

液体运载火箭爆炸冲击波近场危害性 定量评估方法研究

李平岐, 何巍, 何兆伟, 项大林

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 嫦娥四号探测器首次采用了我国自主研发的同位素热源装置, 为有效评估运载火箭发生爆炸后, 爆炸冲击波对同位素热源装置的危害性, 解决同位素热源装置安全设计指标确定难题, 开展了液体运载火箭爆炸冲击波近场危害性的评估方法研究, 提出了适用于液体运载火箭爆炸冲击波近场危害性评估的爆炸当量、爆炸冲击波峰值超压及作用时间的定量评估模型。

关键词: 运载火箭; 爆炸冲击波; 近场危害评估

中图分类号: V475.1

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 01-0053-06

Quantitative Evaluation Method of Near-Field Hazard of Liquid Launch Vehicles Explosion Shock Wave

LI Pingqi, HE Wei, HE Zhaowei, XIANG Dalin

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The CE-4 probe adopted the isotope heat source device independently developed by China for the first time, in order to effectively evaluate the hazard of the explosive shock wave on the isotope heat source device after the explosion failure of the launch vehicle, to solve the difficult problem of determining the safe design index of the isotope heat source device. In this paper, the method of near-field hazard assessment of liquid launch vehicle explosion shock wave is studied, and the quantitative evaluation models of explosion equivalent, peak over-pressure and action time are put forward.

Key words: Launch vehicle; Explosive shock wave; Near-field hazard assessment

0 引言

在深空探测任务中, 空间核能源相比太阳能源的优势明显, 空间核能源装置的应用也更加广泛。自 20 世纪 70 年代以来, 我国一直在开展空间核能源领域的相关技术研究工作, 经过多年发展已具备了将核技术应用在空间领域的基础。在我国探月工程嫦娥三号探测器上首次使用了钷 238 同位素热源

装置, 提供月夜能源供应和温度维持, 开创了我国民用航天发展史上首次大规模使用放射性产品的先例, 在嫦娥四号探测器中首次采用我国自主研发的同位素热源装置。在此之前, 我国在空间同位素热/电源装置设计生产、安全认证、产品使用、应急管理 etc 等全过程的安全体系相对缺失。

液体运载火箭系统组成复杂, 故障模式多样, 运载火箭发生爆炸故障模式下, 产生的爆炸冲击波、

收稿日期: 2022-06-11; 修订日期: 2023-01-05

基金项目: 民用航天技术预先研究项目 (D020216)

作者简介: 李平岐 (1982-), 男, 硕士, 研究员, 主要研究为运载火箭总体设计。E-mail: yhzts@163.com

爆炸火球等是空间同位素热源装置研制安全指标体系中的重要因素。为解决发射及飞行中空间同位素热源安全设计中爆炸冲击波峰值超压及作用时间等指标确定难题,开展了液体运载火箭爆炸冲击波近场危害性的评估方法研究,提出了液体运载火箭爆炸后近场冲击波传播的动力学模型,以及不同子级故障、不同爆炸模式下的爆炸当量、爆炸冲击波峰值超压等的定量评估模型,为嫦娥四号探测器任务的顺利实施奠定了坚实基础。

1 国外运载火箭爆炸模式及爆炸当量研究

早期,关于运载火箭爆炸故障模式以及爆炸当量确定方法的研究工作主要集中在美国、苏联,其中以美国开展的研究工作较多。

1.1 在爆炸模式研究方面

1963—1969年美国国家航空航天局、空军火箭推进实验室同佛罗里达州立大学进行了一系列液体推进剂火箭缩比爆炸试验(简称PYRO工程),Willoughby等人通过试验研究,提出了3种推进剂爆炸模式:受弹体约束(Confinement by Missile, CBM)、受地面约束(Confinement by Ground Surface, CBGS)、高速撞击地面(High Velocity Impact, HVI)。

1971年美国海陆空三军与航空航天局联合编制的国防报告《化学火箭/推进剂危害性》手册的第三卷《液体推进剂处理、储存与运输》,为评估液体推进剂危险等级,估算非密闭环境下液体推进剂爆炸当量,提出了液体推进剂混合物的2种爆炸模式:发射台上和发射台外。

1977年美国国家航空航天局组织Baker等编写出版《推进剂贮箱和气瓶爆炸压力波和碎片效应》手册,该手册采用了Willoughby等提出的关于液体火箭爆炸事故3种失效模式——受弹体约束爆炸模式、受地面约束爆炸模式、高速撞击地面爆炸模式,并给出了后两种模式的区分标准:当火箭坠地速度低于16.8 m/s(液氧/碳氢化合物)或24.4 m/s(液氧/液氢)时称为低速坠地爆炸,属于受地面约束爆炸模式;当火箭坠地速度高于16.8 m/s(液氧/碳氢化合物)或24.4 m/s(液氧/液氢)时称为高速坠地爆炸模式,属于高速撞击地面爆炸模式。

1.2 在爆炸当量评估方面

美国在爆炸当量确定研究方面,基于一系列不同推进剂种类、不同推进剂量的缩比爆炸试验数据,提出了两种运载火箭爆炸当量的确定方法:

直接查表法和图表-函数计算法。

直接查表法主要是基于美国海陆空三军与国家航空航天局联合编制出版的《化学火箭/推进剂危害性》手册中给出的包括液氢/液氧、液氧/煤油、 N_2O_4 /混肼、固/液组合推进剂等推进剂在发射台上和发射台外2种模式下的爆炸当量系数,见表1。

表1 液体推进剂爆炸当量系数

Tab. 1 Explosive equivalent of liquid propellant

推进剂组合	推进剂爆炸模式	
	发射台上爆炸	发射台外爆炸
液氧/液氢	60%	60%
卤族氧化剂/烃类燃料	226.799 5 t为20%+ 超过此量部分取10%	10%
液氧/醇-烃类燃料	226.799 5 t为20%+ 超过此量部分取10%	10%
过氧化氢/烃类燃料	226.799 5 t为20%+ 超过此量部分取10%	10%
红烟硝酸/偏二甲肼	10%	10%
红烟硝酸/甲基肼	10%	10%
红烟硝酸/油肼	10%	10%
红烟硝酸/苯胺	10%	5%
四氧化二氮/偏二甲肼	10%	5%
四氧化二氮/混肼	10%	5%
四氧化二氮/甲基肼	10%	5%
液氧/液氢	10%	5%
四氧化二氮/ 混肼+固体推进剂	10%+固体推进剂 爆炸TNT当量系数	5%+固体推进剂 爆炸TNT当量系数
四硝基甲烷	100%	100%

通过对PYRO工程一系列的爆炸试验数据进行分析,影响推进剂爆炸当量的因素众多,具体包括:

1) 推进剂类型:对于自燃推进剂,只需要根据不同的故障模式,如受弹体约束、受地面约束、高速撞击地面,依据相关的爆炸当量统计图表,查表确定当量系数;对于非自燃推进剂,除考虑故障模式外,还需考虑引爆时间影响,不同引爆时间的爆炸当量系数也存在很大差异。

2) 推进剂总量:推进剂量越多,爆炸当量越大。

3) 爆炸模式:在相同的推进剂量情况下,不同爆炸模式下的爆炸当量的大小依次为:高速撞击地面、受地面约束(还需要考虑地面软硬的区别)、受弹体约束。

4) 地面约束类型:对于高速撞击地面模式,

软地面的爆炸当量要大于硬地面的爆炸当量。

5) 推进剂引爆时间：推进剂两组元相遇至引爆的时间间隔。

6) 推进剂贮箱长径比：长径比越大、爆炸当量越小。原因是长径比大的情况下，推进剂两组元混合越不充分。

7) 推进剂贮箱隔膜开孔直径与贮箱直径比：该值越大，推进剂爆炸当量越小。

在对试验数据进行分析总结的基础上，给出了计算推进剂爆炸当量的图表和多参数函数计算公式，依据这些图表和公式进行爆炸当量评估，即爆炸当量计算的图表-函数计算法。

1977 年，美国国家航空航天局组织出版的《推进剂贮箱和气瓶爆炸压力波和碎片效应手册》中，给出了一种不考虑爆炸模式，对所有类型推进剂通用的爆炸当量系数计算图，如图 1 所示。针对不同的推进剂组合，乘以特定的系数 B （或称倍增系数），得到最终的推进剂爆炸当量系数。其中对于自燃推进剂， $B=240\%$ ；对于液氧/煤油， $B=125\%$ ；对于液氧/液氢， $B=370\%$ 。

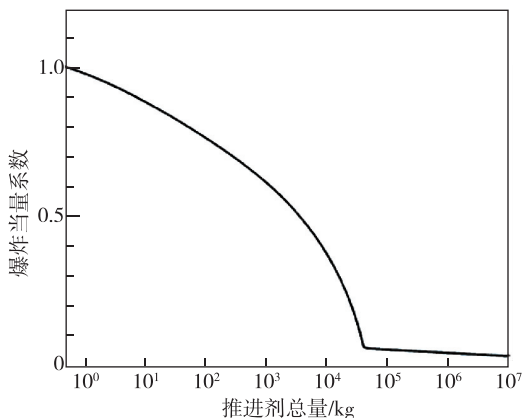


图 1 爆炸当量系数与推进剂总质量的关系
Fig. 1 Relation between explosive yield and total mass of propellant

同时还给出了不同种类推进剂爆炸当量与爆炸模式、坠地速度、地面约束类型（软地面、硬地面）、引爆时间等的计算图表。

对于自燃推进剂，推进剂爆炸终极当量估计值见表 2。

对于非自燃推进剂，以液氢/液氧为例，CBM 模式下爆炸当量与引爆时间的关系见图 2。图中两条虚线是对应不同点火时间情况下爆炸当量的变化范围，中间实线是统计拟合值。

表 2 N_2O_4 /UDMH 推进剂爆炸终极当量估计值

Tab. 2 Estimated terminal yield of N_2O_4 /UDMH explosion

装置和应用模式		终极当量估计上限值/%
固定不动的试验		2
发射前	准备发射	2
	发射	5
在飞行中		5
发射后	硬地面	25
	软地面	60

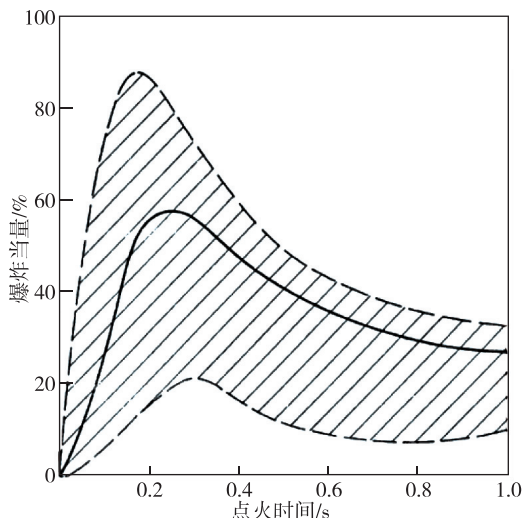


图 2 LO_2/LH_2 CBM 爆炸模式爆炸当量与引爆时间的关系
Fig. 2 Relation between LO_2/LH_2 CBM terminal yield and ignition time

考虑火箭起飞后发生故障回落到发射台爆炸模式，需要考虑坠落速度和引爆时间的影响，在进行爆炸当量计算时，首先根据火箭的回落速度，计算出最大百分比爆炸当量系数

$$Y_m = 10\% + 6.82\% \frac{U_l}{m/s}, \quad 0 \leq U_l \leq 24.4 m/s$$

然后再估计一个引爆时间，根据图 3 确定最终的爆炸当量系数。图中两条虚线是对应不同点火时间情况下爆炸当量的变化范围，中间实线是统计拟合值。

对于 HVI 爆炸模式，不用考虑引爆时间，需要考虑撞击速度、受地面约束状态，见图 4。

2 液体运载火箭全任务剖面爆炸模式分析

根据前述调研分析，液体运载火箭不同的爆炸故障模式，其爆炸当量差异较大。为此，以运载火箭的全任务剖面为基线，开展了液体运载火箭的爆炸故障模式的梳理，火箭的全任务剖面分

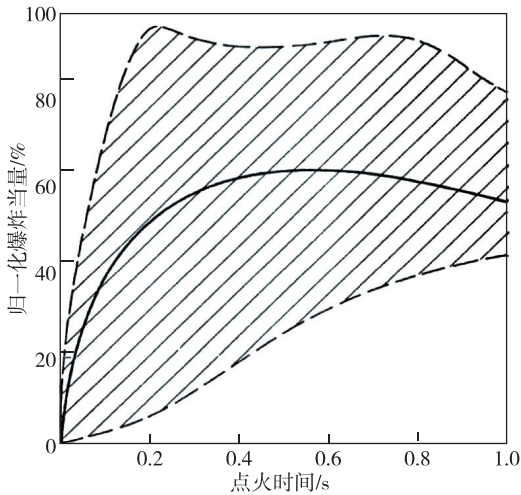


图3 LO₂/LH₂ CBGS 模式归一化爆炸当量与引爆时间的关系

Fig. 3 Relation between normalized terminal yield of LO₂/LH₂ CBGS and ignition time

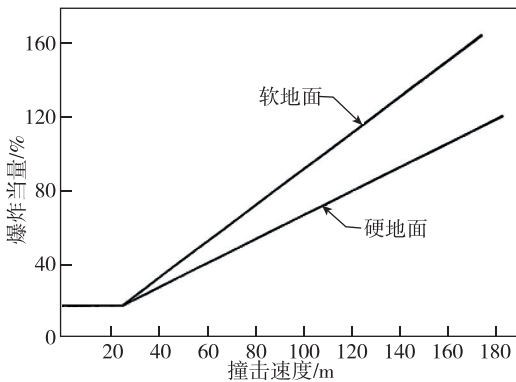


图4 LO₂/LH₂ HVI 爆炸模式爆炸当量与撞击速度的关系

Fig. 4 Relation between ultimate yield of LO₂/LH₂ HVI explosion and impact velocity

两个阶段:

- 1) 发射准备阶段故障: 即火箭在发射台上爆炸的模式;
- 2) 飞行阶段故障: 即火箭在飞行中故障导致爆炸的模式。

围绕上述飞行任务剖面, 以及国外在运载火箭爆炸模式研究方面提出的受弹体约束、受地面约束、高速撞击地面 3 种爆炸模式, 提出了液体运载火箭发生爆炸故障的 5 类模式:

- 1) 火箭在发射台上准备发射时, 因箭体结构或部组件失效引起推进剂泄露爆炸 (CBM 或 CBGS);
- 2) 火箭飞行中故障主动管控自毁爆炸 (CBM);
- 3) 火箭飞行中因箭体结构或部组件失效, 推进剂泄露引起爆炸 (CBM 或 CBGS);
- 4) 火箭飞行中因制导系统故障, 火箭撞击地

面 (CBGS 或 HVI);

5) 火箭起飞后因推进系统故障失去推力, 坠地爆炸 (CBGS 或者 HVI)。

对于第 1 类模式, 即火箭在发射台上准备发射时, 因箭体结构或部组件失效引起推进剂泄露爆炸, 当推进剂爆炸早于火箭坠落地面时, 其爆炸模式为 CBM; 当推进剂爆炸晚于火箭坠落地面时, 其爆炸模式为 CBGS。

对于第 2 类模式, 即火箭飞行中故障主动管控自毁爆炸, 其爆炸模式为 CBM。

对于第 3 类模式, 即火箭飞行中因箭体结构或部组件失效, 推进剂泄露引起爆炸, 当推进剂爆炸早于火箭坠落地面时, 其爆炸模式为 CBM; 当推进剂爆炸晚于火箭坠落地面时, 其爆炸模式为 CBGS。

对于第 4 类模式, 即火箭飞行中因制导系统故障火箭撞击地面, 根据火箭坠落地面的速度不同, 其爆炸模式分为 CBGS 和 HVI 两种。

对于第 5 类模式, 即火箭起飞后因推进系统故障失去推力, 坠地爆炸, 根据火箭坠落地面的速度不同, 其爆炸模式分为 CBGS 和 HVI 两种。

在上述 5 类爆炸故障模式的基础上, 结合运载火箭的总体技术方案, 考虑不同子级发生故障的情况, 对运载火箭爆炸模式进行了进一步细化, 以执行嫦娥四号探测器发射任务的长征三号乙运载火箭为例, 该火箭为三级半构型, 在考虑第 3 种故障模式火箭飞行中因箭体结构或部组件失效推进剂泄露引起爆炸时, 根据不同子级发生故障, 又可细化为 3 种爆炸模式:

- 1) 三子级火箭推进剂泄漏发生爆炸 (CBM), 引起一、二子级火箭空中爆炸 (CBM);
- 2) 芯一级火箭推进剂泄漏发生爆炸 (CBM), 二、三子级火箭+助推同时坠落地面后发生爆炸 (CBGS);
- 3) 二子级火箭推进剂泄漏发生爆炸 (CBM), 芯一级+助推追上三子级在空中分别爆炸 (CBM)。

在考虑第 4 种故障模式火箭飞行中因制导系统故障火箭撞击地面时, 分析了火箭飞行到不同高度发生故障、然后坠地爆炸的模式, 结合坠地速度、坠地时刻的推进剂剩余量, 结合爆炸当量计算模型, 最终找到了爆炸当量的峰值。

3 爆炸冲击波近场危害性评估方法研究

3.1 爆炸当量评估

推进剂爆炸当量与推进剂类型、爆炸模式、

参与爆炸的推进剂总量等密切相关, 准确评估爆炸当量难度极大。国外通过液体推进剂爆炸实验研究结果发现, 只有已混合的燃烧剂和氧化剂部分才参与爆炸, 因此爆炸时刻的推进剂总量越多, 在计算爆炸当量时, 爆炸当量系数选取应该越小。而目前国外总结提出的关于爆炸当量评估的计算模型均是基于缩比爆炸试验的数据总结提出, 给出的计算模型相对保守。

为了较合理地评估火箭发生爆炸时的爆炸当量, 本文提出了一种确定液体运载火箭爆炸当量的综合方法。即基于直接查表法和图表-函数法的最小当量融合算法, 对直接查表法和图表-函数法的计算结果进行综合对比, 选取较小值作为最终爆炸当量, 其中在图表-函数法中考虑了推进剂类型、爆炸模式、推进剂量、地面约束类型、推进剂引爆时间等多项因素。

以长征三号乙运载火箭为例, 当火箭飞行到 1 000 m 高度发生故障超出安控炸毁线为例, 通过引爆安控爆炸器将故障火箭炸毁, 长征三号乙火箭助推器、一子级和二子级均采用自燃推进四氧化二氮/偏二甲肼, 三子级采用非自燃推进剂液氢/液氧, 结合此时各模块的推进剂剩余量情况, 当发生安控自毁爆炸时, 爆炸当量的分析如下文所述。

3.1.1 对于助推器、一子级和二子级, 为自燃推进剂

采用直接查表法 (见表 1), 适用发射台外爆炸模式, 爆炸当量系数为 0.05;

采用图表-函数法 (见图 1 和表 2): 根据推进剂总量、考虑倍增系数爆炸当量系数为 0.12, 而按照自燃推进剂爆炸终极当量估计值上限为 0.05。

综合直接查表法和图表-函数法, 助推器、一子级和二子级的爆炸当量系数为 0.05。

3.1.2 对于三子级, 采用液氢液氧, 为非自燃推进剂

采用直接查表法 (见表 1), 适用发射台外爆炸模式, 爆炸当量系数为 0.6;

采用图表-函数法 (见图 1 和图 2): 结合不同模式下三子级推进剂总量、考虑倍增系数爆炸当量系数为 1.11, 而考虑推进剂引爆时间后, 爆炸当量系数为 0.55。

综合直接查表法和图表-函数法, 三子级的爆炸当量系数为 0.55。

根据推进剂量、爆炸当量系数, 即可确定火

箭在该种故障模式下的爆炸当量。

3.2 爆炸冲击波特性评估

爆炸冲击波危害性的衡量指标主要是冲击波峰值超压以及冲击波超压作用时间。

国内此前在开展运载火箭爆炸冲击波危害性评估时, 重点关注对远场物体的危害性, 如在运载火箭发射场建设时, 需要考虑火箭竖立在发射台上发生爆炸的模式^[1-6], 根据爆炸冲击波的影响范围, 来确定发射场的相关重要设施的布局。而本文研究目标为运载火箭发生爆炸故障时, 对运载火箭整流罩内有效载荷位置处的危害性, 是典型的近场危害性评估问题, 爆炸冲击波对近场和远场危害性的评估模型存在较大差异。

3.2.1 冲击波峰值超压研究

对于受箭体约束的爆炸模式:

适用于近场的爆炸冲击波评估模型为

$$\Delta p_m = 1.407 17 \frac{\sqrt[3]{m_T}}{r} + 0.553 97 \frac{\sqrt[3]{m_T^2}}{r^2} - 0.035 72 \frac{\sqrt[3]{m_T^3}}{r^3} + 0.000 625 \frac{\sqrt[3]{m_T^4}}{r^4}$$

$$0.05 \leq r / \sqrt[3]{m_T} \leq 0.3$$

$$\Delta p_m = 0.619 38 \frac{\sqrt[3]{m_T}}{r} - 0.032 62 \frac{\sqrt[3]{m_T^2}}{r^2} +$$

$$0.213 24 \frac{\sqrt[3]{m_T^3}}{r^3}$$

$$0.3 \leq r / \sqrt[3]{m_T} \leq 1.0$$

$$\Delta p_m = 0.066 2 \frac{\sqrt[3]{m_T}}{r} + 0.405 \frac{\sqrt[3]{m_T^2}}{r^2} + 0.328 8 \frac{\sqrt[3]{m_T^3}}{r^3}$$

$$1.0 \leq r / \sqrt[3]{m_T} \leq 10$$

适用于远场的爆炸冲击波评估模型为

$$\Delta p_m = 0.082 4 \frac{\sqrt[3]{m_T}}{r} + 0.265 \frac{\sqrt[3]{m_T^2}}{r^2} + 0.686 5 \frac{m_T}{r^3}$$

$$\frac{h}{\sqrt[3]{m_T}} < 0.35; 1 \leq \frac{r}{\sqrt[3]{m_T}} \leq 10 \sim 15; m_T > 100 \text{ kg}$$

式中, Δp_m 为冲击波峰值超压, 单位为 MPa; m_T 为液体推进剂 TNT 当量, 单位为 kg; r 为计算点距爆炸中心的距离, 单位为 m; h 为爆炸点的高度, 单位为 m。

对于受地面约束的爆炸模式, 其近场冲击波模型相对受箭体约束的爆炸模式: 对于混凝土、岩石地面, 只需将 m_T 更换为 $2.0m_T$; 对于普通土壤地面, 只需将 m_T 更换为 $1.8m_T$ 。

根据爆炸冲击波评估模型,与爆炸中心点距离对爆炸冲击波峰值超压影响很大,为尽量提高爆炸冲击波峰值超压评估精度,提出了一种基于运载火箭子级故障的多子级组合爆炸模式爆心计算模型

$$x_c = \sum m_i x_i / \sum m_i$$

式中, x_i 为第 i 子级箱间段轴线中间处距爆心距离,单位为 m ; m_i 第 i 子级推进剂爆炸当量,单位为 kg 。

近场和远场的爆炸冲击波模型计算结果差异较大,以影响最大的高速撞击地面爆炸模式(长征三号乙火箭飞行 1 000 m 后发生故障、高速坠地模式)为例,假设有效载荷距离爆点中心距离为 15 m,采用远场模型计算得到的有效载荷位置处的冲击波峰值超压为 20.3 MPa,而采用近场模型计算得到的有效载荷位置处的冲击波峰值超压为 7.1 MPa。

通过对不同爆炸故障模式的冲击波峰值超压进行分析,主要结论有:

1) 冲击波峰值超压随距爆点中心距离变远而迅速减小。

2) 冲击波对近场和远场的冲击波峰值超压评估模型差异较大,需要结合分析问题的不同,选择合适的模型。

3) 在所有爆炸模式中,HVI 爆炸模式的冲击波峰值超压最大。以长征三号乙运载火箭为例,在距离爆点中心 15 m 处,对应混凝土地面,冲击波峰值超压最大可达 10 MPa。

4) 对于空中爆炸模式,冲击波峰值超压随火箭飞行高度增高而降低,原因是空气密度降低。空中爆炸时典型的 CBM 爆炸模式,其冲击波峰值超压较小,最大在 2 MPa。

3.2.2 冲击波超压作用时间研究

炸药爆炸产生的空气冲击波超压作用时间一般在几毫秒到几十毫秒之间。液体推进剂爆炸的冲击波超压作用时间要比炸药爆炸的作用时间长。液体推进剂爆炸的冲击波超压作用时间模型^[7-8]为

$$t_+ = 1.35 \times 10^{-3} \sqrt[6]{m_T} \cdot \sqrt{r}$$

$$h / \sqrt[3]{m_T} \geq 0.35; m_T > 100 \text{ kg}$$

根据计算,对于中大型运载火箭,考虑爆炸冲击波近场危害性,其冲击波超压作用时间最大在 50 ms。

4 结论

液体运载火箭系统组成复杂、爆炸模式多样,而且影响推进剂爆炸当量、爆炸冲击波特性的因素众多,准确评估爆炸冲击波的危害性难度较大。本文结合我国自主研发空间同位素热源装置的需求,开展了适用于液体运载火箭爆炸冲击波近场危害性的评估方法研究,提出了推进剂爆炸当量、爆炸冲击波峰值超压及作用时间的定量评估模型,为空间同位素热源装置在设计生产、安全认证、产品使用、应急管理全过程的安全指标体系中冲击波峰值超压及作用时间等指标确定提供了基础,但该方法主要基于以往缩比爆炸试验数据,精度较差,后续可开展基于数值仿真技术的爆炸冲击波的传播特性仿真研究,提升运载火箭爆炸冲击波近场危害性的评估精度。

参考文献

- [1] 陈新华,张智,王振国,等.液体推进剂爆炸理论与实验研究[J].爆炸与冲击,1996,16(1):31-40.
- [2] 陈景鹏,韩斯宇,孙克,等.液体火箭共底破裂爆炸安全设防距离[J].火灾科学,2012,21(3):131-136.
- [3] 王岩,王华,崔村燕,等.火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测方法[J].北京航空航天大学学报,2020,46(7):1371-1378.
- [4] 彭明伟,陈新华.液体推进剂爆炸实验冲击波超压分析[J].装备指挥技术学院学报,2001(4):58-61.
- [5] 陈新华.液体火箭爆炸事故冲击波危害性分析[J].含能材料,2004,12(S2):438-443.
- [6] 宁建国,王成,马天宝.爆炸与冲击动力学[M].北京:国防工业出版社,2010:110-122.
- [7] 陈新华,聂万胜.液体推进剂爆炸危害性评估方法及应用[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [8] 李家文,李道奎,周建平.爆炸冲击波与逃逸飞行器间追踪分析[J].导弹与航天运载技术,2007,5:51-54.

引用格式:李平岐,何巍,何兆伟,等.液体运载火箭爆炸冲击波近场危害性定量评估方法研究[J].宇航总体技术,2023,7(1):53-58.

Citation: Li P Q, He W, He Z W, et al. Quantitative evaluation method of near-field hazard of liquid launch vehicles explosion shock wave [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023,7(1):53-58.