

文章编号: 1000-8055(2024)01-20230007-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230007

燃气冲破式易碎盖冲击载荷与变形预测

李仁凤¹, 任 锐², 张 翔¹, 耿 直¹, 朱昭君¹

(1. 郑州航空工业管理学院 航空发动机学院, 郑州 450046;
2. 中国船舶及海洋工程设计研究院 二部, 上海 200011)

摘 要: 采用高精度数值模拟技术对开盖前发射箱内冲击波演化规律、后盖不同开盖时刻前箱盖载荷分布以及不同载荷加载方式下前盖承压变形进行了计算分析。研究表明: 冲击波以约 450 m/s 的速度在箱内沿轴向传播, 棱台箱盖中心区域压力大于斜面区域。后盖开盖时间距离发动机点火时间越长, 燃气到达前盖的压力峰值越大, 综合考虑箱内设备的安全与开盖可靠性, 在 0.95 ms 时刻开盖时性能最优。通过对棱台型易碎前盖燃气载荷分布研究, 应按照平台区域和斜面区域进行分区域变形预测, 相比较平均载荷加载更有利于盖体薄弱部位设计。

关 键 词: 燃气开盖; 易碎盖; 冲击波; 发射载荷; 承压变形

中图分类号: V553; TJ768.2

文献标志码: A

Prediction of impact load and deformation of fragile cover with gas shock wave

LI Renfeng¹, REN Rui², ZHANG Xiang¹, GENG Zhi¹, ZHU Zhaojun¹

(1. School of Aeronautical Engineering,
Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China;
2. The Second Department, Marine Design and Research Institute of China,
Shanghai 200011, China)

Abstract: The high-precision numerical simulation technology was used to calculate and analyze the evolution law of the shock wave in the launcher before the cover opening, the load distribution of the front cover at different opening times of the rear cover and the bearing deformation of the front cover under different loading modes. The results showed that the shock wave moved axially in the launcher at a speed of about 450 m/s, and the pressure in the center area of the prism cover was greater than that in the inclined area. The longer opening time of the rear cover from the ignition time indicated the greater peak pressure of the gas reaching the front cover. Considering the safety and opening reliability, the performance was optimal when opening the cover at 0.95 ms. Through the research on the gas load distribution of the prismatic fragile front cover, the regional deformation prediction should be carried out according to the platform area and the inclined area. Compared with the average load loading, it is more conducive to the design of the weak parts of the cover.

Keywords: gas cover opening; fragile cover; shock wave; launch load; bearing deformation

收稿日期: 2023-01-04

基金项目: 河南省科技攻关项目(222102320165, 232102220028)

作者简介: 李仁凤(1989—), 女, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事航天发射技术相关研究。E-mail: lirenfeng443@163.com

引用格式: 李仁凤, 任锐, 张翔, 等. 燃气冲破式易碎盖冲击载荷与变形预测[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20230007. LI Renfeng, REN Rui, ZHANG Xiang, et al. Prediction of impact load and deformation of fragile cover with gas shock wave[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20230007.

发射箱盖是箱式发射武器重要组成部分,在储运一体化发射技术中发挥着重要作用。贮存时发射箱盖将弹体与外界环境隔离,减少外界环境对弹体的不利影响,一旦进入作战状态,箱盖需快速可靠开启完成发射任务。随着武器发射装备的发展更新,新材料、新工艺、新设计手段不断运用,发射箱开盖技术不断发展,当前存在有机械开盖、爆破开盖、弹头顶破、燃气开盖等多种形式^[1-4]。燃气冲破易碎盖开盖技术相比其他 3 种方式具有维护简单、响应快和无需附加开盖传动装置等优点,在国内外陆基和舰载发射装置中运用较多。随着现代发射装备发展,燃气开盖技术要求愈加严苛,如开盖压力减小、压力分布不均、外压冲击载荷高、易碎盖分离体轻量化等,这对易碎盖设计、分析及实验技术提出更高要求。因此,开展复合材料易碎盖燃气压力冲击响应研究是后续设计的关键,精确箱盖冲击载荷对于评估发射方式可靠性与安全性有重要意义。

近年来,针对冲击波开盖燃气压力载荷特性的研究公开文献国内占多数,主要围绕燃气压力开盖原理论证、开盖压力影响因素分析以及开盖过程流场边界处理等问题,多数采用实验和仿真结合方法。徐强等^[5]开展了贮运发射箱箱内燃气冲击波的变化特性研究工作。苗佩云等^[6]采用数值仿真方法计算了同心发射筒燃气开盖技术,深入开展发射装置结构对开盖的影响。姜毅、傅德彬等^[7-8]通过数值模拟和实验测试对发射筒燃气开盖原理进行了阐述。党海燕等^[9]研究了后盖开启压力对前盖压力的影响,并得到中央局部压力峰值高于表面平均压力。牛钰森等^[10]基于动网格技术模拟了后盖裂片运动与燃气流场耦合作用,发现考虑箱盖破片和流场耦合作用时计算得出的流场特性与实验数据更接近。段苏宸等^[11]结合数值计算和实验研究了后盖开盖过程燃气流场特性。梁晓扬等^[12]对燃气冲击波开盖技术中涉及的流动现象和箱内初始冲击波的产生机制进行了研究。张宝振等^[13]采用计算流体力学(CFD)与耦合欧拉-拉格朗日算法(CEL)结合的仿真方法研究了压力波开盖过程中流体与固体耦合问题。以上研究成果对于燃气开盖技术的发展提供了重要的技术指导,但大部分的开盖压力研究采用平均压力,没有对箱盖上各个位置压力进行细化研究工作,且发射箱内部均作了过多简化。

本文通过建立箱式带翼飞行器精细化模型,采用 CFD 软件模拟研究了箱体内压力波传递规律,获取了易碎盖不同位置燃气压力冲击载荷时

变规律,深入探索了后盖开盖时间对前盖载荷及载荷加载方式对箱盖破坏的影响,研究结果为预测易碎盖开盖安全性提供理论参考。

1 计算方法与模型构建

1.1 控制方程

燃气在发射箱内运动过程采用基于雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程组计算,通过对方程组的数值求解,预测燃气流场各物理参量的演化规律。具体的控制方程组见式(1)~式(4)^[14-15]。

质量守恒方程为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

能量守恒方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j E) = -\frac{\partial q_j}{\partial x_j} - \frac{\partial p u_j}{\partial x_j} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right) \quad (4)$$

式中 ρ 为密度, t 为时间, u_i 、 u_j 为沿着坐标轴 i 、 j 方向的速度, x_i 、 x_j 为沿着坐标轴 i 、 j 方向的空间直角坐标; p 为压力, τ_{ij} 为应力张量的分量, μ_t 为湍流动力黏度, δ_{ij} 为 Kronecker 算子, k 为湍流动能; E 为单位质量内能, q_j 为热通量, $q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j}$, λ 为导热系数, T 为温度。

1.2 湍流模型

考虑到燃气高速运动会产生涡影响,采用基于 renormalization group(RNG) k - ε 双方程湍流模型,其在燃气高速射流数值计算中准确度较高^[16]。湍流动能方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j k) = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_k \frac{dk}{dx_j} \right) - \rho \varepsilon + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (5)$$

湍流动能耗散率方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \varepsilon) = -\frac{d}{dx_i} \left(\Gamma_\varepsilon \frac{d\varepsilon}{dx_j} \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (6)$$

式中 ε 是湍流动能耗散率, Γ_k 、 Γ_ε 分别为湍流动能运输方程和湍流动能耗散率方程的扩散系数,

其中 $\Gamma_k = \frac{\mu_t}{\sigma_k} + \mu$, $\Gamma_\varepsilon = \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} + \mu$, μ 为流体动力黏度。 σ_k 、 σ_ε 分别为湍流动能 k 的湍流普朗特数、湍流动能耗散率 ε 的施密特数, 取 $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\varepsilon=1.3$ 。 $C_{\varepsilon 1}$ 、 $C_{\varepsilon 2}$ 分别为模型常数, 取 $C_{\varepsilon 1}=1.42$, $C_{\varepsilon 2}=1.68$ 。

1.3 模型构建与边界设置

发射箱中飞行器有多个翼面, 为保证发射过程弹体运行稳定, 箱体与飞行器之间设多道适配支撑结构, 包含导轨和适配器, 箱盖为棱台型。各结构均遵循实际尺寸参数, 其中飞行器、箱内导轨、适配器等构件的减重孔、工艺孔等微小细节部位进行简化, 发射装置三维模型如图1。

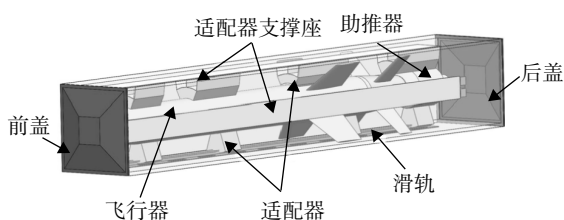


图1 发射装置三维模型

Fig. 1 Three-dimensional model of launcher

考虑到结构对称性, 构建 1/2 模型以提高计算效率, 采用分块网格技术进行全域结构化网格建模, 总网格数为 500 万, 网格模型如图2。助推器发动机提供发射初始动力, 喷管入口采用压力入口, 总压-时间 (p_0-t) 曲线如图3, 其余壁面均为绝热壁面, 近壁面采用增强壁面函数。发动机内产生燃气介质, 燃气平均分子量为 24 g/mol, 比定压热容为 1903 J/(kg·K), 燃气总温为 3180 K。采用燃气-空气多组分理想气体模型, 初始时刻装置内全部为空气, 压力为 101.325 kPa, 温度为 300 K。计算采用压力速度耦合方法, 各方程收敛精度为 10^{-5} 。为准确监测箱内流场传递演变规律及箱盖

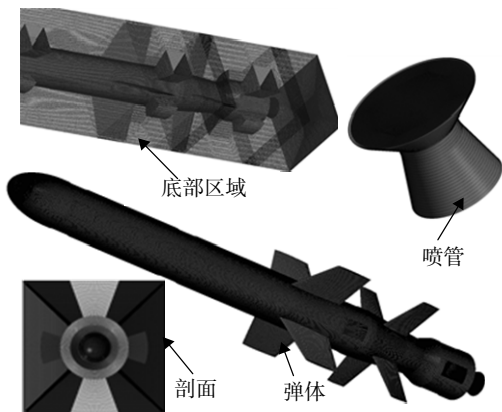


图2 网格模型

Fig. 2 Mesh model

表面压力时空分布, 沿箱体轴向设置多个监测面, 并在前、后箱盖布置多个压力测点, 如图4。

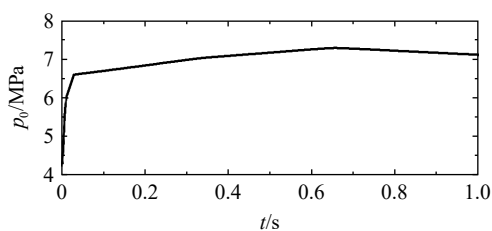
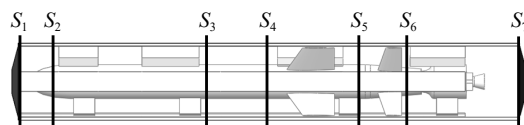
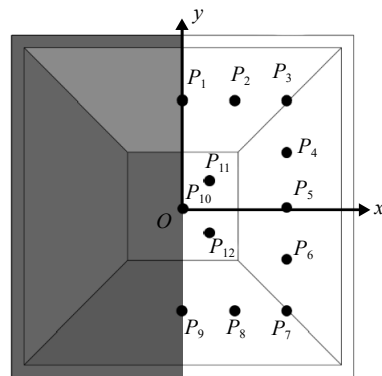


图3 总压曲线

Fig. 3 Total pressure curve



(a) 监测面



(b) 箱盖监测点

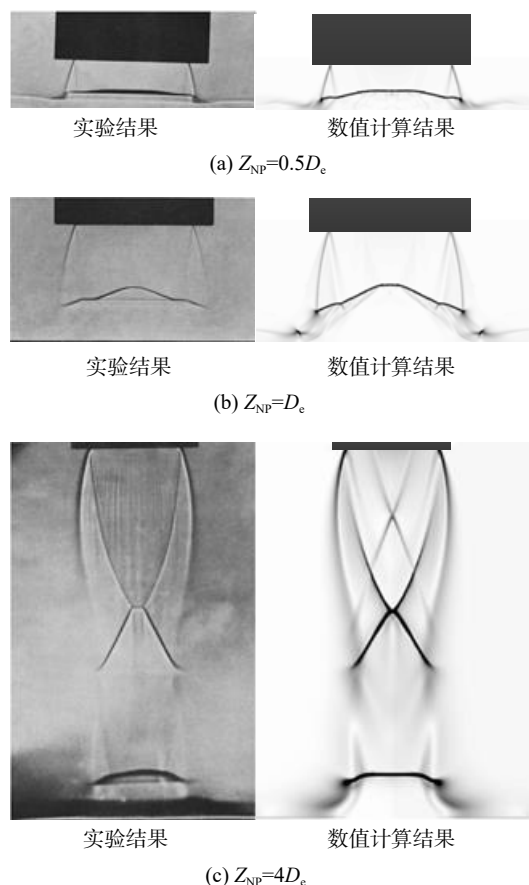
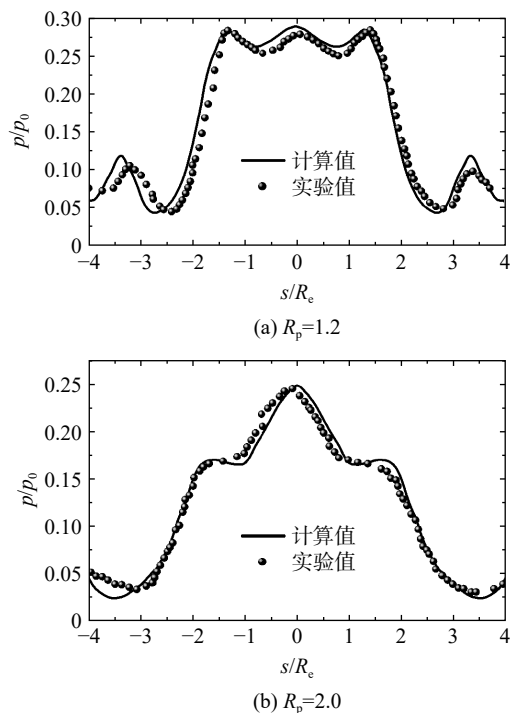
图4 监测位置

Fig. 4 Monitoring positions

2 数值算法验证

2.1 冲击波稳态计算验证

为验证文中数值方法准确性和对冲击波的捕捉能力, 采用文献[17]中超声速射流撞击平板实验作为验证算例对文中计算方法进行验证。其中产生射流喷管结构尺寸如下: 喉部直径 D_t 为 21.4 mm, 出口直径 D_e 为 30 mm, 具体形状参考文献[18], 出口马赫数为 2.2, 喷管分别在压比 R_p (喷管出口压力与外界环境压力之比) 为 1.2 和 2.0 的条件下工作。图5为计算所得数值纹影图与文献实验纹影图对比, 图中 Z_{NP} 为喷管出口与平板中心距离, 由图可得文中采用数值计算方法能清晰地捕捉到喷管出口的膨胀波系以及燃气与平板反射所得到的激波系特征, 波系位置及大小与实验结果一致性较好, 验证了本文算法对于冲击波计算的可靠性。图6展示了冲击平板面上相对压力

图 5 数值计算结果与实验结果纹影图对比($R_p=1.2$)Fig. 5 Schlieren figure comparison between calculation results and experimental results ($R_p=1.2$)图 6 平板上相对压力对比($Z_{NP}=2D_e$)Fig. 6 Comparison of relative pressure on plate ($Z_{NP}=2D_e$)

计算值与实验值对比, 图中 Z_{NP} 为 $2D_e$, R_p 分别为 1.2 和 2.0, 其中 p 为平板各位置对应压力, p_0 为喷管入口总压, s 为喷管轴线与平板上各位置的距离, R_e 为喷管出口半径。由图可知计算与实验数据高度吻合, 误差控制在 3% 以内。

2.2 燃气发射非定常数值计算验证

为验证文中采用非定常数值模拟计算方法的准确性, 参照文献 [19] 同心筒发射燃气流动过程进行仿真, 其模型如图 7 所示, 发射装置由弹体、适配器、导流锥、内外筒体和中间导流筋板等结构组成, 在内外筒间隙中从上到下分别布置监测点 A、B 和 C。数值计算时发动机喷管入口平均总压为 7.4 MPa, 总温为 3 505 K, 采用燃气-空气双组分模型, 燃气平均分子量为 30 g/mol, 比定压热容为 2 454 J/(kg·K)。

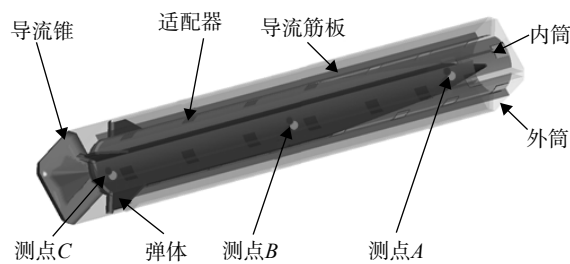
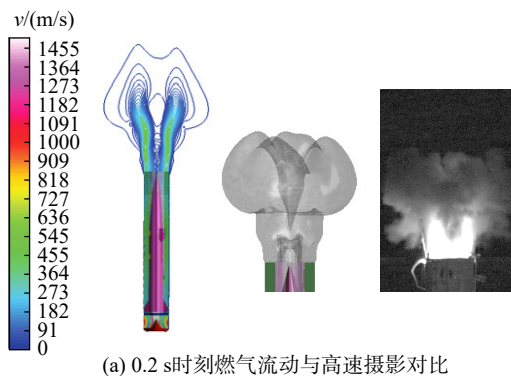


图 7 计算模型

Fig. 7 Computational model

图 8(a) 为采用文中计算方法得到的数值计算结果(速度 v 流线图、燃气质量分数为 0.1 的等值面图)与实验结果对比, 由图可知, 0.2 s 时刻发射装置筒口的燃气形态分布与高速摄影获取的燃气形态保持一致。图 8(b) 为内外筒间隙 3 个监测点压力曲线对比, 由图可知, 压力曲线发射上升沿一致性较好, 各个测点的计算压力误差均保持在 5% 内, 满足工程计算精度要求, 因此本文计算方法可用于本文燃气非定常流动计算。



(a) 0.2 s 时刻燃气流动与高速摄影对比

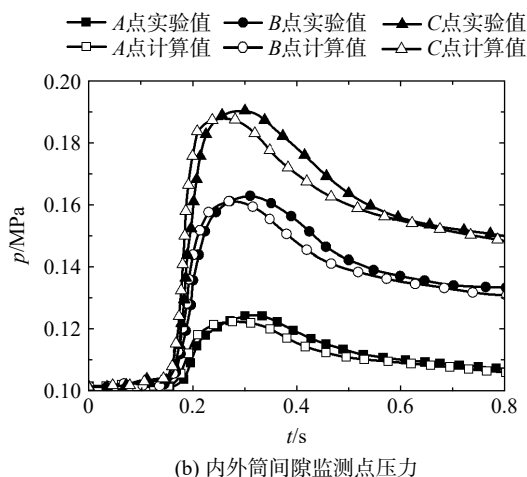


图8 数值计算与实验结果对比

Fig. 8 Comparison of numerical simulation and experimental results

3 箱盖冲击载荷及变形预测结果

3.1 开盖前箱内燃气压力演化规律

发射箱内实时压力等值线和箱内各监测面平均压力 p_{avg} 如图9和图10所示,由等值线图可以看到在助推器发动机点火后,燃气喷出后压力波率先抵达后盖,后盖上压力快速升高,之后燃气在触及后盖后经反射向反方向传播,后盖上的压力逐渐减小,燃气冲击波沿着轴向向前盖传播,箱内各个监测面上压力按照时序逐步增加,但由于有适配器和导轨的阻挡,因此各侧面压力峰值没有呈现递减趋势。底盖在不打开情况下,燃气冲击波在11.0 ms抵达前盖,前盖上压力不断增加进而满足开盖要求。上下盖压力峰值平均值约

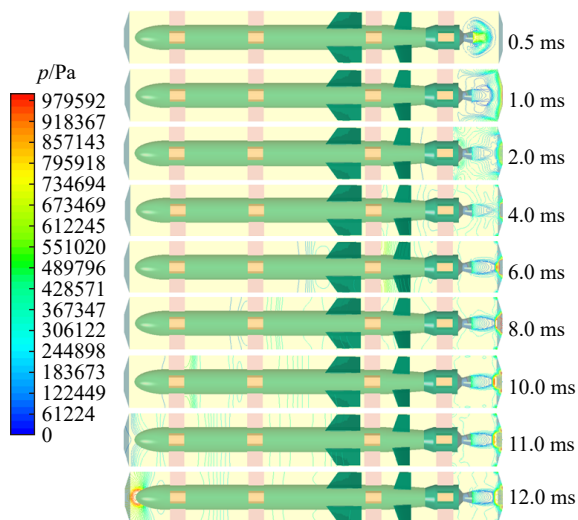


图9 不同时刻发射装置内压力等值线

Fig. 9 Pressure contours in launcher at different times

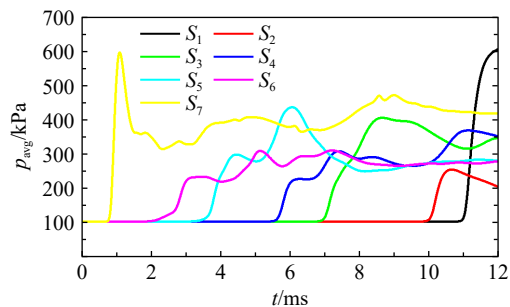


图10 各监测面平均压力曲线

Fig. 10 Average pressure of monitoring surface

为600 kPa,通过监测面距离与图中各侧面压力上升时间间隔可得,冲击波的传播速度约为450 m/s。

图11为前、后盖不同监测点位置压力变化曲线,由图可知不同时刻前后箱盖上不同位置处压力数值存在明显差异,均表现为箱盖中心区域压力水平较高,后盖局部峰值超过了2 MPa,前盖局部峰值达到了1 MPa,明显超过对应面平均压力水平,而远离中心区域压力明显低于面平均压力,如 P_4 点。因此对于易碎盖设计,若直接采用面平均压力校核易碎盖开盖性能,可能造成箱盖

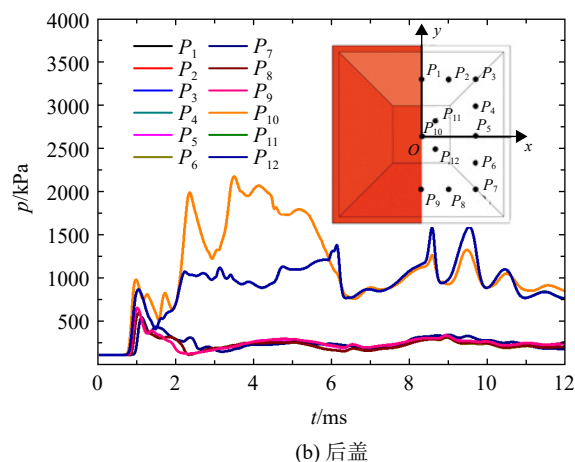
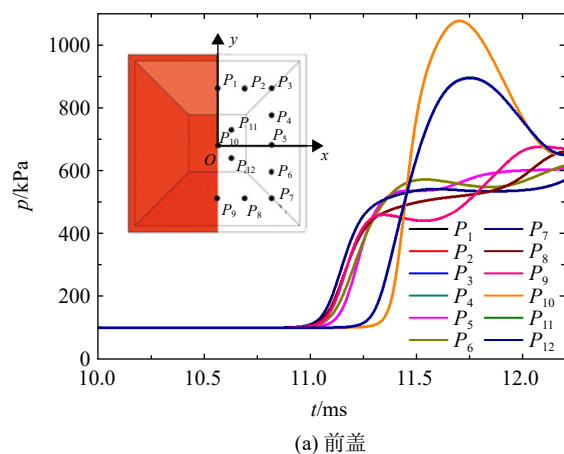


图11 前后盖不同位置压力

Fig. 11 Pressure at different positions of the covers

局部区域无法在特定的压力环境下按照预期规律破坏,不利于箱盖开盖性能的精细化设计及开盖过程的准确预测。因此,有必要在燃气开盖问题中详细考虑箱盖上压力载荷时空分布特性。

3.2 前易碎盖开盖压力载荷分布规律

根据箱内压力波传播规律,发射时通常采用后盖先开启、前盖在反射压力波作用下后开启的开盖方式。发射箱开盖时,若后盖开盖时间较晚,会导致箱内燃气压力过高。若开启过早,有可能引起抵达前盖的反射激波压力过小,导致前盖开盖失败。因此,有必要对易碎盖开启过程的流场压力演化规律进行分析,从而获取适当的前、后盖开盖压力。

后盖的开启过程通过改变壁面边界为内部边界来实现,基于开盖前后盖上的压力变化曲线,选取 4 个不同开盖时刻,假定在当前选择时刻下箱盖已经完全开启,忽略详细开盖过程。以 0 时刻为点火时刻,选取后盖开盖时刻如图 12,分别为助推器点火后的 0.85、0.90、0.95 ms 和 1.22 ms。

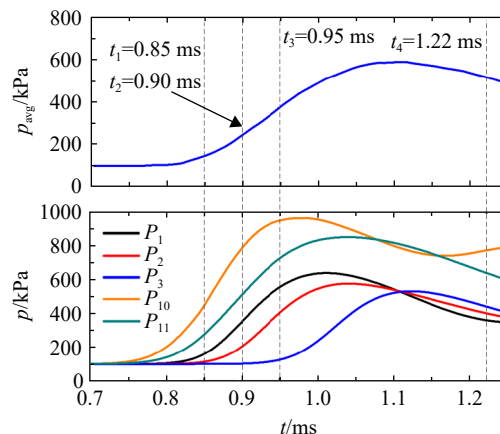


图 12 后盖开盖时刻

Fig. 12 Rear cover opening time

考虑到监测点对称分布,仅给出后盖上部分监测点压力,在 0.95 ms 时刻后盖中心区域(P_{10} 监测点所在位置)压力基本达到最高值。

图 13 为不同开盖时刻对应各个监测面位置平均压力,由图可知开盖时间不同,各个测面压力存在显著差异。随着后盖开盖时刻增加,箱内

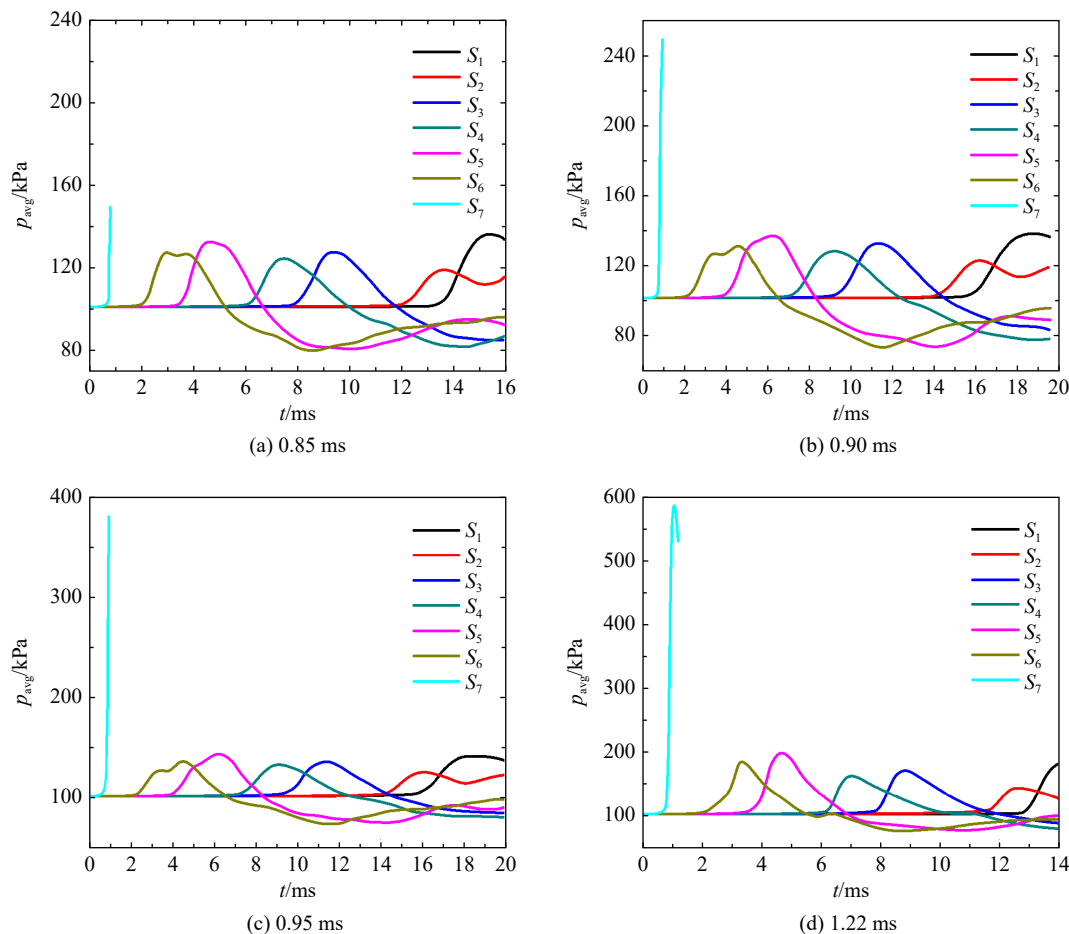


图 13 不同开盖时刻测面平均压力

Fig. 13 Average pressure of monitoring surface at different opening times

各个监测面的压力升高,最终抵达前盖端面的压力波幅值也随之增加。当在 1.22 ms 开盖时,部分监测面压力峰值为 200 kPa,抵达前盖的压力峰值最高为 180 kPa,即相对压力为 79 kPa。当在 0.95 ms 之前开盖时,箱内各监测面上的压力水平相当,压力平均幅值均低于 150 kPa。其中,0.85、0.90、0.95 ms 开盖时抵达前盖的面平均压力峰值分别为 135、137、140 kPa,三者基本接近。因此为尽量减小燃气开盖中发射箱内各装置压力载荷,并确保前盖具备足够开盖压力,选取 0.95 ms 时刻作为后盖开盖时刻,并详细分析前盖开盖压力载荷分布规律。

图 14 为 0.95 ms 开盖后前盖压力云图及各监测点压力变化曲线,前盖上压力作用区域可分为棱台斜面 and 棱台上平面两部分,斜面上监测点压力幅值变化基本相同,平面上中心处压力最高,远离中心处压力逐渐减小。因此,前盖上相对开盖压力可简化为图 15。综合可知棱台斜面区域压力初始为斜坡信号,在 2 ms 时间内相对压力达到 36 kPa 并基本趋于稳定;平台区域压力前期为斜坡信号,上升沿时间也为 2 ms,相比斜面区域略有延迟,峰值相对压力达到 64 kPa。之后由于

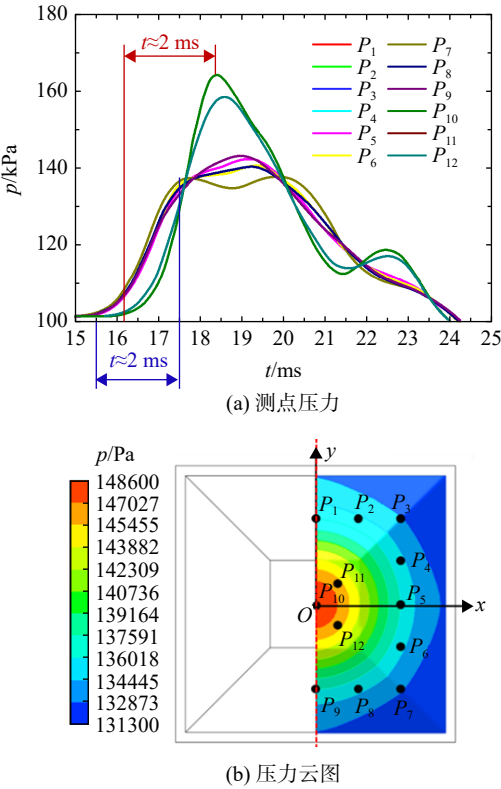


图 14 0.95 ms 开盖对应前盖上监测点压力分布
Fig. 14 Pressure distribution of monitoring points on the front cover at 0.95 ms cover opening

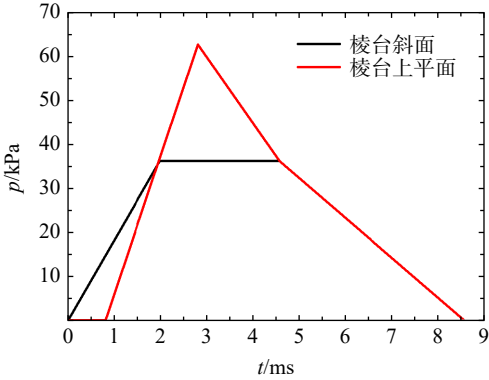


图 15 前盖开盖前相对压力分布
Fig. 15 Relative pressure distribution before opening the front cover

前盖壁面对压力波的反射作用,中心区域压力峰值逐渐降低并在约 4.5 ms 与斜面区域压力齐平,压力数值为 36 kPa,该时间段内斜面区域的压力数值基本保持不变。4.5 ms 时刻后,两区域压力同步下降,在 8.5 ms 时刻箱盖各区域压力水平与大气压持平,相对开盖压力为 0。因此前盖需要在此时间段内破坏开启,否则开盖失败。

3.3 不同压力加载方式对箱盖承压变形预测结果的影响

采用有限元仿真方法,箱盖主体为连续玻璃纤维增强复合材料(GFRP)层板结构,材料部分参数见表 1,其中 E_1 、 E_2 、 E_3 为各向弹性模量, G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 为切变模量, ν_{12} 、 ν_{13} 、 ν_{23} 为泊松比, X_t 、 X_c 、 Y_t 、 Y_c 、 S_{12} 、 S_{13} 、 S_{23} 为复合材料的强度指标。箱盖铺层采用实体属性复合材料铺层建模,网格单元尺寸设置为 4 mm,材料模型采用三维各向异性线弹性本构。分别采用面平均加载(斜坡压力信号,上升沿时间为 2 ms,峰值达到 40 kPa)和分区域压力加载(见图 15)两种方式,分析箱盖在压力达到峰值时的变形状态。

表 1 GFRP 材料参数
Table 1 Material parameters of GFRP

参数	数值	参数	数值
E_1/GPa	24.535	ν_{23}	0.3
E_2/MPa	6 550	X_t/MPa	713
E_3/MPa	6 550	X_c/MPa	448
G_{12}/MPa	2 436	Y_t/MPa	35
G_{23}/MPa	2 436	Y_c/MPa	90
G_{13}/MPa	2 436	S_{12}/MPa	25
ν_{12}	0.24	S_{13}/MPa	25
ν_{13}	0.24	S_{23}/MPa	61

两种不同加载方式棱台型箱盖位移和应力云图如图 16。Mises 应力显示出复合材料各向铺层应力极值。由图可知箱盖四周斜面区域的 S_1 表现为膨胀式变形,棱台面中心区域的 S_2 也呈现凸起状态。箱盖各个棱边处应力水平较高,斜面与法兰过渡位置区域的 S_b 应力最高,棱边区域的 S_a 上应力次之。虽然不同内压加载下箱盖变形规律

相似,但箱盖各位置处应力及变形预测数值结果存在明显区别,具体如表 2。分区域峰值压力加载更加符合实际变形,基于面平均压力加载高估了棱台斜面区域与法兰交界处应力状态值、棱台斜面区域变形及应力状态,而低估了箱盖棱台平面区域变形及应力,该预测结果不利于对箱盖薄弱结构强度设计及箱盖开盖性能校核。

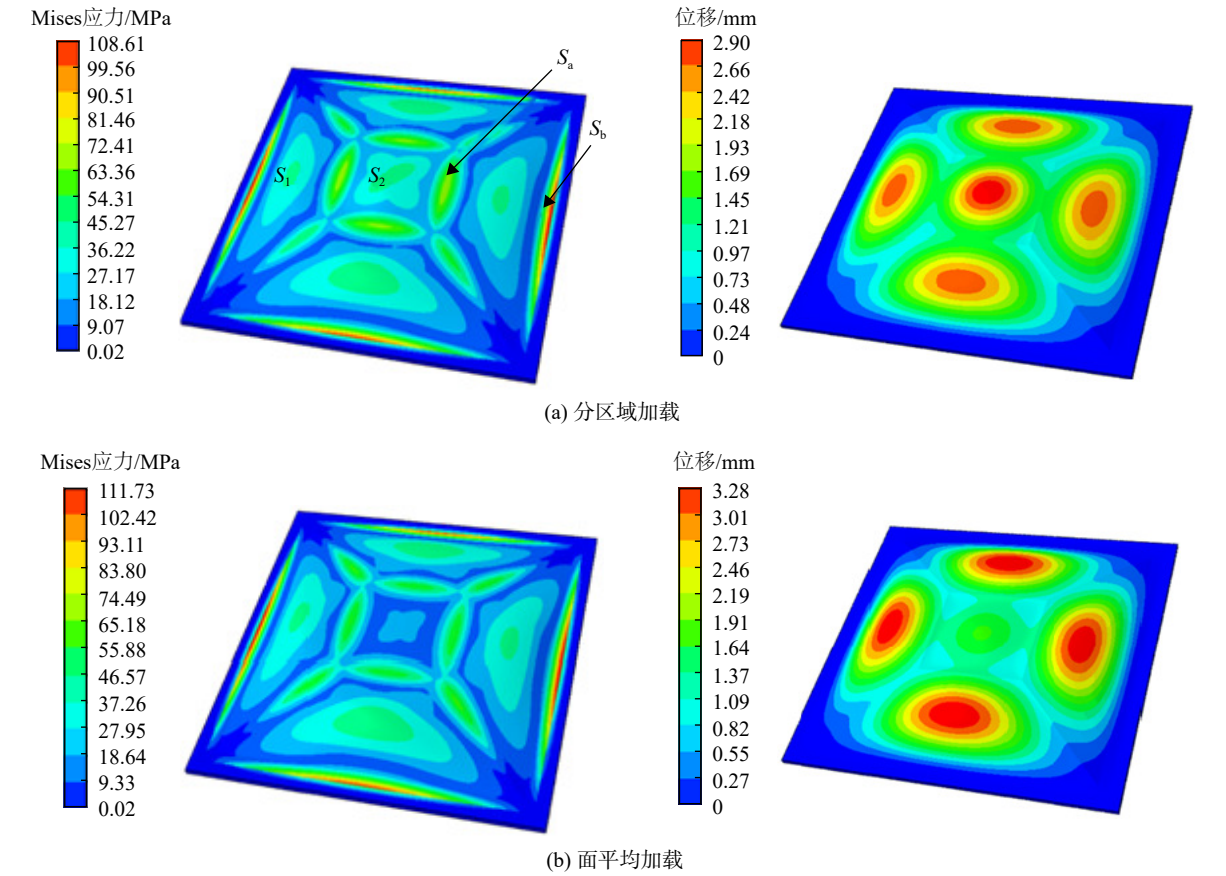


图 16 不同加载方式下箱盖力学响应(变形放大系数为 10)

Fig. 16 Mechanical response of cover under different loading modes (deformation amplification factor is 10)

项目	峰值应力/MPa				峰值位移/mm	
	S_1	S_2	S_a	S_b	S_1	S_2
面平均加载结果 A	40.36	21.17	59.73	111.73	3.24	1.69
分区域加载结果 B	35.71	35.05	69.11	108.61	2.58	2.90
偏差 $(A-B /B)/\%$	13.02	39.60	13.57	2.9	25.58	41.72

4 结 论

本文采用高精度压力冲击波数值模拟方法对发射箱内燃气压力传播规律、开盖时间对前盖载荷影响进行研究,最终通过有限元法预测得到不同载荷加载方式下易碎盖变形状态。结论如下:

- 1) 燃气冲击波在底盖作用下以约 450 m/s 速度向前传播,前后棱台盖上载荷分布呈现中心区域高、斜面区域载荷小的分布规律。
- 2) 不同后盖开启时间下前盖载荷存在明显差异,后盖在达到较大冲击载荷开盖时,有利于

前盖的安全打开; 相比较整体平均载荷分布, 棱台型前盖载荷按照平台区域和斜面区域进行分区分析更加符合实际发射状态。

3) 面平均加载和分区域加载下箱盖变形与应力分布规律相似, 但平均加载方式下箱盖棱台平面区域的变形及应力水平预测偏低, 不利于箱盖薄弱结构强度的设计及开盖安全性校核。

参考文献:

- [1] 杨鑫宇, 冷子凌, 李伟, 等. 易碎式导弹发射箱盖研究进展[J]. 工程塑料应用, 2022, 50(12): 142-148.
YANG Xinyu, LENG Ziling, LI Wei, et al. Research progress of fragile missile launching box cover[J]. Engineering Plastics Application, 2022, 50(12): 142-148. (in Chinese)
- [2] 安庆升, 孙立东, 阎金贞, 等. 冲破式异型结构易碎前盖设计研究[J]. 复合材料科学与工程, 2021(5): 73-79.
AN Qingsheng, SUN Lidong, YAN Jinzhen, et al. Design of special-shaped structures front cover of launch canister with breakthrough[J]. Composites Science and Engineering, 2021(5): 73-79. (in Chinese)
- [3] 张艳, 李仙会, 庄辛. 导弹贮运发射箱易碎端盖研究进展[J]. 理化检验: 物理分册, 2019, 55(3): 145-150, 164.
ZHANG Yan, LI Xianhui, ZHUANG Xin. Research progress on frangible cover of missile launch container[J]. Physical Testing and Chemical Analysis: Physical Testing, 2019, 55(3): 145-150, 164. (in Chinese)
- [4] 李仁凤, 胡晓磊, 耿直, 等. 考虑燃气引流的燃气弹射开盖载荷研究[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(1): 160-166.
LI Renfeng, HU Xiaolei, GENG Zhi, et al. Research on the cover opening load of the gas-ejection system with flow channel[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(1): 160-166. (in Chinese)
- [5] 徐强, 李军. 燃气射流起始冲击波形成机理的实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(3): 16-18.
XU Qiang, LI Jun. Experimental study on mechanism of initial shock wave in jet flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3): 16-18. (in Chinese)
- [6] 苗佩云, 袁曾凤. 同心发射筒燃气开盖技术[J]. 北京理工大学学报, 2004, 24(4): 283-285.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. Techniques for the automatic cover opening in concentric canister launcher[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2004, 24(4): 283-285. (in Chinese)
- [7] 姜毅, 耿锋, 张强. 导弹发射筒盖开启过程数值计算及试验[J]. 弹道学报, 2008, 20(3): 33-35.
JIANG Yi, GENG Feng, ZHANG Qiang. Numerical calculation & experiments for the opening process of missile launcher's cover[J]. Journal of Ballistics, 2008, 20(3): 33-35. (in Chinese)
- [8] 傅德彬, 姜毅. 某导弹易碎盖的开启过程[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(4): 275-277.
FU Debin, JIANG Yi. Opening process of friable lid of one missile[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(4): 275-277. (in Chinese)
- [9] 党海燕, 贺卫东, 鲁志刚, 等. 激波开盖中后盖开盖压力对前盖压力的影响研究[J]. 战术导弹技术, 2012(1): 54-57, 68.
DANG Haiyan, HE Weidong, LU Zhigang, et al. Research on the effect for the opening-pressure of post-cover to the pressure of pre-cover in the shock wave opening[J]. Tactical Missile Technology, 2012(1): 54-57, 68. (in Chinese)
- [10] 牛钰森, 姜毅, 史少岩, 等. 与燃气射流耦合的易裂后盖开启过程数值分析[J]. 兵工学报, 2015, 36(1): 87-93.
NIU Yusen, JIANG Yi, SHI Shaoyan, et al. Numerical analysis of fragile back cover opening process coupling with jet flow[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(1): 87-93. (in Chinese)
- [11] 段苏宸, 姜毅, 牛钰森, 等. 发射箱易碎后盖开启过程的数值计算[J]. 兵工学报, 2018, 39(6): 1117-1124.
DUAN Suchen, JIANG Yi, NIU Yusen, et al. Numerical calculation of opening process of frangible rear cover of a launcher[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(6): 1117-1124. (in Chinese)
- [12] 梁晓扬, 苏逸飞, 乐贵高. 导弹从发射箱热发射过程的数值分析[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1643-1653.
LIANG Xiaoyang, SU Yifei, LE Guigao. Numerical analysis of hot launch of missile from a launch canister[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1643-1653. (in Chinese)
- [13] 张宝振, 王汉平, 窦建中, 等. 发射筒易碎前盖开盖过程的流体与固体耦合仿真方法[J]. 兵工学报, 2021, 42(8): 1660-1669.
ZHANG Baozhen, WANG Hanping, DOU Jianzhong, et al. Fluid-structure coupling simulation method for the opening process of fragile front cover of canister launcher[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(8): 1660-1669. (in Chinese)
- [14] 安德森 D 约翰. 计算流体力学基础及其应用[M]. 吴颂平, 刘赵森, 译. 北京: 机械工业出版社, 2007.
- [15] 苗瑞生. 发射气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [16] YAKHOT V, ORSZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence: I basic theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 1(1): 3-51.
- [17] LAMONT P J, HUNT B L. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1980, 100(3): 471.
- [18] WU Junxiao, TANG Lin, LUKE E A, et al. Comprehensive numerical study of jet-flow impingement over flat plates[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(3): 357-366.
- [19] 张英琦, 乐贵高, 马大为, 等. 同心筒热发射非线性热传导研究[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(10): 2251-2259.
ZHANG Yingqi, LE Guigao, MA Dawei, et al. Research on nonlinear thermal conduction of concentric canister launcher[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(10): 2251-2259. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)