

文章编号: 1674-8190(2022)03-050-09

飞机结构作战生存力设计要素与评估研究

王斌团¹, 吕锦锋², 党蒲妮²

(1. 航空工业第一飞机设计研究院 科技与信息化部, 西安 710089)

(2. 航空工业第一飞机设计研究院 强度设计研究所, 西安 710089)

摘要: 飞机结构作战生存力是影响飞机综合作战效能的关键因素, 飞机结构的生存力设计对提高飞机的作战能力、降低寿命周期的费用、保证飞机处于良好的战备状态具有重要意义。从飞机生存力的内涵和结构生存力设计要求出发, 梳理飞机结构生存力设计要素; 分析战损情况下结构生存力设计准则, 重点开展爆炸引起的超压和波阵风载荷下飞机结构生存力研究, 并给出分析算例。结果表明: 飞机结构生存力设计要素与常规的损伤容限设计要素相似, 可以参照损伤容限的设计步骤开展结构生存力设计; 机身壁板、前缘、活动面和口盖等飞机结构对冲击波超压比较敏感, 可以通过构型优化提高结构生存力。

关键词: 飞机结构; 生存力; 作战; 冲击波

中图分类号: V215.6

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.03.06

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Design Factors and Assessment for Aircraft Structures Combat Survivability

WANG Bintuan¹, LYU Jinfeng², DANG Puni²

(1. The Department of Science, Technology and Information, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(2. The Department of Strength Design, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The aircraft structures combat survivability is one of the critical factors, which affect the integration combat efficiency of aircraft. The efficient design of aircraft structures survivability is of great significance to improve the combat ability, decrease the expenses in service, and ensure the well combat readiness of aircraft. At first, the design factors of aircraft structures combat survivability, based on the connotation of survivability and the design requirement of structures survivability for aircraft are combed. Then the design guidelines of aircraft structures combat survivability are discussed. Finally, the design and analysis methods of aircraft structures survivability are presented, under the effects of explosions-overpressure field and gust field, which are the two different aspects of blast wave. The analysis example is presented. Results show that the design factors of aircraft structures combat survivability are similar to the damage tolerance design, and the design process of damage tolerance could be used in structures combat survivability design. The fuselage panel, leading edge, moveable surface and cover, which are sensitive to overpressure of blast wave, can be designed to improve structure survivability by configuration optimization.

Key words: aircraft structures; survivability; combat; blast wave

收稿日期: 2022-03-16; 修回日期: 2022-05-19

通信作者: 吕锦锋, lvjinfeng55@126.com

引用格式: 王斌团, 吕锦锋, 党蒲妮. 飞机结构作战生存力设计要素与评估研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 50-58.

WANG Bintuan, LYU Jinfeng, DANG Puni. Research on the design factors and assessment for aircraft structures combat survivability[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 50-58. (in Chinese)

0 引言

军用飞机的首要职责是执行作战任务。在一次战斗任务中影响机群损失或生存的因素是多方面的,其核心涉及军用飞机的生存力问题。美军早在20世纪70年代就建立了飞机生存力联合机构(JASP)^[1],在此基础上又建立了致力于飞机生存力研究和标准制定的三军联合生存力分析中心(SURVIAC),来提升现役和新研军用飞机的生存力。

飞机生存力通常涉及敏感性、易损性和战伤修复能力三个方面,其中敏感性和易损性决定飞机生存力的高低,而战伤修复能力直接影响飞机的出动强度。国内外关于飞机生存力的研究大多从敏感性、易损性和战伤修复能力三方面开展分析^[2-3]。其中,易损性分析一般以确定全机的易损指标为目的,而忽略了飞机结构本身对其生存力的影响。飞机结构的生存力设计对提高飞机的作战能力,降低寿命周期的费用,保证飞机处于良好的战备状态具有十分重要的意义。

飞机结构生存力分析包括易损性分析和武器效应分析。易损性分析主要验证飞机结构战损后仍能承受使用载荷。关于结构损伤的研究可分为实弹试验和仿真分析两部分。美国从20世纪70~80年代到2018年,先后完成了F-4、A-7和AH-1等多型飞机的实弹毁伤试验、F/A-18E/F机翼油箱爆炸(水锤效应)试验,以及F-22和F-35的整机及部件毁伤试验^[4-6]。目前国内外主要通过计算机仿真来研究破片战斗部、离散杆以及爆炸形成的弹丸(EFP)等对飞机结构的损伤^[7-8],然后通过剩余强度分析方法评估结构的易损性。而关于武器爆炸引起的热瞬变、超压和阵风载荷下飞机结构的生存力研究相对较少。

本文以飞机结构作战生存力设计要求分析为切入点,梳理飞机结构设计中应考虑的基本要素;在分析战伤情况下飞机结构生存力设计准则的基础上,结合实际算例开展爆炸引起的波阵风 and 超压载荷下飞机结构生存力分析。

1 飞机生存力概述

常规的生存力研究一般包含敏感性和易损性两大领域。敏感性以飞机被威胁命中的概率来度量,易损性常用命中条件下的杀伤概率或易损面

积来度量。也有研究人员引入战伤修复性^[9-10]作为生存力的另一研究领域,拓展了生存力的研究范围。

1.1 敏感性

敏感性是指飞机不能避开雷达、枪炮、冲击弹丸、制导导弹、爆破弹头以及其他构成敌对威胁环境的能力,可由飞机被威胁命中的概率 P_H 来衡量。

$$P_H = P_D \cdot P_C \cdot P_L \cdot P_{Hit} \quad (1)$$

式中: P_D 为威胁处于活动状态并准备攻击飞机的概率; P_C 为飞机被威胁探测、识别及跟踪的概率; P_L 为威胁传播物发射或开火的概率; P_{Hit} 为威胁击中飞机或高爆弹头在飞机附近足够近处爆炸,由杀伤机理击中飞机的概率。

1.2 易损性

GJB/Z 202—2001《飞机非核生存力通用指南》^[11]中给出的飞机易损性定义为:在某种人为敌对环境下,由于遭受某种等级的威胁机理而使飞机完成任务的能力受到限定,等级降低的一种系统特性。

易损性是一种条件概率,用飞机在给定打击的杀伤概率 $P_{K/H}$ 来表示。结构元件的易损面积是易损性的另一衡量指标。

$$A_V = A_P \cdot P_{K/H} \quad (2)$$

式中: A_V 为结构元件的易损面积; A_P 为结构元件的有效面积。

1.3 战伤修复能力

战伤抢修是在飞机战伤条件下,通过快速修理恢复飞机使用,以保证飞机具有最大的战斗出动架次^[9-10],用战伤飞机在特定作战条件下和规定的时间内能被修复的概率 $P_{R/U}$ 表示。

综上,飞机生存力定义可以其自身的敏感性、易损性以及战伤修复能力所确定的生存概率 P_S 来描述:

$$P_S = 1 - P_H \cdot P_{K/H} + \alpha P_{R/U} \cdot (P_H P_{K/H}) \quad (3)$$

式中: P_H 为飞机的被击中概率,即敏感性的总效果; $P_{K/H}$ 为飞机被击中条件下的损毁概率; $\alpha P_{R/U} \cdot (P_H P_{K/H})$ 为首次出动战伤的飞机经快速修理后继续执行新的作战任务的能力的概率^[9]; α 为战伤飞机数与损伤飞机数的比值。

2 飞机结构作战生存力设计要求

飞机结构生存力设计主要研究飞机出现战斗损伤后的剩余强度和损伤扩展特性,即在生存力设计中允许引入损伤容限概念,同时允许采用损伤容限结构。

GJB 775A—2012《军用飞机结构完整性大纲》^[12]和 GJB 67.11A—2008《军用飞机结构强度规范(第 11 部分)——结构生存力》^[13]中对飞机结构生存力设计作了明确规定,具体如下。

GJB 775A—2012(6.1.14):

应进行结构生存力分析,以保证飞机结构能在战斗环境中有效地完成任务。结构生存力分析包括:

a) 易损性分析

易损性分析应验证飞机结构因特定威胁受损后仍能承受使用载荷。

b) 武器效应分析

武器效应分析应表明飞机结构能承受武器爆炸引起的热瞬变、超压和阵风载荷。

GJB 67.11A—2008(3.1):

在规定的核或非核环境中,结构生存力的要求含:

a) 主要结构,包括机翼、机身、垂尾、平尾、外挂物、发动机舱、起落装置,满足军用飞机结构完整性要求,减少在规定的核或非核环境中武器效应引起的损伤,并能承受限制载荷;

b) 飞行操纵面,在实现系统操作有效性的前提下,能够承受规定的核或非核的环境效应;

c) 风挡/座舱盖,对核或非核武器引起的超压、热辐射及光辐射效应,不致失效;

d) 其他结构,如油箱等,应预防或控制威胁引起的着火或爆炸等二次热效应,并能承受流体冲击效应。

通过对飞机结构生存力设计要求的分析可知,结构生存力设计研究的主要对象是战斗损伤,包括针对弹片的撞击生存力设计和针对爆炸环境效应的生存力设计两方面内容。

3 飞机结构生存力设计的基本要素和作战失效准则

3.1 基本要素

飞机结构的生存力设计是近代飞机结构先进

设计思想和技术的综合表征。以提高结构生存力为目标,在飞机结构设计中应所考虑的基本要素包含:战伤关键部位和关键件的确定、结构战斗损伤预测、选材、结构构型设计、结构剩余强度载荷要求以及结构的易损性分析与试验。各要素的逻辑关系如图 1 所示。

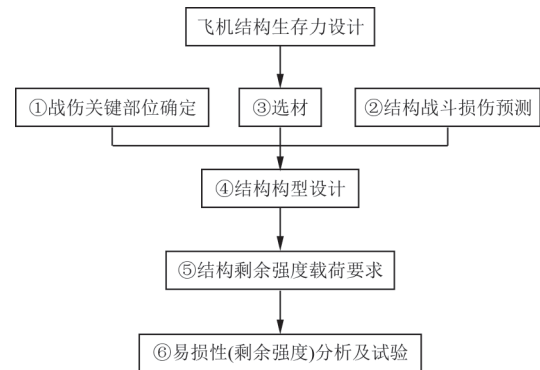


图 1 飞机结构生存力设计流程

Fig. 1 Survivability design procedure for aircraft structures

3.1.1 战伤关键部位和关键件的选择

确定飞机典型易损区域,即确定容易暴露于威胁且遭受战伤后可能对飞行/任务安全和安全返航造成致命危害的部位和部件。飞机结构需要重点保护的关键易损区域包括燃油箱、飞机座舱、电子设备舱、发动机、武器舱、飞行控制结构等。

3.1.2 结构战斗损伤预测

战斗损伤预测的目的是确定飞机的可能破坏/损伤模式。确定由于弹片穿透造成的损伤及可能引起的起火、爆炸、液体动压等二次效应产生的损伤;爆炸冲击波对飞机结构的损伤;结构的损伤类型和失效准则。

3.1.3 选材

结构战伤易损区域确定后,在战斗损伤预测的基础上,进行关注部位的选材。应优先选用高韧性材料、强抗损能力材料和功能梯度材料等。

3.1.4 结构构型设计

结构设计是指提高结构生存力的设计,一般遵循以下设计原则:

(1) 减少使用损伤容限较低的金属铣切整体结构;

(2) 采用具有抗爆损伤容限的复合材料结构和复合材料与金属材料混合结构;

(3) 采用固有遮蔽或装甲防护以保护机组人员和重要功能部件,预防二次效应损伤机制的发生;

(4) 系统余度设计及分离液压主管路等;

(5) 飞机结构应具有一定的抵御核爆炸、高能激光武器、微波武器和离子束武器等直接能量型武器攻击的能力。

3.1.5 剩余强度载荷要求

尽管飞机战伤具有随机性,每次战伤的情况各不相同,但飞机战伤的基本形式却有共同特点。基本的损伤类型包括切槽、窝坑、破孔、变形等,如图2所示。

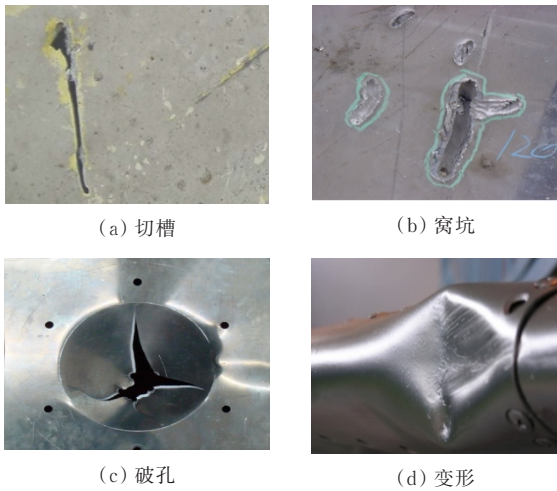


图2 飞机结构基本战伤模式^[14]

Fig. 2 Basic battle-scarred modes of aircraft structures^[14]

各类结构的战斗损伤形式均可当量化为尖锐理想裂纹。因此常规的损伤容限设计提出的剩余强度载荷要求适用于战斗损伤剩余强度分析。

3.1.6 结构易损性分析和试验

易损性分析的目的是提高飞机结构生存力,主要目标是通过分析设计,增强结构的抗损性。易损性分析时假定战斗损伤已经发生,设计的目的是怎样减轻损伤的危害程度。对于弹片的撞击易损性评估,国内外相关研究比较多,一般的评估过程如图3所示。

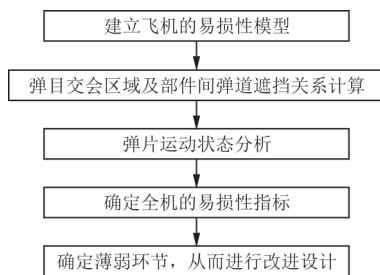


图3 易损性评估基本流程^[2]

Fig. 3 Vulnerability assessment procedure^[2]

针对飞机结构可能遭遇的战斗损伤,结构生存力(易损性)分析一般包括下列内容:

(1) 结构在外载荷作用下的瞬态分析。通过数值模拟和必要的试验验证,研究弹片对结构的撞击、侵入与击穿过程以及结构承受爆炸冲击波的能力。

(2) 损伤结构静、动特性分析。分析飞行机动载荷下单个孔洞战斗损伤和离散多弹片损伤对结构静、动强度与刚度特性的影响。开展余度设计、破损安全设计与单传力途径设计的比较分析。

(3) 战斗损伤当量裂纹的剩余强度分析。将某些带尖角的碎片损伤或周围有放射状撕裂缝的弹孔损伤,等效成不同长度和方位的单条或多条理想裂纹,按断裂力学和损伤容限分析原理确定结构的剩余强度和损伤扩展寿命。

(4) 针对油箱等结构,应进行模拟射弹的水锤效应分析及试验,如图4所示。



图4 油箱水锤效应试验^[15]

Fig. 4 Tests of water hammer effect for tank^[15]

(5) 针对飞机的空腔及薄壁结构,还应进行冲击波毁伤效应分析及试验,如图5所示。



图5 冲击波效应试验^[16]

Fig. 5 Tests of blast wave effect for aircraft structures^[16]

3.2 结构部件作战失效准则

弹片撞击或爆炸冲击波条件下,结构的毁伤失效取决于载荷特征和结构两方面因素。载荷特征包括弹片质量、速度、打击方向以及冲击波的峰值、持续时间等,结构特征则包括结构形式、布局、材料体系等。通过对载荷和结构特征的研究,可以确定影响结构毁伤失效的因素及适用范围。

易损性研究方面,飞机设计和武器研发机构通过毁伤机理分析与试验研究,建立了适用于易损性分析的部件毁伤判据^[2,5-6]。针对飞机结构,在战斗部爆炸碎片和冲击波载荷作用下,局部穿透失效和变形失效是最典型的两种毁伤失效模式^[17]。

对于结构受战斗部爆炸高速碎片撞击产生局部穿透破坏的情况,局部撞击失效准则比较适用,定义为

$$P_{Pe} = P\{F < 2\pi r \delta \tau_b\} \quad (4)$$

式中: P_{Pe} 为结构局部穿透失效指标,是与撞击载荷、结构特征等参数相关的结构失效概率; F 为碎片撞击载荷; r 为结构穿透失效区域半径; δ 为壁厚; τ_b 为结构材料剪切强度。

当结构部件承受爆炸冲击波载荷或战斗部爆炸低速碎片撞击时,准静态失效准则比较适用,定义为

$$P_{Ps} = P\{\Delta_{max} < [\Delta]\} \quad (5)$$

式中: P_{Ps} 为结构变形失效指标,是与变形相关的结构失效概率; Δ_{max} 为结构受撞击时的最大塑性变形,是受结构特性、载荷特征、环境条件等影响的随机变量; $[\Delta]$ 是结构最大允许塑性变形,由结构变形后的剩余强度来衡量确定。

4 爆炸效应下飞机结构生存力分析及评估

4.1 飞机在爆炸冲击波阵风下的动响应分析

国外从 20 世纪 50 年代开始研究飞机对冲击波的响应。经过几十年的技术发展和型号研制实践,以美国、俄罗斯为代表的航空大国在计算大当量爆炸冲击波引起的飞行载荷方面已经有比较成熟的方法,也积累了较多的工程经验。

国内 GJB 3743—1999 中采用直接峰值估算方法,给出了冲击波阵风引起的附加迎角 $\Delta\alpha$ 和附加过载 Δn 。其附加过载计算中飞机升力采用简单的升力线斜率理论。波阵风导致的附加迎角计算公式为

$$\Delta\alpha = \arctan \frac{u[\sin(\theta_1 - \theta) - 2\alpha_0 \cdot \cos(\theta_1 - \theta)]}{v - u \cos(\theta_1 - \theta)} \quad (6)$$

式中: u 为波阵风速度; v 为飞行速度; θ 为速度矢量

与水平方向的夹角; θ_1 为波阵风传播方向与水平方向的夹角; α_0 为波阵风作用到飞机之前的飞机初始迎角。

冲击波引起的附加法向过载 Δn 的计算公式为

$$\Delta n = C_{L\alpha} \Delta\alpha \cdot s / mg \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot \varphi \quad (7)$$

式中: ρ 为空气密度; $C_{L\alpha}$ 为飞机升力线斜率; s 为机翼参考面积; m 为飞机质量; φ 为飞机对冲击波的升力增长函数, φ 的取值范围一般为 0.8~1.4。

俄罗斯中央空气流体动力学研究院提出了针对低空飞机离爆心距离较远(8~10 km)的飞机冲击波载荷计算方法。在该距离处强烈的爆炸波已经衰减,可以用线性声学理论近似求解。爆炸冲击波以超声速传播、从载机的后下方以角度 θ 接近并直至到达飞机,如图 6 所示。本文用飞行速度表征气流相对速度,方向与飞机的机头朝向相反。

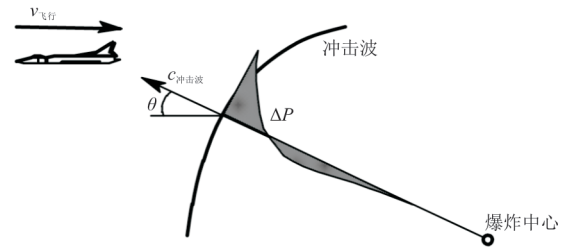


图 6 飞机与冲击波的相对位置^[18]

Fig. 6 Relative position between blast wave and aircraft^[18]

飞机的速度较大,冲击波的接近角非常小,包围速度约为 0.3Ma~0.4Ma 左右,包围速度比垂直突风的速度慢。对于弦长为 b 的翼型,在部分弦长上受到速度为 U 的突风作用,使得突风作用区出现大小为 $\Delta\alpha$ 的迎角。这种气动效应近似于部分翼型发生了偏折,按照薄翼理论和准定常假设,可以得到剖面升力和绕翼型前缘的力矩:

$$p(t) = \pi \rho v^2 b \left(A_0 + \frac{A_1}{2} \right) \quad (8)$$

$$m(t) = -\frac{\pi}{2} \frac{\rho v^2}{2} b^2 \left(A_0 + A_1 - \frac{A_2}{2} \right) \quad (9)$$

式中: v 为飞行速度; b 为弦长; A_0 、 A_1 、 A_2 为系数。

20 世纪 50~60 年代,俄罗斯中央空气流体动力学研究院通过试验测试检验了该方法的准确性,其在 3M 飞机上安装了专门设备(如图 7 所示),以测量沿机翼翼展方向的弯矩、位移和机身弯矩等随时间的变化。

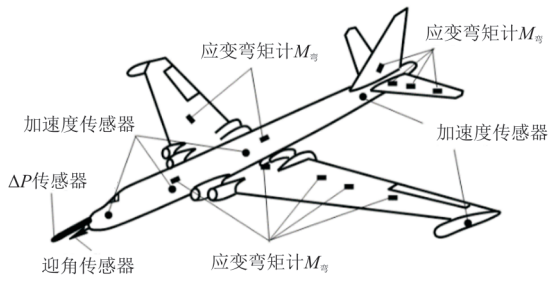


图 7 3M 飞机上的传感器布置图^[18]

Fig. 7 The collocation of sensors on the 3M aircraft^[18]

翼根弯矩的变化历程如图 8 所示,可以看出:计算的弯矩变化历程几乎与试验测量结果一样。

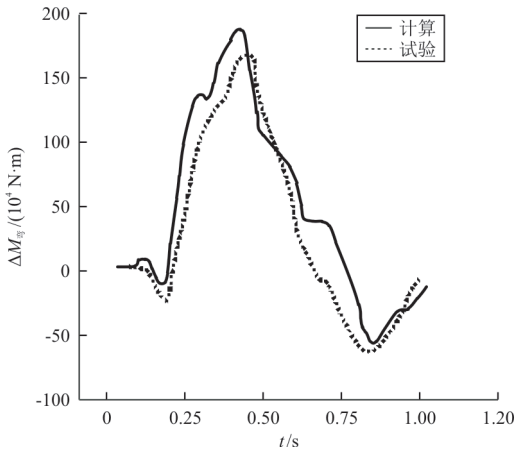


图 8 3M 飞机翼根弯矩随时间的变化^[18]

Fig. 8 The bending moment-time graph of 3M aircraft in wing root^[18]

在爆炸冲击波环境中,飞行飞机结构动力响应估算有两种方法^[19]:

第一种方法是对应给定冲击波载荷求解出飞机系统载荷,然后确定对应的结构许用应力,最终迭代得到结构允许的使用冲击波载荷环境。

第二种方法是求出给定冲击波载荷下机翼的弯矩,剪力和扭矩图,再与允许使用的弯矩(M^p),剪力(Q^p)和扭矩(m^p)图包线进行比较,确定允许

$$\begin{cases} \Delta P_m = \frac{1.379}{Z} + \frac{0.543}{Z^2} - \frac{0.035}{Z^3} + \frac{0.006}{Z^4} & (0.05 \leq Z < 0.3) \\ \Delta P_m = \frac{0.607}{Z} - \frac{0.032}{Z^2} + \frac{0.209}{Z^3} & (0.03 \leq Z < 1.0) \\ \Delta P_m = \frac{0.065}{Z} + \frac{0.397}{Z^2} + \frac{0.322}{Z^3} & (1.0 \leq Z < 10) \end{cases} \quad (10)$$

Mills 冲击波峰值超压公式

$$\Delta P_m = \frac{0.108}{Z} - \frac{0.114}{Z^2} + \frac{1.772}{Z^3} \quad (11)$$

的冲击波载荷环境。

4.2 飞机在爆炸冲击波超压下的动响应分析

爆炸冲击波超压载荷是随时间变化的动载荷,当爆炸当量较大时,超压的持续时间增长,可以近似为静载荷。例如,冯晓伟等^[20]从静态和动态两个维度给出了飞机结构在冲击波超压载荷下的整体毁伤评估。而飞机结构中薄壁及空腔对冲击波超压更为敏感。冲击波超压载荷对机体结构的作用为由外向内挤压,超压较小时使机身、机翼、舵面等部件的壁板、蒙皮在较薄弱部位出现局部凹陷变形,超压较大时则大面积下陷,甚至导致桁条、肋、框等结构变形或断裂,部位示意如图 9 所示。



图 9 飞机结构部位示意图

Fig. 9 The overpressure-sensitive parts of aircraft structures

大量的实验研究结果表明,炸药在空气中爆炸满足一定的相似率。爆炸冲击波的 3 个基本参数——超压峰值、正压作用时间和比冲量,均可以爆炸相似率为基础、通过量纲分析和实验数据总结的经验公式进行计算。常用的超压峰值计算公式有 Henrych 公式和 Mills 公式。

Henrych 冲击波峰值超压公式:

式中: Z 为比距离, $Z = \frac{R}{\sqrt[3]{W}}$; R 为测试点到爆心的距离; W 为等效 TNT 装药量。

另外,可以通过爆炸场的模拟来计算超压载荷环境,如图 10 所示。

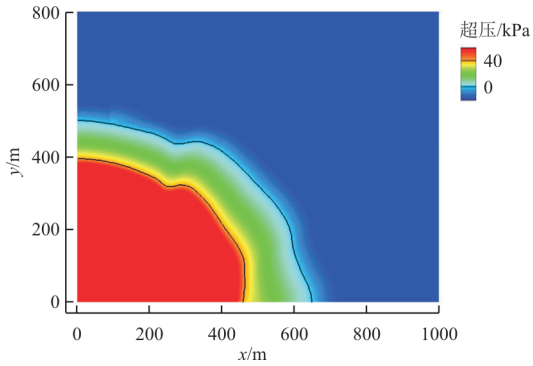


图 10 爆炸冲击波环境模拟
Fig. 10 Blast wave simulation process

冲击波超压动载荷条件下结构响应问题的求解,主要有两种方法,一种是流固耦合方法,通过建立从空气到结构的全部模型,实现冲击波对结构的加载及响应计算;另一种是通过计算得到的超压动载荷时间历程曲线,采用解耦的方法计算结构的响应。流固耦合方法考虑了气体与结构之间的相互作用,比较接近真实的加载物理过程,但计算量非常巨大。解耦方法可有效避免点加载可能导致的单元畸变和沙漏模式,同样具有较好的计算精度。

本文采用解耦的方法进行飞机机身壁板、前缘、舵面和口盖结构在爆炸冲击波超压下的动响应分析,拉格朗日模型描述结构,将爆炸载荷转化为外力等效施加在结构表面。载荷简化为平面波,如图 11 所示,计算结果如图 12 所示。

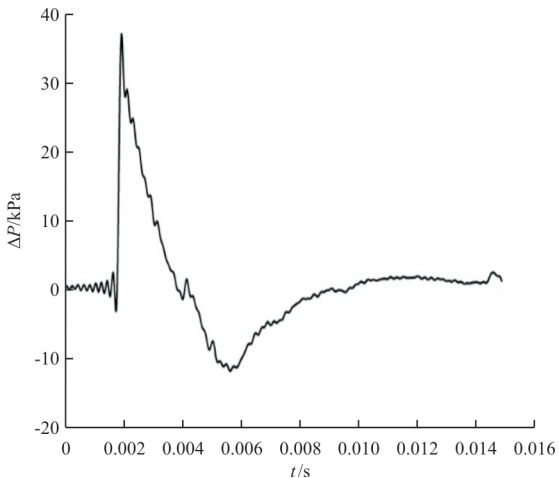
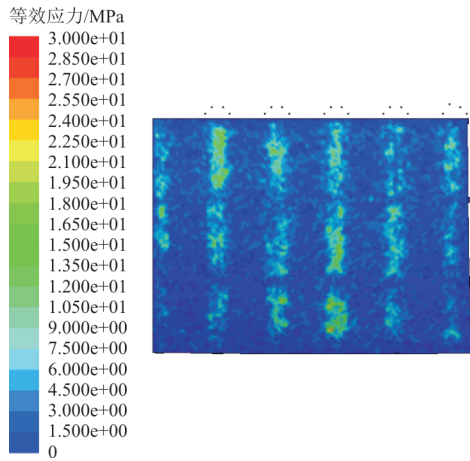
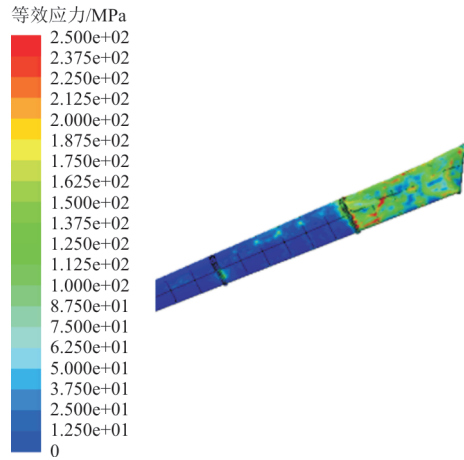


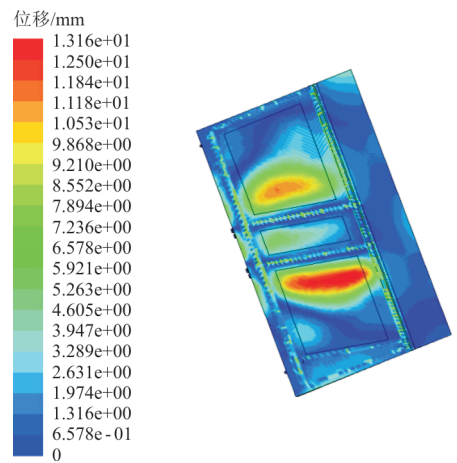
图 11 爆炸冲击波超压时间曲线
Fig. 11 The overpressure-time graph of blast wave



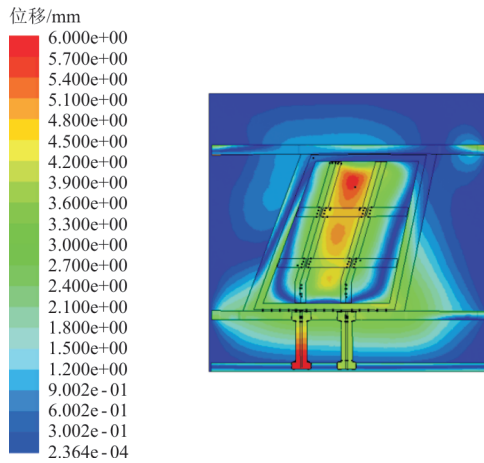
(a) 机身壁板



(b) 机翼前缘



(c) 舵面



(d) 典型口盖

图12 飞机典型部件冲击波动响应分析结果

Fig. 12 Analysis results of aircraft typical substructure

从图11~图12可以看出:按照常规载荷设计的结构,在冲击波超压载荷作用下均会产生不同程度的损伤,需要通过构型优化设计,提高结构生存力。

5 结论

(1) 飞机结构生存力设计要素与常规的损伤容限设计要素相似,可参照损伤容限的设计步骤开展结构生存力设计。

(2) 常规战斗部弹片产生的损伤可按离散源损伤模拟,采用损伤容限设计原则进行结构设计,应用剩余强度准则分析评估。

(3) 对爆炸冲击波引起的动载荷效应,可按阵风载荷处理,对局部薄壁结构可采用冲击波动响应方法确定结构的生存力特性。

(4) 机身壁板、前缘、活动面和口盖等飞机结构对冲击波超压比较敏感,可以通过构型优化提高结构生存力。

参考文献

- [1] MICHAEL R. Weisenbach putting the joint in aircraft survivability: AIAA-2003-1468[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [2] 裴扬, 宋笔锋, 石帅. 飞机作战生存力分析方法研究进展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 216-234.
PEI Yang, SONG Bifeng, SHI Shuai. Analysis method of aircraft combat survivability: progress and challenge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 216-234. (in Chinese)
- [3] 祖光然, 裴扬, 侯鹏. 飞机战伤抢修评估与设计方法综述[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 5234551.
ZU Guangran, PEI Yang, HOU Peng. Review of aircraft battle damage assessment and repair estimation and design technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 5234551. (in Chinese)
- [4] 陈荣, 卿华, 任何融, 等. 美军飞机易损性实弹测试现状及启示[J]. 国防科技, 2021, 42(2): 36-42.
CHEN Rong, QING Hua, REN Kerong, et al. Progress on live fire tests and assessment of aircraft vulnerability in the US Armed Forces[J]. National Defense Technology, 2021, 42(2): 36-42. (in Chinese)
- [5] JOHNSON J, STALEY T. F-35: first-ever fixed wing full-up system level [J]. Aircraft Survivability, 2007(3): 28-31.
- [6] FRANKENBERGER C. F-35 live fire test: full-up systems level testing [J]. Aircraft Survivability, 2010(1): 7-10.
- [7] 司凯, 李向东, 郭超, 等. 破片式战斗部对飞机类目标毁伤评估方法研究[J]. 弹道学报, 2017, 29(4): 52-57.
SI Kai, LI Xiangdong, GUO Chao, et al. Research on damage assessment method of fragmentation warhead against airplane targets[J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(4): 52-57. (in Chinese)
- [8] 梁斌, 冯高鹏, 周婕群, 等. 离散杆和EFP组合战斗部对飞机毁伤效应研究[J]. 火箭与制导学报, 2017, 37(1): 39-45.
LIANG Bin, FENG Gaopeng, ZHOU Jiequn, et al. Research on the damage effect of EFP combined warhead and discrete rod to battleplane [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(1): 39-45. (in Chinese)
- [9] 李曙林, 李寿安, 童中翔, 等. 战伤抢修对飞机生存力的影响分析[J]. 兵工学报, 2005, 26(6): 795-797.
LI Shulin, LI Shouan, TONG Zhongxiang, et al. Effect of battle damage assessment and repair on aircraft survivability [J]. Acta Armamentarii, 2005, 26(6): 795-797. (in Chinese)
- [10] 李寿安, 张恒喜, 李曙林, 等. 飞机生存力评估与综合权衡方法研究[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 23-24.
LI Shouan, ZHANG Hengxi, LI Shulin, et al. Research on aircraft survivability evaluation and synthetic tradeoff methods [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 23-24. (in Chinese)
- [11] 国防科技工业委员会. 飞机非核生存力通用指南: GJB/Z 202—2001[S]. 北京: 国防科技工业委员会, 2001.
Commission of Science Technology and Industry for National Defense. General guide of nonnuclear survivability for the aircraft: GJB/Z 202—2001 [S]. Beijing: Commission of Science Technology and Industry for National Defense, 2001. (in Chinese)

- [12] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构完整性大纲: GJB 775A—2012[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2012.
The General Reserve Department of PLA. Military aircraft structural integrity program: GJB 775A—2012 [S]. Beijing: The General Reserve Department of PLA, 2012. (in Chinese)
- [13] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范(第 11 部分)——结构生存力: GJB 67. 11A—2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.
The General Reserve Department of PLA. Military airplane structural strength specification (Part 11)—structure survivability: GJB 67. 11A—2008[S]. Beijing: The General Reserve Department of PLA, 2008. (in Chinese)
- [14] 姚武文. 飞机战伤模式与机理[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006: 55-56.
YAO Wuwen. The mechanism and mode of Aircraft combat damage [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006: 55-56. (in Chinese)
- [15] 郭军, 张宇, 舒挽. 油箱水锤效应试验方法研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(3): 63-70.
GUO Jun, ZHANG Yu, SHU Wan. Experimental study on hydrodynamic ram phenomenon of fuel tank[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(3): 63-70. (in Chinese)
- [16] 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 Shuai, LIU Wenxiang, TONG Nianxue, et al. Damage mechanism of typical stiffened aircraft structures under explosive loading [J]. Explosion and Shock Waves, 2021, 41(1): 88-95. (in Chinese)
- [17] 崔卫民, 杨智春, 诸强. 离散源撞击下结构生存力研究中的若干问题初探[J]. 机械科学与技术, 2000, 19(s1): 70-74.
CUI Weimin, YANG Zhichun, ZHU Qiang. Studies on several problems of structure survivability subjected to discrete impact [J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(s1): 70-74. (in Chinese)
- [18] КΥ3HEЦOБ O A. 飞机动载荷[M]. 唐长红, 张建叶, 刘天兴, 等, 译. 北京: 航空工业出版社, 2017: 170-171.
KΥ3HEЦOБ O A. Dynamic loads of aircraft [M]. Translated by TANG Changhong, ZHANG Jianye, LIU Tianxing, et al. Beijing: Aviation Industry Press, 2017: 170-171. (in Chinese)
- [19] 张森林. 在核爆炸冲击波环境中飞行飞机的结构动力响应分析[J]. 航空学报, 1992, 13(9): 510-515.
ZHANG Senlin. Analysis of for aircraft structural dynamic response operating in of nuclear explosion the environment shock waves [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(9): 510-515. (in Chinese)
- [20] 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 Xiaowei, LU Yonggang, LI Yongze. Damage assessment method of aircraft targets under blast wave [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2019, 33(4): 124-128. (in Chinese)

作者简介:

王斌团(1965—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

吕锦锋(1981—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞机结构动强度设计。

党蒲妮(1994—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构动强度设计。

(编辑:马文静)