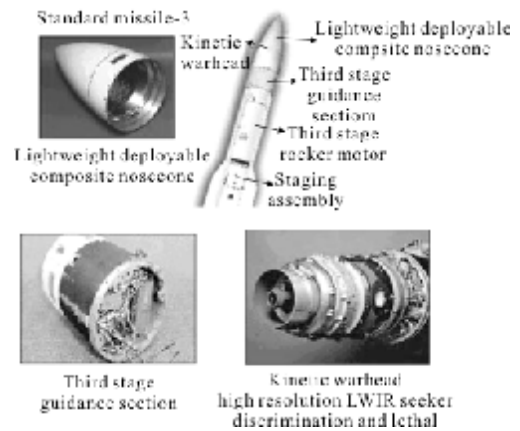


图 5 标准 3 导弹整体抛罩示意图

Fig.5 Schematic diagram of standard missile-3 overall throw cover

### 1.2 改变或优化头罩的气动外形

飞行器飞行速度接近音速时,飞行器前面的空气来不及让开,形成堆积在一起的正激波,使飞行器的阻力骤增。激波也称冲波,这是由于飞行器对空气的扰动来不及往前传,使空气被压缩而造成的。在空气动力学上称为激波阻力,简称波阻。激波的强弱与物体的形状有很大关系,一般来说,物体头部越钝激波越强(正激波),波阻也大;头部越尖时,激波越弱(斜激波),波阻也小。头部为锥形和球形的飞行器风洞实验的激波示意图分别如图 6 和图 7 所示。

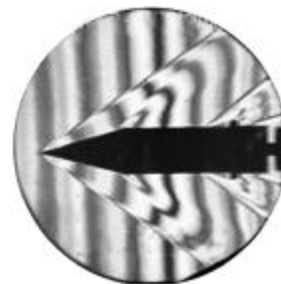


图 6 锥形飞行器激波示意图

Fig.6 Schematic diagram of cone cylindrical aircraft shock

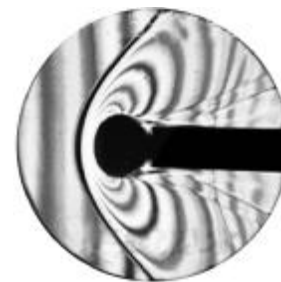


图 7 球形飞行器激波示意图

Fig.7 Schematic diagram of spherical aircraft shock

### 1.2.1 在头罩前面增加网状锥形罩

在光学导引头的头罩前面增加一个网状结构的锥形罩,来防止气动热的冲击和雨滴侵蚀,该类型导弹速度变化较大,范围从亚音速到超音速,并且能够在雨天作战。

网状锥形罩可以把雨滴粉碎,减少雨滴对光学头罩的冲击,在网状锥形罩和光学头罩的之间的区域里,空气流速度较小,可以减小气动热对光学头罩的影响<sup>[5]</sup>。其结构如图 8 所示。

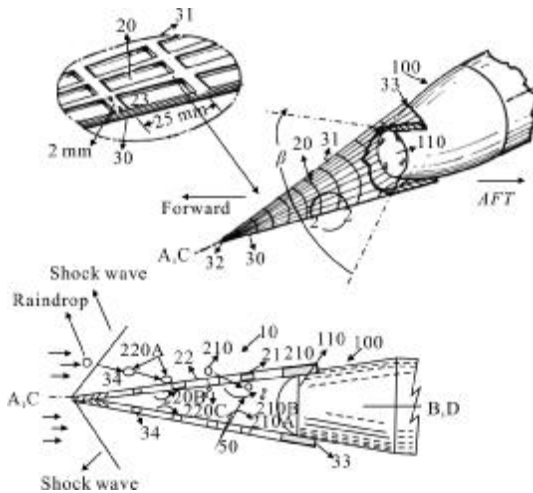


图 8 网状锥形罩示意图

Fig.8 Schematic diagram of mesh tapered dome

### 1.2.2 在头罩前面加激波锥或激波针

由于半球形的光学头罩空气阻力较大,在光学头罩前面增加激波锥,使导弹前端由球形变为锥形,可以有效降低空气阻力,减少气动热对成像系统的影响,减少激波阻力(压力)对头罩结构强度的影响。图 9 为俄罗斯“针”肩扛式导弹。



图 9 俄罗斯“针”肩扛式导弹

Fig.9 Russia "needle" MANPADS

### 1.2.3 采用八棱锥头罩

法国“西北风”肩扛式导弹采用了八棱锥头罩,如图 10 所示。八棱锥外形有效减小了空气阻力,气动热效应也大大降低。



图 10 法国“西北风”肩扛式导弹的八棱锥头罩

Fig.10 Schematic diagram of eight pyramid dome of the French northwest wind MANPADS

### 1.3 采用侧窗并对侧窗进行制冷

#### 1.3.1 采用固定式侧窗并进行制冷

对于红外类型的超音速拦截导弹,采用侧窗方式可以有效减少气动热对头罩的影响,红外导引头由红外探测系统和复合窗口组成,复合窗口由外窗口、内窗口和介于两个窗口之间的制冷子系统组成。在两个窗口之间的管道里面流动着可透射红外得纯净的液体,对外窗口进行制冷且不影响两个窗口的光学性能<sup>[6]</sup>。图 11 为窗口制冷示意图,图 12 为采用侧窗结构的某德国导弹示意图及图片,图 13 为采用侧窗结构的美国导弹(THAAD)示意图及图片。

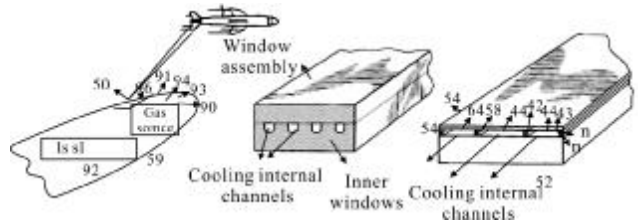


图 11 窗口制冷技术示意图

Fig.11 Schematic diagram of window refrigeration technology

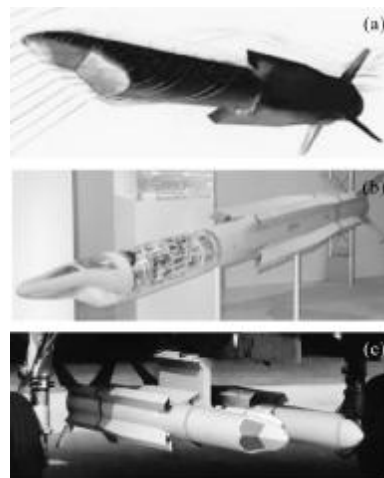


图 12 采用侧窗结构的某德国导弹示意图及图片

Fig.12 Schematic diagram and picture of a German missile with side window structure

