

固体火箭发动机 撞击与热安全性分析

Safety Analyses for Solid Rocket Motors under
Insults of Impact and Heat



陈广南 张为华 编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

责任编辑: 胡翠敏 cmhu@ndip.cn
责任校对: 钱辉玲
封面设计: 王晓军 xjwang@ndip.cn

固体火箭发动机 撞击与热安全性分析

Safety Analyses for Solid Rocket Motors under
Insults of Impact and Heat



► 上架建议: 航空航天 ◀

<http://www.ndip.cn>

ISBN 978-7-118-05986-1



9 787118 059861 >

定价: 30.00 元

固体火箭发动机 撞击与热安全性分析

陈广南 张为华 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机撞击与热安全性分析/陈广南,张为华编著. —北京:国防工业出版社,2008. 10

ISBN 978-7-118-05986-1

I. 固... II. ①陈... ②张... III. ①固体推进剂火箭发动机-撞击-研究②固体推进剂火箭发动机-安全性-热分析 IV. V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 152634 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 850 × 1168 1/32 印张 7 1/8 字数 185 千字

2008 年 10 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2500 册 定价 30.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

前 言

固体火箭发动机运输、贮存、维护及使用过程中可能遇到撞击、冲击、静电、热等各种激励作用,在战场特殊环境下还包括子弹及高速碎片冲击,其中,机械撞击和热是最常遇到的激励。固体火箭发动机吊装过程中跌落,运输过程中因交通事故发生翻覆碰撞,机载固体导弹挂飞时因载机发生起降事故导致撞击,多级火箭发射初期因发射异常与发射架或地面建筑物发生碰撞等,上述撞击属于低速和中速机械撞击。当环境温度升高或固体火箭发动机直接受到火焰烤燃,则受到热载荷作用。理论和实践证明,固体火箭发动机受到机械撞击载荷或热载荷作用时,可导致其发生着火燃烧甚至爆炸,对人员和设施将造成极大危害,为此,研究撞击、热载荷作用下固体火箭发动机发生危险性反应过程和临界条件,采取相应防范措施就显得十分重要。

近年来,国内外对包括固体火箭发动机在内的含能装置安全性开展了广泛的理论和试验研究,取得大量成果,但由于问题的复杂性,许多问题尚待深入研究。本书针对机械撞击和热激励作用下的固体火箭发动机安全性理论分析和计算问题,将国内外及作者本人相关研究结果进行整理和介绍,旨在为从事固体火箭发动机和固体推进剂相关研究和工程应用的科技人员提供参考,也可作为相关专业研究生参考书。本书要求读者具备一定的固体火箭发动机、固体推进剂、传热学、力学和数学等方面的基础知识。

第1章为绪论,介绍固体火箭发动机、固体推进剂相关知识,简述安全性研究背景与意义、国内外研究现状、研究方法和途径,指出问题的关键和难点。第2章介绍复合固体推进剂性能及相关计算模型,包括细观结构、热分解特性、粘性系数及摩擦系数计算模型。

第3章分析讨论撞击载荷作用下复合固体推进剂损伤模式及损伤表征问题,介绍裂纹形成和扩展相关力学基础知识。第4章论述撞击载荷作用下复合固体推进剂热点形成机理,研究建立推进剂裂纹摩擦热点细观模型和控制方程。热点形成和发展是一复杂物理化学过程,涉及到裂纹滑移扩展、热传导、含能颗粒相变、液化、粘性加热、裂纹内气相反应、气相固相质量能量交换等细观过程,本章对 J. K. Dienes 的统计裂纹力学热点模型、J. G. Bennett 的粘弹性统计裂纹力学热点模型及作者的固相气相两阶段热点模型进行了介绍。第5章分析研究复合固体推进剂撞击变形过程中另一现象——聚合物基体粘性加热,应用热粘弹性理论及传热学,分析基体粘性加热、基体与氧化剂颗粒传热及界面反应等细观过程,建立细观模型并进行计算分析。第6章介绍固体火箭发动机壳体及装药结构撞击变形分析的动力有限元方法,研究推进剂内部裂纹描述与弥散裂纹离散、裂纹扩展对宏观力学性能的影响。本章将推进剂裂纹摩擦热点细观模型、基体粘性加热及与氧化剂颗粒传热细观模型,与发动机撞击变形宏观分析相结合,建立撞击载荷作用下发动机装药内部热点形成和发展分析模型。第7章应用前面章节所介绍的理论方法,对固体火箭发动机火箭橇撞击试验、高聚物粘结炸药飞板撞击试验和 Steven 撞击试验进行计算分析。第8章介绍发动机热安全性经典理论分析方法、数值计算方法以及基于近似公式的简化计算方法。

本书出版得到国防工业出版社大力支持,在此表示衷心感谢。此外,作者参阅了国内外许多专家、学者的文献资料,亦谨向原著者表示感谢。由于水平所限,错误和不当之处在所难免,恳请读者批评指正。

作者

2008年8月于长沙

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 固体火箭发动机及其使用	1
1.1.1 固体火箭发动机	1
1.1.2 固体推进剂	2
1.1.3 固体火箭发动机使用过程	3
1.2 固体火箭发动机安全性研究背景	5
1.2.1 概述	5
1.2.2 固体火箭发动机安全性事故	7
1.2.3 安全性要求	8
1.2.4 安全性研究目的和任务	12
1.3 固体火箭发动机安全性研究概况	14
1.3.1 概述	14
1.3.2 热安全性研究	16
1.3.3 机械撞击安全性研究	17
第 2 章 复合固体推进剂细观结构与性能	25
2.1 复合固体推进剂基本配方及细观结构	25
2.2 复合固体推进剂热分解模型	29
2.2.1 高氯酸铵热特性	29
2.2.2 HMX 热特性	30
2.2.3 推进剂热分解特性	31
2.3 氧化剂熔化特性及粘性系数计算	37
2.4 复合固体推进剂摩擦系数计算	39
第 3 章 复合固体推进剂撞击损伤分析	44
3.1 撞击载荷作用下复合固体推进剂损伤模式	44

3.2	复合固体推进剂损伤表征	47
3.2.1	概述	47
3.2.2	裂纹损伤细观表征	48
3.2.3	损伤变量及损伤测量	49
3.3	裂纹扩展和氧化剂破碎	51
3.3.1	裂纹形状及裂纹扩展方式	51
3.3.2	氧化剂破碎	53
3.4	裂纹面滑移速度及摩擦功率	55
3.5	裂纹扩展准则和扩展速度	58
第4章	裂纹摩擦热点模型及计算分析	62
4.1	引言	62
4.2	推进剂裂纹摩擦引燃机理	62
4.3	固相气相两阶段反应热点模型	63
4.3.1	裂纹摩擦热点物理模型	63
4.3.2	裂纹摩擦热点模型控制方程	65
4.3.3	固相气相两阶段反应热点模型控制方程求解	75
4.3.4	推进剂裂纹摩擦热点计算与分析	79
4.4	统计裂纹力学热点模型	89
4.4.1	考虑裂纹损伤的应力应变关系	90
4.4.2	裂纹摩擦热点	96
4.4.3	裂纹内部反应物点燃与燃烧	98
4.5	粘弹性统计裂纹力学热点模型	101
4.5.1	考虑裂纹损伤粘弹性应力应变关系	102
4.5.2	热点模型	106
第5章	撞击条件下复合固体推进剂粘性加热及计算分析	107
5.1	现象及其分析	107
5.2	复合固体推进剂热粘弹性模型	109
5.3	复合固体推进剂粘性加热率	112
5.4	基体与含能颗粒热传导细观模型及控制方程	114
5.4.1	基体与含能颗粒热传导细观模型	114

5.4.2	基体与含能颗粒热传导控制方程	116
5.5	复合固体推进剂撞击变形粘性加热计算分析	119
第6章	固体火箭发动机撞击变形及热点形成分析基本理论与方法	131
6.1	连续介质力学与动力有限元法	131
6.1.1	张量及其运算符号定义	131
6.1.2	坐标系、物体变形和变形率张量	133
6.1.3	动力有限元基本方程	136
6.1.4	增量型热粘弹本构关系和壳体材料本构关系	139
6.2	推进剂细观裂纹描述与弥散裂纹离散	142
6.2.1	大位移情况下裂纹描述	142
6.2.2	弥散裂纹离散	145
6.3	裂纹面受力分析及弥散裂纹对推进剂宏观力学性能影响	147
6.3.1	坐标变换及裂纹面受力分析	147
6.3.2	弥散裂纹对推进剂宏观力学性能影响	149
6.4	氧化剂颗粒粒径离散	154
6.5	复合固体推进剂基体粘性加热情况下裂纹摩擦热点模型	156
第7章	撞击试验计算与分析	159
7.1	引言	159
7.2	小型发动机火箭橇撞击试验计算分析	159
7.2.1	撞击试验情况及相关计算参数	159
7.2.2	计算结果与分析	161
7.3	发动机临界撞击速度参数分析	167
7.3.1	推进剂体积模量影响	167
7.3.2	推进剂断裂表面能影响	168
7.3.3	推进剂摩擦系数影响	169
7.3.4	推进剂热分解参数影响	171
7.3.5	推进剂时温转换活化能影响	172

7.4	飞板撞击试验	173
7.5	Steven 撞击试验	177
7.5.1	撞击试验方案及含能材料相关计算参数	177
7.5.2	计算结果与分析	180
第8章	固体火箭发动机热安全性分析	187
8.1	概述	187
8.2	基本方程	189
8.3	稳态条件下发动机临界温度计算	192
8.3.1	无内孔无限长圆柱药柱	192
8.3.2	均温假设条件下临界温度	195
8.3.3	等效密度法	196
8.4	数值计算方法	199
8.4.1	有限差分法	199
8.4.2	有限元法	204
8.4.3	简化方法	207
8.5	热载荷作用下发动机热响应分析模型	209
参考文献		212

第 1 章 绪 论

1.1 固体火箭发动机及其使用

1.1.1 固体火箭发动机

固体火箭发动机以其高可靠性和良好性能在火箭、导弹武器系统以及航天发射等军用和民用领域广泛应用。固体火箭发动机依靠固体推进剂燃烧产生的高温高压燃气作为工质,通过喷管高速排出,从而获得推力。图 1-1 为发动机基本结构形式,通常包括燃烧室、装药、喷管及点火装置等组成部分。

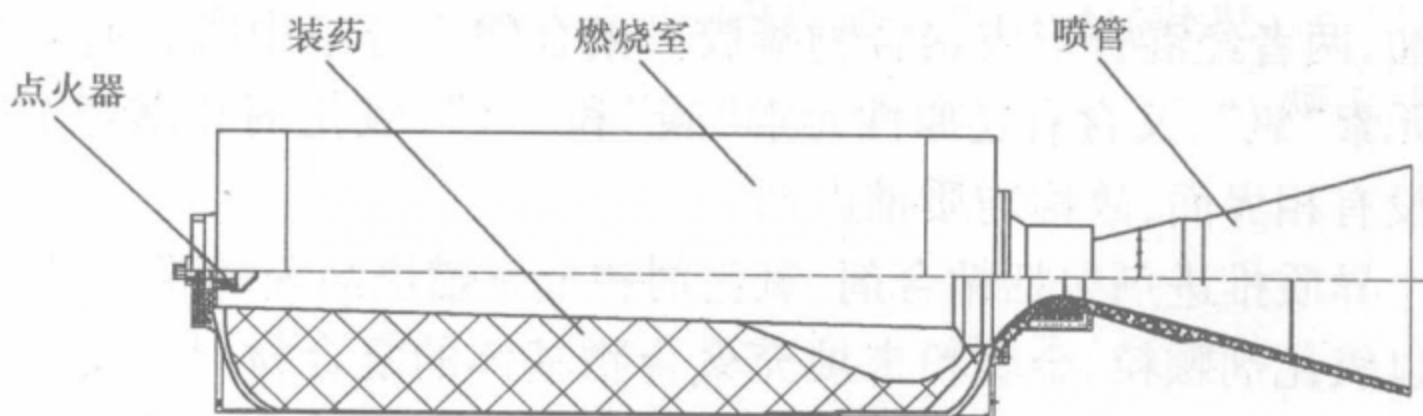


图 1-1 固体火箭发动机结构示意图

发动机燃烧室包括壳体和绝热层。发动机壳体由金属或复合材料制成,通常为圆柱形薄壁结构,两端有前封头和后封头,尾部与喷管连接。壳体内部空间用于装填固体推进剂,也是推进剂燃烧的场所,要求壳体结构应能承受发动机工作时的高温高压载荷。

为使固体推进剂按照一定规律燃烧,产生所需推力,需将装药设计成相应几何形状。为承受推进剂自身重力、点火及飞行过载,药柱结构必须具有一定强度和较高延伸率。

推进剂燃烧时温度可高达 3500K,为保护壳体结构免受高温

燃气流动产生的烧蚀和冲刷作用,在壳体内壁通常粘贴一层厚度不等的绝热层。对贴壁浇注装药,为协调装药与壳体之间的变形,绝热层与装药之间还有一层柔软且紧密粘接的包覆层。

喷管利用通道截面积的收缩与扩张,使燃烧室内部燃气从亚声速,经过喷管喉部加速到超声速,从而实现热能向动能的转换。

点火装置的作用是提供发动机装药点火燃烧所需的初始能量。点火装置一般由发火管、点火药、点火器壳体等部分组成。点火装置工作后,产生一定流量的热燃气,点燃发动机装药。

1.1.2 固体推进剂

固体推进剂为含能材料,经点燃后持续燃烧,进行有规律和受控制的化学反应,在燃烧室内产生高温高压燃气,燃气通过喷管高速排出产生推力。

固体推进剂根据细观结构特征分为均质和异质推进剂两大类。均质推进剂以双基推进剂为代表,主要组分为硝化棉和硝化甘油,两者经混合形成聚合物凝胶。聚合物大分子中既含有氧化性元素“氧”,又含有还原性元素“碳”和“氢”,氧化剂和燃烧剂之间没有相界面,故称均质推进剂。

异质推进剂包括粘合剂、氧化剂和金属燃烧剂等,实际上是一种以氧化剂颗粒、金属粉末填充聚合物基体的复合材料。复合固体推进剂和改性双基推进剂均属异质推进剂。复合固体推进剂从细观结构看不再是均匀介质,存在颗粒填料和聚合物基体分界面,故称异质推进剂。

复合固体推进剂因其能量高,力学性能好,可贴壁浇注成复杂药型,因而广泛使用,对大中型固体火箭发动机尤其如此。

复合固体推进剂按粘合剂种类和特性进行分类,常用推进剂有:端羧基聚丁二烯推进剂(CTPB)、端羟基聚丁二烯推进剂(HTPB)、硝酸酯增塑聚醚推进剂(NEPE)、GAP推进剂等。粘合剂按能量特性高低,分为惰性粘合剂和含能粘合剂。NEPE推进剂、GAP推进剂基体含能,NEPE推进剂在粘合剂中加入了含能的

硝酸酯增塑剂,使其理论比冲达到 $2695\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}^{[1]}$ 。GAP 推进剂采用以缩水甘油叠氮聚醚(GAP)为代表的高氮含能粘合剂,叠氮粘合剂分子上有叠氮基团($-\text{N}_3$),每个 $-\text{N}_3$ 基团可提供 $313\text{kJ} \sim 397.5\text{kJ}$ 的正生成热。叠氮化合物是具有高化学潜能的含能物质^[2],因此 GAP 推进剂同样具有高理论比冲。

改性双基推进剂是在双基推进剂中加入氧化剂(AP 或 HMX)及少量金属铝粉,原有的双基推进剂组分起含能粘合剂作用。因此,从细观结构看,改性双基推进剂与复合固体推进剂相类似。

1.1.3 固体火箭发动机使用过程

固体火箭发动机作为火箭或导弹系统的动力装置,在与火箭或导弹其他分系统完成总装对接后及可正式使用。根据火箭或导弹系统的用途和技术要求不同,发动机在产、交付、使用全寿命周期内历经的环境状态也不同,但一般需经历运输、贮存、维护、检测、使用等诸多过程。下面以导弹武器系统为例说明发动机一般使用流程。

现代战争对武器系统快速响应能力的要求越来越高,对中小型导弹,出厂之前发动机与导弹其他部组件完成总装测试,以整体形式历经运输、贮存、维护、发射等过程,在此期间一般不再进行弹体与发动机的分解。早期的某些武器系统,根据使用技术要求,需将发动机、战斗部等含能部件单独运输贮存,使用前进行安装对接、检测测试,然后进入使用状态。

对大型固体导弹系统,使用流程相对复杂。大型固体导弹武器作为战略威慑力量,战备存贮期长达十几年或二十年以上,导弹部署方式分为固定式和机动式。为提高毁伤威力或突防能力,采用大质量弹头或多弹头,导弹起飞质量达数十吨,因而需采用大型多级固体发动机作动力装置。例如,美国 MX 大型固体战略洲际导弹采用了三级固体发动机,有 10 个子弹,导弹起飞质量 86.4t ,一级发动机直径 2.34m ,总质量 47.78t ,是美国战略导弹中最大的固体火箭发动机。大型导弹机动能力相对较差,多采用地下井固

定发射方式。随着导弹精度的提高以及弹头小型化,导弹质量、体积随之减小。先进战略导弹多采用车载机动发射或潜艇发射。例如,作为最先进的固体战略导弹,俄罗斯“白杨”-M 三级固体导弹,起飞质量 47.2t,直径 1.95m,采用车载机动发射。

陆基或海基发射的战略导弹,在生产厂完成总装,通过铁路或水路运输至转运站或港口,然后进行卸载和吊装,转交公路运输至导弹中心库。中心库除具备贮存功能外,通常具有配套的技术保障设施,即所谓技术阵地,以进行导弹拆卸、装配、维护、检测、测试等作业。导弹经检测合格后,将其部署到固定发射阵地,或者装载到发射车、潜艇等机动发射平台上,这样导弹便进入战勤值班状态。为确保导弹武器高度可靠,经过一段时间战勤值班后,导弹需返回技术阵地,定期进行维护和检测。

从导弹系统以上使用流程可以看出,作为动力装置的固体火箭发动机同样需经历吊装、运输、贮存、维护、检测等过程,在此期间会受到自然环境和诱导环境对发动机的影响,可能会遇到诸如撞击、跌落、热、火焰、静电、爆轰冲击等各种意外激励,需采取有效措施将意外激励对导弹及发动机的影响程度控制在可以接受的范围内。

在运输过程中,特别是对于公路运输,振动和冲击激励超过一定限度会对弹体结构产生损伤破坏,运输车辆翻覆产生强烈撞击,可引发燃烧爆炸等安全事故。因此,运输过程中需采取减振措施,控制运输速度。转运过程中装载、卸载是事故的频发环节,吊装时跌落撞击不但会造成发动机结构破坏,也会引发安全事故。

对于长时间、远距离运输过程,一般情况下需采取主动或被动温控措施,使发动机环境温度处于规定范围内,还需采取有效措施,防范油料、木材等易燃物着火导致发动机发生燃烧爆炸。

固体发动机装药是一种粘弹性材料,其变形与载荷大小、时间历程、环境温度密切相关。贮存期间受自身重力作用,发动机装药将产生变形,使药柱外形尺寸发生改变,对大型发动机而言尤为突出。粘弹性变形具有流变性,即使外力停止,变形也不能逆转。发

动机装药过大的变形会影响发动机内弹道特性,或者引起裂纹、脱粘,使其结构完整性受到破坏。在长期贮存期间,为了避免装药严重变形,一般将发动机水平放置,并定期调整其周向位置。

温度、湿度对固体推进剂老化过程影响显著,推进剂老化影响推进剂力学性能和内弹道性能。为保证发动机贮存使用期内寿命满足设计指标要求,贮存库配有空调设施,温度控制在 $5^{\circ}\text{C} \sim 30^{\circ}\text{C}$,湿度控制在 80% 以下。发动机燃烧室内充填惰性气体(如氮气),避免推进剂与空气直接接触,以控制其老化速率。对大型发动机,需定期对装药取样并进行微量化学分析,测定其水分含量和理化性能。

在存贮状态下,为避免意外火灾引起发动机着火甚至发生殉爆,贮存库除配备完善的消防设施外,还需对发动机存放数量及存放点安全距离进行严格规定。

大型固体导弹经过一定时间战勤值班后需进行弹体分解,对战斗部、发动机及弹上设备进行维护检测。在此过程中,也将进行固体发动机分解、检测和再装作业,通过 X 射线或超声波等探测手段,检测发动机壳体及装药结构是否出现损伤、裂纹、脱粘等缺陷。另外,还需检测点火机构电气特性是否正常,工作是否可靠等。

1.2 固体火箭发动机安全性研究背景

1.2.1 概述

固体火箭发动机当受到热、火焰、机械撞击、爆轰冲击、静电等意外激励时,存在意外引燃的危险性,发生非受控的化学反应和能量释放,导致发动机燃烧或爆炸^[3],不但使其丧失应有功能,而且会造成严重的生命财产损失。

撞击、摩擦、热、静电等是固体火箭发动机贮存、运输、检测、维护使用环节中经常遇到的意外激励。例如:装配和运输过程中跌

落或异物撞击形成的机械撞击激励;贮存状态下环境温度变化及周围热源对发动机形成的热激励;维护检测、分解再装配过程中可能产生的电、磁激励。作战使用环境下遇到的情况则更为复杂,可能的意外激励包括:火焰烤燃、爆炸冲击波和高速碎片冲击、雷击、电磁辐射、核爆炸冲击辐射激励等。这些激励的作用可能是单一的,也可能是同时作用形成的综合激励。

不同推进剂对热、机械撞击、摩擦、爆轰冲击、静电等激励的响应敏感程度不同,即所谓的感度。从理论上讲,所有固体推进剂对上述激励均存在一感度值,当意外激励强度和时间足够,都会引起推进剂着火反应。为提高发动机能量特性,促使人们不断研发新型高能推进剂。如在推进剂中大量加入黑索今(RDX)、奥克托今(HMX)等高能固体颗粒,同时采用硝化甘油(NG)、丁三醇硝酸酯(BTTN)、硝化棉(NC)等含能材料作为增塑剂和添加剂。高能固体颗粒及含能基体材料的应用使固体发动机理论比冲得到很大提高。一般而言,推进剂能量越高,对激励的敏感程度越高,产生的破坏威力也就越大^[1,4],这就使得固体火箭发动机安全性问题更加突出。

机械撞击作为最常遇到的激源之一,对固体火箭发动机安全性构成潜在危险。例如:固体导弹或助推火箭吊装时发生意外跌落,运输过程中因交通事故发生翻覆和碰撞,装载固体导弹的载机因起降事故发生高速冲撞,多级火箭发射初期发射异常导致上面级火箭与发射装置、建筑物或地面发生碰撞。上述情况下发动机都将遭受猛烈撞击,使发动机结构产生严重变形,在挤压、剪切力作用下发动机装药产生损伤、摩擦和粘性加热,导致燃烧和爆炸发生。

在固体火箭发动机贮存、维护及使用的全寿命周期内,热载荷是影响发动机安全性的危险激励之一。例如,发动机贮存过程中因散热不良引起环境温度升高;油料、化学物品燃烧产生高温气体、热辐射;车辆、舰船等运载工具发生火灾时使发动机受到火焰直接烤燃。上述条件下,发动机受到热载荷作用,引起发动机装药

温度升高,最终将发生燃烧或爆炸反应。

1.2.2 固体火箭发动机安全性事故

由于固体火箭发动机作为武器系统和航天器动力系统广泛使用,其安全性问题十分突出,在过去几十年中,由意外激励引发的安全事故案例众多,造成的损失也非常惨痛。表 1-1 是资料记载并公开报道的部分安全性事故案例^[5,6],其中几例是直接由火箭发动机引发。上述案例发生在美军各兵种中,尤其以海军的事故数量和造成的损失最大。

表 1-1 美军武器系统主要安全事故列表

事故地点	日期	发生事故的武器系统或产生原因	死/伤人数	财产损失/亿美元
USS Forrestal 航母	1967-7-29	Zuni Rocket GP Bombs 电磁干扰	134/161	7.763
USS Enterprise 航母	1969-1-15	Zuni Rocket 热蒸气	28/343	4.966
USS Nimitz 航母	1981-5-26	载机降落撞击甲板	14/48	1.249
USS Oriskany 航母	1966-10-26	Acft Flare	44/156	0.488
USS Badger 舰船	1969-12-26	GP Bombs	26/1	
NAD Hawthorne, NV	1971-5-28	Rocket 3.5" 热	3/27	
Roseville, CA 铁路货场	1973-4-28	GP Bombs	0/48	
Black Horse Camp, Kuwait 海湾战争	1991-7-11	155mm Shells 车辆火焰	0/53	14 辆 M1 - A1 坦克
Black Horse Camp, Kuwait 海湾战争	1991-7-24	清理损毁武器	3/0	

1967 年 Forrestal 号航母在北部湾参与越战,一架 F-4 战机停在跑道上准备起飞,机上装载的一枚火箭由于电磁干扰而意外引发,火箭飞过甲板,击中停泊的一架 A-4D 天鹰(Skyhawk)飞机