http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0244

爆炸冲击波作用后变形机翼模态数值模拟

肖良丰，周兰伟*，李向东
(南京理工大学 机械工程学院，南京 210094)

摘　　要：为研究典型机翼在爆炸冲击波作用下的毁伤效应及其损伤后的结构动力学特性，基于有限元方法，研究了爆炸当量、爆炸方位及爆炸距离等对典型机翼损伤程度的影响，并分析了机翼结构变形程度与模态的关系。研究结果表明：冲击波强度和作用位置的变化对机翼结构的损伤及模态频率会产生不同程度的影响；随着冲击波强度的增加，机翼结构越早产生变形，对应的各阶模态频率下降越大，其中，二阶频率最大减少了15.02%；爆炸点位于机翼中心正上方时，机翼的变形最大；与无损伤机翼模态固有频率相比，爆炸冲击波作用在机翼中心位置时，各阶模态频率减小幅度最大，减少幅度为8.29%～15.02%。

关　键　词：爆炸冲击波；冲击损伤；机翼；模态；数值仿真
中图分类号：V214.1+1; TP391.9
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)01-0341-09

战斗飞机最重要的要求之一就是其在战斗中的生存能力。在作战行动中，飞机可能会遭受战斗损伤，从而改变其结构动力学特性或其他性能，最终导致飞机飞行能力下降[1]。

在爆炸冲击波对机翼的损伤研究方面，Dehart和Basdekas[2]对飞机结构的结构响应进行了早期预测，推导了相关分析公式，根据弹性动态响应设计给定了爆炸强度的机身结构。针对机身结构整体响应的试验观察和有限元分析，具有代表性的研究是Settles等[3]所做的工作，其利用高速冲击波成像技术可视化飞机机身内的冲击载荷。Simmons和Schleyer[4]通过试验和有限元技术评估了飞机结构在冲击载荷作用下使用传统铆接技术和激光焊接技术的铝合金面板的响应和失效模式。Dacko和Toczyski[5]基于LS-DYNA软件分析了C4炸药爆炸产生的压力载荷作用在机身不同位置时机身的损伤，研究表明，机身在相对较小装药爆炸下只产生较小变形，但加固系统的结构构件发生严重损坏，在所有载荷条件下，爆炸装药下方的舱室地板均受到不同程度的破坏。程帅等[6]开展了爆炸试验，获得了飞机典型结构表面的反射超压历程、加筋结构应变、位移等响应数据。韩璐和韩庆[7]采用数值计算方法分析了冲击波超压对飞机结构的损伤。尹文明和任勇生[8]基于ANSYS软件分析了复合材料铺层方式对机翼固有频率、相对位移和相对应力的影响。Carrera等[9]采用数值计算方法研究了不同爆炸初始位置和炸药量下，爆炸冲击波对飞行状态下飞机的毁伤，研究结果能够用于评估不同初始爆炸位置和不同装药量下飞机的载荷。张媛等[10]采用数值模拟方法研究了直升机旋翼在战斗部爆炸形成的冲击波作用下的损伤模式。张宇等[11]基于LS-DYNA有限元软件研究了炸药当量、爆炸间距及爆炸方位等对典型飞机机翼在爆炸冲击波毁伤下的毁伤效应。冯晓伟等[12]从飞机结构强度设计角度出发，研究了飞机目标在大当量爆炸冲击波作用下的毁伤效应评估方法，通过有限元计算分析，获得了典型飞机目标机翼在均布冲击波下的失效判据。

对于机翼模态方面的研究，Vazquez等[13]通过有限元分析了非定常流动条件下变形机翼的模态频率，其低阶模态频率与冲击试验结果吻合较好。

收稿日期：2022-04-15；**录用日期**：2022-09-23；**网络出版时间**：2022-10-10 08:45
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1724.009
*通信作者. E-mail：lwzhou@njust.edu.cn

引用格式：肖良丰，周兰伟，李向东. 爆炸冲击波作用后变形机翼模态数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(1)：341-349.
XIAO L F，ZHOU L W，LI X D. Numerical simulation of deformed airfoil modal after blast shock wave[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(1)：341-349 (in Chinese).

Gasparetto 等[14]使用 ANSYS APDL 对飞机机翼的完整结构进行了建模，分析了机翼结构模态，数值结果与试验固有频率相比平均相差只有 5.8%。Masini 和 Timme[15]采用正交和动态模态分解方法，模拟了冲击波在翼尖附近波动引起的机翼振动。Banerjee[16]采用动力刚度法研究了大展弦比飞机的模态特性，获得了两翼飞机和四翼运输机的前 5 阶模态振型。Neu 等[17]采用随机子空间识别和频域分解 2 种工作模态分析方法，研究了跨声速条件下受气动激励机翼的模态参数，研究表明，随机子空间识别方法能够检测出一定频率范围内所有的弯曲和扭转模态。Kerschen 等[18]研究了全尺寸飞机的非线性模态及其相应的振动频率。Gloth 和 Sinapius[19]在检测飞机结构非线性行为中提出了扫描正弦激励测试的概念，用于模态测试试验。Arquier 等[20]提出了使用时间积分周期法和模态表示法计算无阻尼非线性机械系统的非线性振型。

目前，国内外研究主要集中在对机翼结构的纯爆炸冲击毁伤效果及纯模态方面，在爆炸冲击波作用后变形机翼的模态变化规律方面，相关研究较少。

机翼作为飞机的主要部件之一，不仅影响着飞机的气动性能，还承受着来自外界的各种载荷。在考虑影响飞机正常飞行的因素过程中，机翼是飞机暴露面积最大的部位。因此，研究冲击波对机翼的毁伤效应及其结构动力学特性变化对于提高飞机的作战生存能力具有重要意义。本文以典型机翼结构为研究对象，采用有限元方法，建立爆炸冲击波作用下机翼结构损伤变形模型，分析爆炸当量、爆炸方位及爆炸距离等对典型机翼结构损伤变形的影响，并分析机翼结构遭受爆炸冲击损伤变形后的模态频率的变化规律。

1 有限元建模

1.1 数值计算模型

计算选用的典型机翼结构如图 1 所示，其弦长 c=1 637.7 mm，展长 b=4 800 mm；机翼主要由铝合金蒙皮、长桁支撑梁、支撑梁凸缘、翼肋等结构部件组成。对机翼的组成结构进行分析，可知长桁支撑梁、翼肋和蒙皮是机翼的主要承力件，故将机翼结构等效为由上下端面和内部支撑结构组成的简化机翼结构。机翼蒙皮和内部支撑结构材料使用 2024 铝合金材料，蒙皮厚度为 1.0 mm，内部支撑结构厚度为 5.0 mm。

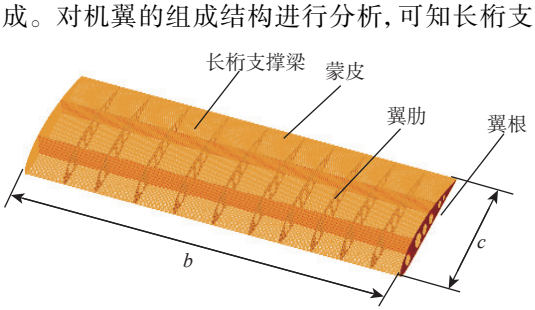


图 1 机翼结构

Fig. 1 Wing structure

建立计算模型时，机翼蒙皮和内部支撑结构均采用壳单元的形式进行模拟，划分网格时，将网格尺寸设置为 2.0 mm，根据机翼结构参数给定其对应的厚度，并在机翼根部位置设置固支约束。爆炸中心位于机翼上方，其距机翼蒙皮上端面的距离为 S，距翼根的距离为 L，位于弦长的中间位置。爆炸中心与机翼的位置关系如图 2 所示。

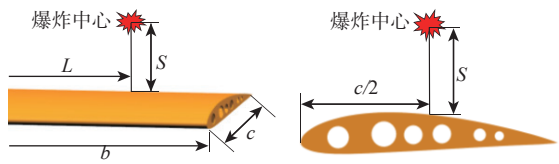


图 2 爆炸中心与翼展和弦长的关系

Fig. 2 Explosion center versus wingspan and chord length

1.2 材料参数

数值计算时，采用 Euler 方法计算冲击波对机翼的损伤。爆炸冲击波由球形 TNT 装药爆炸产生，通过 LS-DYNA 软件中的*LOAD-BLAST 关键字来施加冲击波载荷。该关键字选取的工况为理想的空气爆炸，用于施加常规炸药爆炸产生的压力载荷。在该关键字中，定义球形 TNT 炸药的质量，根据装药与目标表面的位置关系确定爆炸中心与目标的 x、y、z 坐标点，起爆时间保持默认，爆炸类型设置为空气中爆炸，爆炸压力失效时间保持默认。输入参数后，即可计算出作用在目标上的爆炸压力载荷。由于机翼在损伤过程中变形较大，计算中采用 Johnson-Cook 本构模型来模拟飞机机翼在爆炸冲击波作用下的损伤变形效果。其结构材料参数如表 1[21]所示。

表 1 机翼材料参数[21]

Table 1 Wing material parameters[21]

参数	数值
密度ρ/(g·cm^{-3})	2.78
弹性模量E/GPa	73.083
泊松比μ	0.33
本构参数n	0.73
本构参数C	0.008 3
本构参数m	1.7
本构参数T_m	775.00
本构参数T_r	300.00
本构参数A/MPa	369.00
本构参数B/MPa	648.00
失效参数D_1, D_2, D_3, D_4, D_5	0.13, 0.13, −1.5, 0.011, 0

2　机翼损伤变形计算及分析

根据第 1 节建立的典型机翼结构的爆炸冲击波损伤数值模型, 模拟机翼在无限空间爆炸冲击波作用下的损伤变形过程, 包括冲击波的传播过程, 计算时间为 20 ms, 为进一步进行模态分析研究提供原始模型。

2.1　爆炸当量

为研究不同冲击波强度对机翼损伤的影响, 计算分析 TNT 当量质量 W 分别为 0.05, 0.10, 0.15, 0.20 kg 时机翼的损伤情况。其中, 爆炸点位于机翼中心正上方, 其爆炸中心距离机翼上表面蒙皮 1.0 m, 爆炸点位置示意如图 2 所示。

机翼结构变形位移云图如图 3 所示。可以看出, 随着 TNT 当量质量的增加, 机翼蒙皮发生变形的面积逐渐增大, 内部支撑结构发生不同程度的弯曲变形。随着变形损伤面积的扩展, 将影响机翼蒙皮的气动能力, 然而机翼结构并未失效。当 TNT 当量质量超过 0.20 kg 后, 机翼结构的弯曲变形从翼梢向机翼中心区域延伸, 内部支撑结构对蒙皮的支撑能力下降, 使蒙皮更易发生损伤失效。

沿翼展方向机翼上表面蒙皮典型节点的变形量曲线如图 4 所示。分析可知, W<0.10 kg 时, 机翼上表面蒙皮仅发生轻微变形, 机翼整体发生较小的弯曲变形; 随着 TNT 当量质量的进一步增加, 蒙皮变形量急剧增加, 爆炸点正下方机翼蒙皮沿翼肋两边产生较大的凹陷变形, 同时伴随机翼整体结构产生较大的弯曲变形。

图 5 为机翼上表面蒙皮典型节点随时间的变形关系曲线。可知, TNT 当量质量越大, 机翼结构

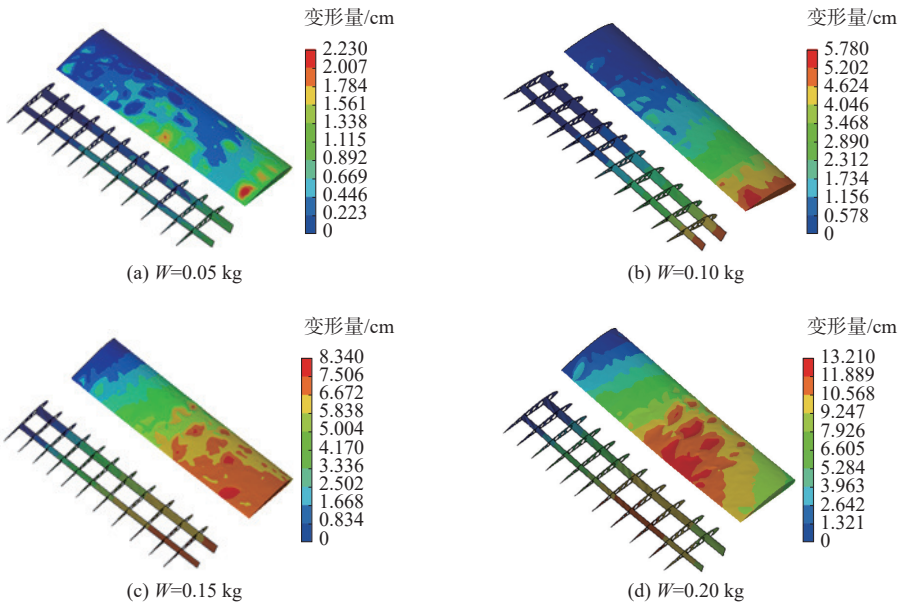


图 3　不同强度冲击波作用后机翼结构变形云图

Fig. 3　Deformation cloud diagram of wing structure after shock waves of different intensities

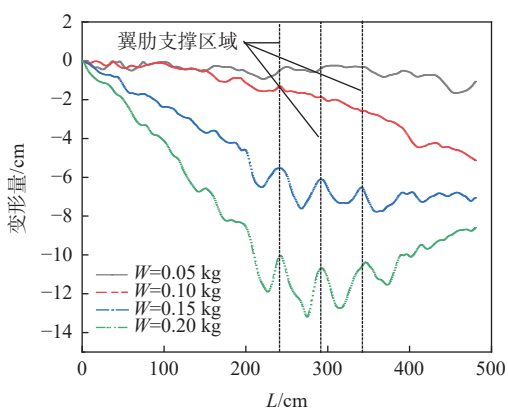


图 4　变形量与 TNT 当量质量 W、距离 L 的关系

Fig. 4　Deformation versus TNT equivalent mass W and distance L

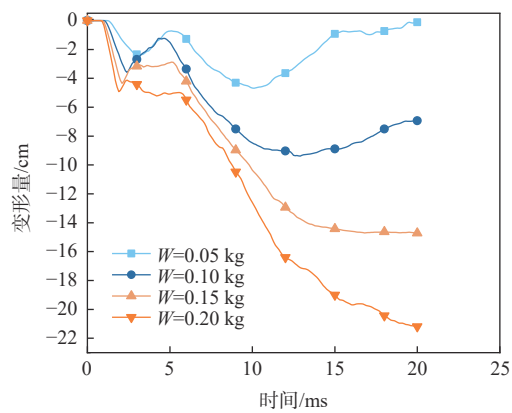


图 5　爆炸点正下方机翼蒙皮节点变形

Fig. 5　Deformation of wing skin node directly below explosion point

越早发生变形。说明TNT当量质量的增加会使其爆炸产生的冲击波的速度增加，从而越早作用于机翼上，同时更强的冲击波也会造成机翼有更大的变形。

2.2 爆炸方位

为研究不同爆炸位置对机翼的损伤情况，设置爆炸中心位置分别为 L/b=0, L/b=0.25, L/b=0.5, L/b=0.75 和 L/b=1.0, L/b 为翼根和爆炸中心间距与翼展长度之比。爆炸中心位于机翼正上方 1.0 m, W=0.20 kg。

从图6可以看到，当爆炸中心位于 L/b=0 时，机翼蒙皮仅发生轻微变形，且最大变形发生在靠翼梢后缘的区域；爆炸中心位于 L/b=0.25 时，最大变形位于爆炸点正下方区域附近；爆炸中心处于机翼 L/b=0.5 与 L/b=1.0 之间时，机翼蒙皮最大变形发生在翼梢区域。爆炸中心越靠近机翼中心区域，爆炸冲击波对机翼蒙皮的影响越大，损伤程度越严重。但在所有情况下，机翼蒙皮及内部支撑结构都只是发生不同程度的变形，机翼整体结构完整，未失效。

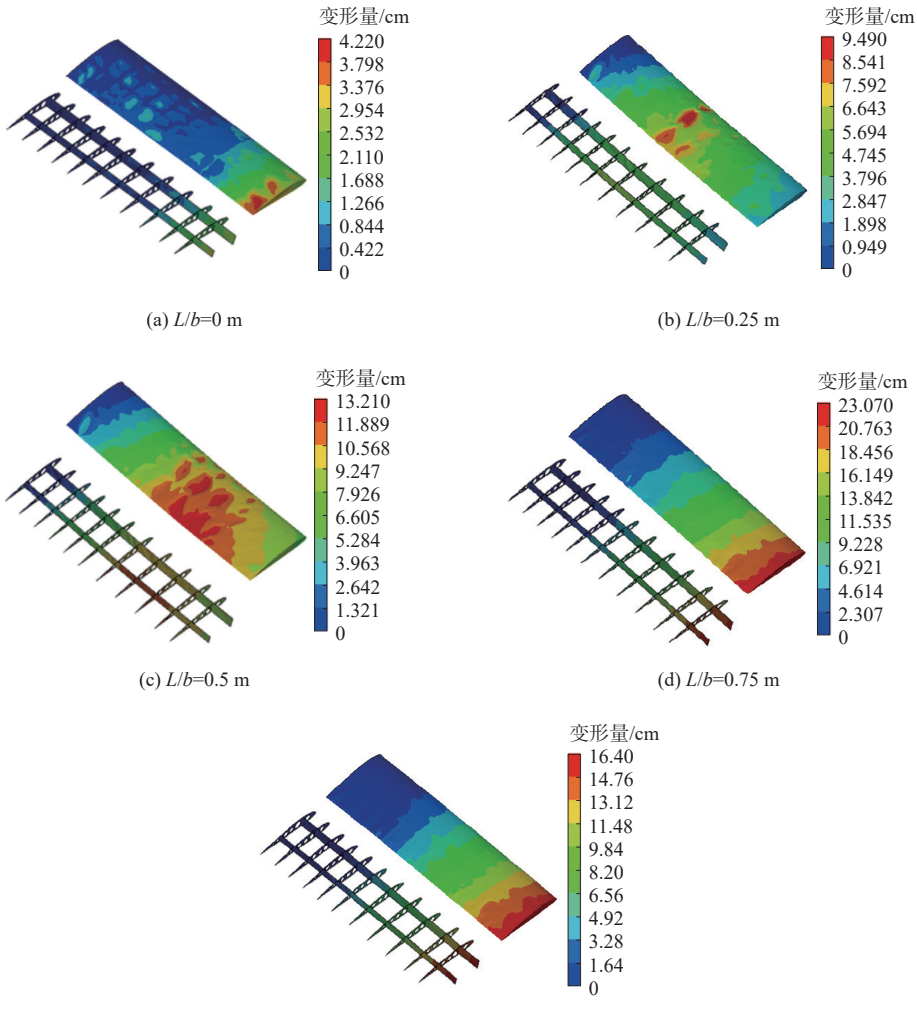


图6 冲击波作用在不同位置时机翼结构变形云图

Fig. 6 Deformation cloud diagram of wing structure when shock wave acts on different positions

图7为爆炸中心在机翼不同位置正上方时沿翼展方向机翼上表面蒙皮典型节点变形量曲线。可以看出，在所有情况下，机翼蒙皮都产生了变形，但并未破裂失效。当爆炸中心位于 L/b=0.25 和 L/b=0.75 之间正上方时，正下方区域蒙皮产生较大的凹陷变形，如图中虚线所示位置为翼肋支撑区域，由于翼肋的限制，蒙皮变形受到了一定程度的抑制。爆炸冲击波作用中心位于机翼 L/b=0.75 以后的区域时，机翼蒙皮不再出现凹凸变形，而是整体弯曲变形，在此之后产生的变形变化趋于一致。

图8为机翼上表面蒙皮典型节点的变形量随时间变化曲线。可以看到，当爆炸中心位于 L/b=0 正上方时，由于机翼与机身之间的固支关系，变形位移最小。爆炸中心位于 L/b=0.5 及以后时，结构产生的变形程度更大，蒙皮节点位移变化趋势一致。

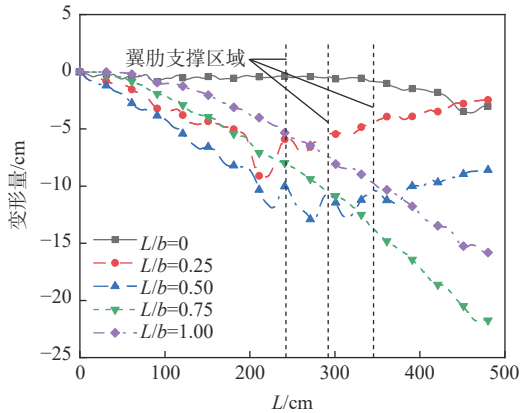


图 7　变形量与爆炸点 L/b、L 的关系

Fig. 7　Deformation versus blow-up point L/b and L

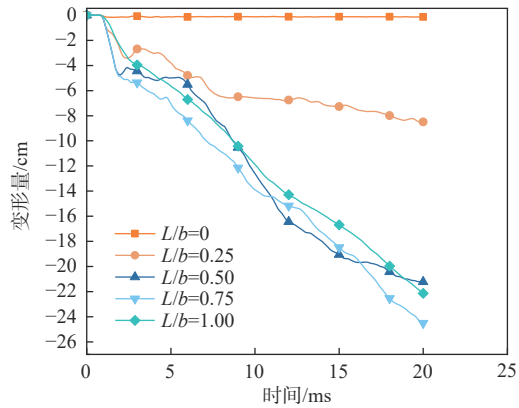


图 8　机翼上表面翼型节点的变形

Fig. 8　Deformation of typical nodes on upper surface of wing

2.3　爆炸距离

为研究不同爆炸距离对机翼结构的损伤, 设置爆炸中心分别距离机翼上表面蒙皮为 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0 m, W=0.20 kg。

根据图 9 可知, 当爆炸距离为 1.0 m 时, 在爆炸中心正下方机翼蒙皮发生大面积变形, 机翼结构整体发生弯曲变形, 机翼内部支撑结构会限制机翼蒙皮的进一步变形; 当爆炸距离为 1.5 m 时, 机翼结构的最大变形量开始向翼梢附近区域集中, 此时最大变形量与爆炸距离为 1.0 m 时相比减少了 42.1%; 当爆炸距离增加到 2.0 m 以后, 蒙皮最大变形出现在翼梢附近区域, 最大变形量相应减少了 53.97%、55.15% 和 56.50%。由于翼根位置固支, 在遭受冲击波作用后, 机翼整体发生弯曲变形。

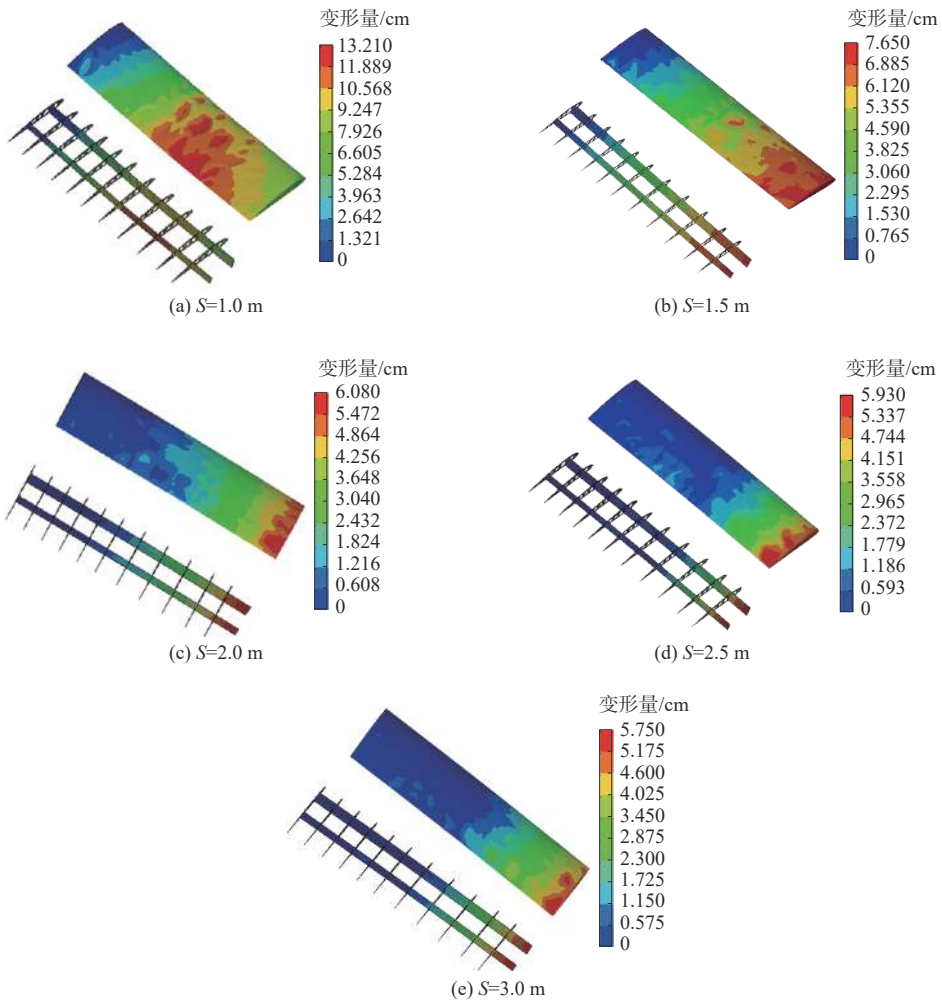


图 9　不同爆炸距离时机翼结构变形云图

Fig. 9　Cloud diagram of wing structure deformation at different explosion distances

图 10 为沿翼展方向机翼上表面蒙皮典型节点的变形曲线。可以看到，当爆炸距离为 1.0 m 时，爆炸中心正下方区域蒙皮发生大面积的凹陷变形，机翼结构整体产生较大的弯曲变形，翼梢处变形量达到 8.37 cm；随着爆炸距离的增大，蒙皮变形量逐渐减少，机翼结构仅出现较小的弯曲变形；爆炸间距越小，机翼结构越早出现变形，且变形程度越大；当爆炸距离超过 2.0 m 以后，蒙皮及机翼整体结构变形的变化趋于一致。

图 11 为机翼上表面蒙皮典型节点变形量随时间变化曲线。可以得到，爆炸距离越小，冲击波强度越大，机翼结构越早产生变形。爆炸距离为 1.0 m 和 1.5 m 时，随着冲击波作用时间的增加，蒙皮节点位移呈逐渐增大的趋势；爆炸距离为 2.0 m、2.5 m 和 3.0 m 的情况下，随着冲击波作用时间的增加，蒙皮节点位移遵循先增大后减小的趋势。

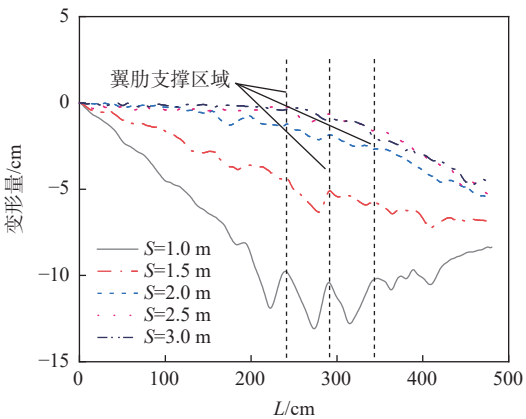


图 10 变形量与 S、L 的关系

Fig. 10 Deformation versus S and L

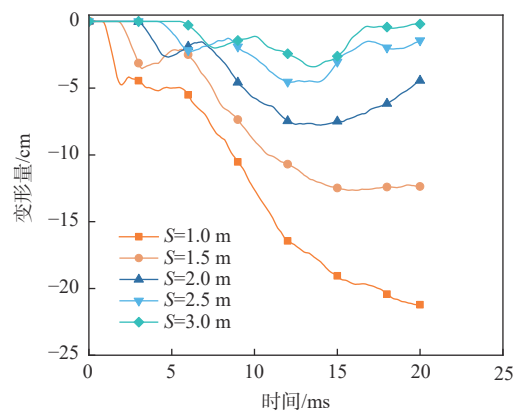


图 11 机翼蒙皮典型节点变形量-时间曲线

Fig. 11 Typical node deformation-time curves of wing skin

3 机翼损伤变形对模态的影响

基于第 2 节建立的模态分析模型，研究爆炸冲击波作用后机翼的模态变化规律。

3.1 机翼模态分析

表 2 为无冲击损伤机翼对应的前三阶模态固有频率，图 12 为无冲击损伤机翼结构的模态振型响应位移云图。分析可知，机翼结构的振型随频率的变大而逐渐变得更加复杂；一阶和二阶模态振型的最大位移主要集中在 L/b=0.25 到 L/b=1.0 的翼展区域，且沿翼展方向呈增大趋势；三阶振动最大位移主要集中在 L/b=0.25 到 L/b=0.6 的翼展后缘区域。

由于篇幅限制，只给出部分遭受冲击损伤变形机翼模态振型图。图 13 为 W=0.20 kg，爆炸中心点

表 2 无冲击损伤机翼固有频率

Table 2 Natural frequency of wing without impact damage

模态	固有频率/Hz
1	87.15
2	414.36
3	449.89

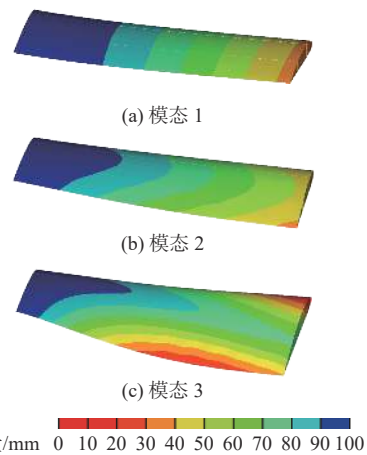


图 12 无冲击损伤条件下机翼前三阶模态响应

Fig. 12 The first third-order modal response of wing without impact damage conditions

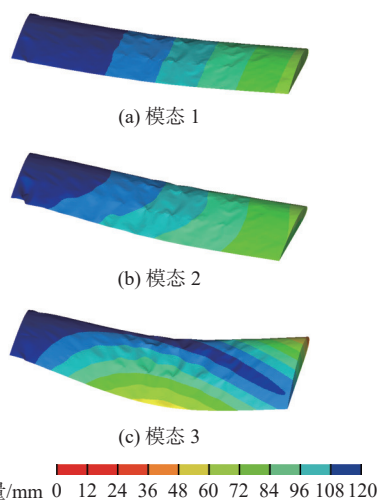


图 13 冲击损伤条件下机翼前三阶模态响应

Fig. 13 The first third-order modal response of wing under impact damage conditions

位于机翼蒙皮上表面 1.0 m 位置时, 受爆炸冲击损伤变形后机翼前三阶模态振型响应云图。可知, 爆炸冲击作用下, 机翼结构出现损伤变形, 其各阶模态发生不同程度的变化, 最大位移集中区域也发生了明显的改变, 一阶和二阶振型的最大位移主要发生在 L/b=0.5 到 L/b=1.0 区域; 三阶模态的最大位移主要集中在 L/b=0.6 以后的翼展后缘区域。

3.2　冲击波强度的影响

为量化损伤效应, 通过从受损变形机翼的相同模态频率中减去未受损机翼的模态频率, 并使用百分比来表示存在损伤变形而产生的模态频率差异。损伤变形与未损伤机翼的模态频率相对偏差定义如下:

$$\Delta f = f_{\mathrm{d}} - f_{\mathrm{un}} \tag{1}$$

$$r = \frac{\Delta f}{f_{\mathrm{un}}} \times 100\% \tag{2}$$

式中: Δf为频率受损变形机翼和未受损机翼模态频率之间的差值; f_{d} 为受损变形机翼的模态频率; f_{un} 为未受损机翼的固有模态频率; r 为频率相对偏差。

本文模型选择在不同强度冲击波作用后的机翼, 该机翼遭受不同强度的爆炸冲击波作用后结构产生不同程度的变形, 但并未失效。图 14 为该状态下机翼前三阶模态相对偏差变化趋势。可以看出, 随着 TNT 当量质量的增加, 机翼结构变形程度增加, 各阶模态频率相对偏差也呈增大的趋势。可知, 当 TNT 当量质量小于 0.10 kg 时, 各阶模态频率相对偏差变化较慢; TNT 当量质量大于 0.10 kg 后, 各阶模态频率相对偏差变化速度加快。二阶模态在 TNT 当量质量大于 0.10 kg 后频率相对偏差值增加速度最快, 在 TNT 当量质量为 0.20 kg 时, 频率相对偏差达到了−15.02%; 不同 TNT 当量质量产生的冲击波对机翼结构的二阶模态频率影响较大, 对三阶模态频率影响相对较小。

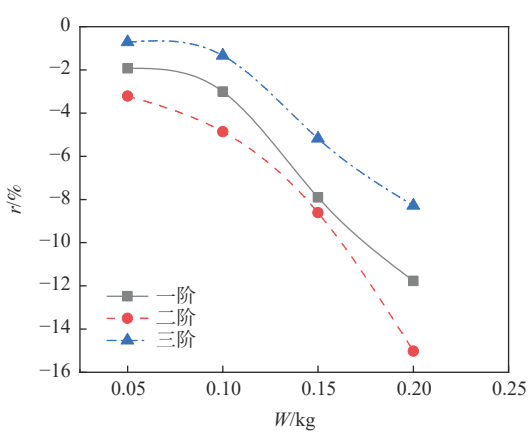


图 14　频率相对偏差与 W 的关系

Fig. 14　Relative frequency deviation versus W

在不同 TNT 当量质量爆炸冲击波作用下, 机翼前三阶模态频率都有不同程度的下降, 频率变化与 TNT 当量质量呈负相关。依据各阶模态的变化量, 可以估计对应的冲击波强度大小, 同时估计出机翼结构的整体变形量。

3.3　爆炸冲击波作用位置的影响

为考察爆炸方位因素对机翼结构模态固有频率的影响, 以不同位置遭受爆炸冲击损伤变形后的机翼为计算模型, 分析机翼受冲击损伤变形后前三阶模态固有频率的变化规律。图 15 为同一强度的冲击波作用在机翼不同位置处变形机翼各阶模态频率相对偏差曲线。可以看出, 与无损伤变形的机翼相比, 有损伤变形机翼的各阶模态频率都有不同程度的减小, 且变化趋势基本一致。各阶模态频率在 L/b=0.5 位置处相对偏差最大, 分别达到了−11.77%、−15.02% 和−8.29%。爆炸冲击波作用在机翼翼根处造成的各阶模态频率变化较小, 分别只有−3.61%、−3.93% 和−2.24%。而当爆炸冲击波作用在翼梢位置时, 三阶模态频率相对偏差最小, 仅为−1.70%。作用在机翼结构不同位置处的爆炸冲击波对机翼二阶模态频率影响最大, 最大频率相对偏差达 15.02%, 对机翼的三阶模态频率影响最小。

从图 15 中可以看出, 随着爆炸中心的变化, 爆炸冲击波造成的机翼变形对二阶模态频率的影响始终是最大的。爆炸点在 L/b=0 到 L/b=0.25 之间正上方时, 一阶和二阶模态频率下降幅度非常接近, 直到 L/b=0.5 位置处时, 各阶频率下降值达到最大, 之后各阶模态下降幅值逐渐减小。依据各阶模态的变化规律, 可以预估爆炸冲击波作用中心在翼展方向所处的位置。

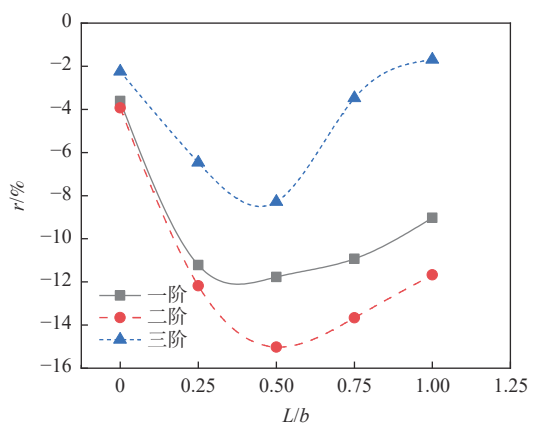


图 15　频率相对偏差与爆炸点 L/b 的关系

Fig. 15　Relative frequency deviation versus blow-up point L/b

3.4　爆炸冲击波作用距离的影响

为研究爆炸距离因素对机翼模态固有频率的影响, 采用遭受爆炸冲击波冲击损伤变形后的机翼

作为模态分析模型，分析不同爆炸距离造成的机翼损伤变形对模态的影响规律。图16为同一TNT当量质量的炸药在不同距离下爆炸对机翼造成损伤变形后各阶模态频率的相对偏差曲线。可以看出，随着爆炸距离的增大，各阶频率相对偏差量减小。当爆炸距离为1.0 m时，爆炸冲击波造成的机翼结构损伤变形使各阶模态都产生了较大的偏差，其中，对二阶模态频率影响最大，频率相对偏差达到了15.02%；随着爆炸距离的增加，一阶和三阶模态频率相对偏差逐渐减小，而对于二阶模态，频率相对偏差在爆炸距离为2.0 m以前逐渐减少，之后呈先增大后再减少的变化趋势。

从图16中可以看出，随着爆炸距离的变化，对机翼结构三阶模态频率的影响最小，变化过程较为平缓；而对于二阶模态频率影响最大，且变化过程较为复杂。依据各阶模态频率的变化规律，可以预估爆炸中心距离机翼的距离范围，进而确定出机翼结构的变形程度。

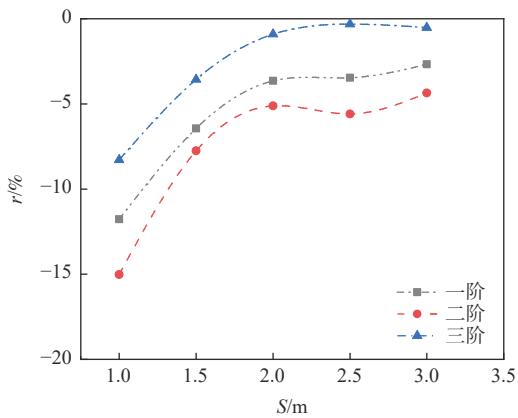


图16 频率相对偏差与S的关系

Fig. 16 Relative frequency deviation versus S

4 结 论

通过对典型机翼进行爆炸冲击波有限元计算，并对遭受冲击波损伤变形后的机翼进行模态分析，得出如下结论：

1）冲击波强度、爆炸位置、爆炸距离的变化对机翼结构的损伤及模态频率都会产生不同程度的影响。

2）随着冲击波强度的增加，机翼结构越早产生变形，对应的各阶模态频率下降也越大，其中，TNT当量质量为0.20 kg时，二阶频率最大减少了15.02%。

3）随着爆炸方位的变化，爆炸点位于机翼中心正上方时，冲击波造成机翼的变形最大。与无损伤机翼模态固有频率相比，冲击波作用在机翼中心位置时，各阶模态频率减小幅度最大，减少幅度为8.29%～15.02%。

4）随着爆炸距离的增加，作用在机翼上的冲击波强度迅速下降，机翼表面变形程度大幅下降。冲击损伤对各阶模态频率的影响逐渐减小，其中，距离增加到3.0 m时，各阶模态频率减小幅度只有2.24%～3.93%。

参考文献（References）

[1] BALL R E. The fundamentals of aircraft combat survivability: Analysis and design[M]. Reston: AIAA, 1985.

[2] DEHART R, BASDEKAS N. Blast response of a typical aircraft fuselage structure: AD275080[R]. Washington, D.C.: Bureau of Naval Weapons, 1962: 1-95.

[3] SETTLES G S, BENWOOD J R, GATTO J A. Optical shock wave imaging for aviation security[C]//Proceedings of the Fluids Engineering Division Summer Meeting. New York: ASME, 2003, 36975: 113-118.

[4] SIMMONS M C, SCHLEYER G K. Pulse pressure loading of aircraft structural panels[J]. Thin-Walled Structures, 2006, 44(5): 496-506.

[5] DACKO A, TOCZYSKI J. Structural response of a blast loaded fuselage[J]. Journal of KONES, 2010, 17(1): 101-109.

[6] 程帅, 刘文祥, 童念雪, 等. 爆炸载荷下飞机典型加筋结构毁伤特性[J]. 爆炸与冲击, 2021, 41(1): 88-95.
CHENG S, LIU W X, TONG N X, et al. Damage characteristics of aircraft typical stiffened under explosive load[J]. Explosion and Shock Waves, 2021, 41(1): 88-95(in Chinese).

[7] 韩璐, 韩庆. 飞机在模拟混合破片威力场打击下的易损性计算[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 455-462.
HAN L, HAN Q. Vulnerability calculation of aircraft under simulated mixed fragment power field[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 455-462(in Chinese).

[8] 尹文明, 任勇生. 基于ANSYS的复合材料机翼的模态分析[C]//第十七届玻璃/复合材料学术年会. 北京: 中国硅酸盐学会, 2008: 19-21.
YIN W M, REN Y S. Modal analysis of composite wing based on ANSYS[C]//Proceedings of the Academic Annual Conference on Fiberglass/Composite Materials. Beijing: Chinese Ceramic Society, 2008: 19-21(in Chinese).

[9] CARRERA E, MORELLO V, VALLETTA D, et al. Simulation of shock wave impact due to an explosion on a flying flexible aircraft[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2007, 43(6): 732-740.

[10] 张媛, 胡传辉, 刘刚, 等. 冲击波和破片对直升机旋翼的联合毁伤研究[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(4): 109-112.
ZHANG Y, HU C H, LIU G, et al. Joint damage of helicopter rotor by the shock wave and fragment[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(4): 109-112(in Chinese).

[11] 张宇, 王彬文, 白春玉. 典型飞机机翼结构爆炸冲击毁伤数值分析研究[J]. 机械设计与制造, 2022, 41(9): 1468-1474.
ZHANG Y, WANG B W, BAI C Y. Research on numerical analysis of explosion impact damage of typical aircraft wing structure[J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2022, 41(9): 1468-1474(in

Chinese).

[12] 冯晓伟, 卢永刚, 李永泽. 飞机目标在爆炸冲击波作用下的毁伤效应评估方法[J]. 高压物理学报, 2019, 33(4): 124-128.
FENG X W, LU Y G, LI Y Z. Evaluation method of damage effect of aircraft target under blast shock wave[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2019, 33(4): 124-128(in Chinese).

[13] VAZQUEZ C G, JOSHI K, BHATTACHARYA S, et al. Modal analysis of a morphing wing for unsteady flow conditions: AIAA 2020-2009[R]. Reston: AIAA, 2020.

[14] GASPARETTO V E L, MACHADO M, CARNEIRO S H S. Experimental modal analysis of an aircraft wing prototype for SAE aerodesign competition[J]. DYNA, 2020, 87(214): 100-110.

[15] MASINI L, TIMME S. Scale-resolving simulation of shock buffet onset physics on a civil aircraft wing[C]//Proceedings of the Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2018, 19: 391-409.

[16] BANERJEE J R. Modal analysis of sailplane and transport aircraft wings using the dynamic stiffness method[J]. Journal of Physics, 2016, 15: 473-486.

[17] NEU E, JANSEN F, KHATIB A, et al. Operational modal analysis of a wing excited by transonic flow[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 73-79.

[18] KERSCHEN G, PEETERS M, GOLINVAL J C, et al. Nonlinear modal analysis of a full-scale aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1409-1419.

[19] GLOTH G, SINAPIUS M. Influence and characterization of weak non-linearities in swept-sine modal testing[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(2): 111-120.

[20] ARQUIER R, BELLIZZI S, BOUC R, et al. Two methods for the computation of nonlinear modes of vibrating systems at large amplitudes[J]. Computers & Structures, 2006, 84(24): 1565-1576.

[21] BUYUK M, KURTARAN H, MARZOUGUI D, et al. Automated design of threats and shields under hypervelocity impacts by using successive optimization methodology[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(12): 1449-1458.

Numerical simulation of deformed airfoil modal after blast shock wave

XIAO Liangfeng，ZHOU Lanwei*，LI Xiangdong

(School of Mechanical Engineering，Nanjing University of Science and Technology，Nanjing 210094，China)

Abstract: The effects of explosive mass, blast azimuth, and blast distance on the degree of damage to typical airfoils were investigated using the finite element method in order to analyze the damaging effect of typical airfoils under the action of blast shock wave and its structural dynamics following damage. The relationship between the deformation and the model of the wing structure was analyzed. The findings indicate that the wing structure damage and the modal frequency will be affected to varying degrees by changes in shock wave strength and action position. The changes in the shock wave intensity and action position will have different degrees of influence on the damage to the wing structure and the modal frequency. As the shock wave intensity increases, the earlier the wing structure deforms, and the deformation becomes larger the corresponding modal frequencies of all orders also drop more quickly, of which the second-order frequency decreases by 15.02% at most. When the explosion point was located directly above the center of the wing, the deformation of the wing was greatest. When the shock wave acts on the center of the wing, with the modal natural frequency of the undamaged wing, the modal frequency of each order showed the largest reduction, ranging from 8.29% to 15.02%.

Keywords: blast shock wave; impact damage; wing; modal; numerical simulation

Received：2022-04-15；**Accepted**：2022-09-23；**Published Online**：2022-10-10 08：45

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1724.009

* **Corresponding author**. E-mail：lwzhou@njust.edu.cn