

西北工业大学

研究生学位论文开题报告表

攻读学位级别： ☒ 博士 ☐ 硕士

学	院	XXX
姓	名	XXX
学	号	XXX
学科、专业	航空宇航科学与技术	
指导教师	XXX	
填表日期	2022年3月31日	

研究生学位论文开题报告的要求

- 一、硕士生的开题报告内容应包括文献综述、选题意义、研究内容、研究方案，论文工作量的估计、工作条件，预期达到的水平，存在的问题及拟采取的解决措施。
- 二、博士生的开题报告内容应包括文献综述、选题背景及其意义、研究内容、研究特色、工作难点、预期成果及其可能的创新点。
- 三、正式开题之前，研究生应在广泛阅读中、外文资料的基础上，深入了解拟选课题的国内外研究动态，把握所选课题的目的、意义和预期结果，明确课题工作的设想、方法和研究路径。
- 四、博士生在规定的时间内，写出开题报告初稿，经指导教师审阅同意后，进行开题报告的送审。开题报告评审未通过者，修后重新送审，若第二次送审仍通不过者，则按有关规定终止学籍。
- 五、不能按期申请开题评议者，应及时向学院提出延期申请。
- 六、本表若不够填写时，可另加附页。

论文题目	面向多源数据融合的飞机部件毁伤概率函数构建方法			
开题次数	√ 第一次 □ 第二次			
论文类型 (请在有关项目下作√记号)	基础研究	应用研究	工程技术	跨学科研究
	√			

一、学位论文研究依据

学位论文的选题依据和研究意义，国内外研究现状和发展态势，主要参考文献，以及已有的工作积累和研究成果。

1 选题依据和研究意义

1.1研究背景

随着战争形式和武器装备的快速发展[1][2]，现代战争分别从武器和装备两个角度对发展飞机目标在威胁作用下的精准毁伤评估提出了迫切需求：从武器角度，近年来不断强调“精准毁伤”概念[3]，而“精准毁伤”的基础就是“精准评估”，只有实现了对打击目标毁伤效果的精准评估，才能更好的指导用弹量决策[4]，实现精准毁伤，进一步提高作战效能；从装备角度，飞机作为高价值核心军事装备，执行作战任务时可能面临各种敌对环境威胁，提升其战场生存能力对于提高作战体系的持续作战能力和作战效费比具有重要意义[5]，作战飞机带伤成功返回的案例如图 1 所示。



图 1 成功返航的战伤飞机

精准的毁伤评估，在非战时可以指导飞机低易损性设计[6]、为作战仿真提供支撑[7]，在战时则可以准确评估飞机受损程度，为飞行员作战决策提供依据[8]，均可以有效提升飞机的作战生存能力。而在毁伤评估研究中，部件的失效模式及毁伤判据是最重要的基础数据[9]，直接影响评估结果的准确性。部件的毁伤判据用于描述部件在破

片、冲击波等毁伤元作用下的失能准则，与物理毁伤和功能毁伤相关[10]。以破片为例，当工况给定条件下（例如，相同破片在给定位置和角度下打击目标部件），毁伤判据可以表示为造成部件失能的破片速度阈值[11]；当考虑随机因素时（破片速度、打击位置、结构材料参数等），毁伤判据以毁伤概率函数（ P_{kh} 函数）来描述[12]，函数的自变量通常选取影响毁伤效果的一个或多个主要随机因素。考虑到武器弹药对飞机及部件的毁伤过程具有显著的随机特征，因此采用 P_{kh} 函数作为飞机部件的毁伤判据形式更加合理。

但目前国内外飞机毁伤评估研究中，部件毁伤判据采用的方法基本都是经验公式法[13-15]，而且公式的建立大多基于八十年代以前的数据。随着飞机型号的研制，新的机载设备和先进材料不断出现[16]，需要通过关键部件的毁伤机理研究建立相应的毁伤判据。

1.2 研究意义与目的

研究目的在于：提出飞机各类典型关键部件的毁伤概率函数建立方法，结合试验、仿真和理论建模等方法获取所需的毁伤效应数据，在此基础上采用逻辑回归分析和神经网络等统计学方法建立部件的毁伤概率函数，为飞机类目标的毁伤评估提供基础数据支撑，提高现有评估模型的准确度。

本研究的**科学意义**为：（1）部件毁伤判据的建立需要综合考虑物理毁伤和功能毁伤，本研究拟通过建立结构件（以复材结构为例）剩余强度预测代理模型和功能件（以发动机为例）性能降级分析模型，解决部件物理毁伤到功能毁伤的映射关系建模问题。（2）提出基于毁伤效应数据，采用逻辑回归分析和神经网络等统计学原理的部件毁伤概率函数构建方法，解决高置信度的部件毁伤判据建立问题。

本研究的**应用前景**为：（1）研究建立的部件毁伤概率函数可用于飞机类目标易损性毁伤评估和对空武器的毁伤效能评估，提高现有评估模型的准确度；（2）研究提出的毁伤概率函数建立方法对于飞机其他类型关键部件或其他武器装备的毁伤判据建立研究具有参考价值；（3）研究建立的复合材料结构剩余强度快速预测模型对于各类复合材料结构的损伤容限设计具有参考价值。

2 国内外研究现状

毁伤评估技术主要用于解决目标毁伤效果和弹药毁伤效能和的评价与估量问题，通过方法建立、模型构建、工具开发等工作支撑武器装备的论证、研制和作战运用[17]。毁伤评估基本的模型构成如图 2 所示，通过建立目标的易损性模型、武器弹药的威力场模型，并结合两者的相互作用进行目标的毁伤毁伤评估。在上述的易损性模型中，部件毁伤判据是易损性建模中的一个重要环节，是本论文主要关注的重点。毁伤概率函数曲线，即 P_{kh} 函数（部件在命中条件下的条件毁伤概率），是毁伤判据的一种，典型的曲线形式如图 3 所示。左图为 P_{kh} 函数曲线示意图，右图为飞机操纵杆的

毁伤概率曲线。横坐标表示破片的打击速度，纵坐标表示在特定质量破片、不同速度打击下的毁伤概率。

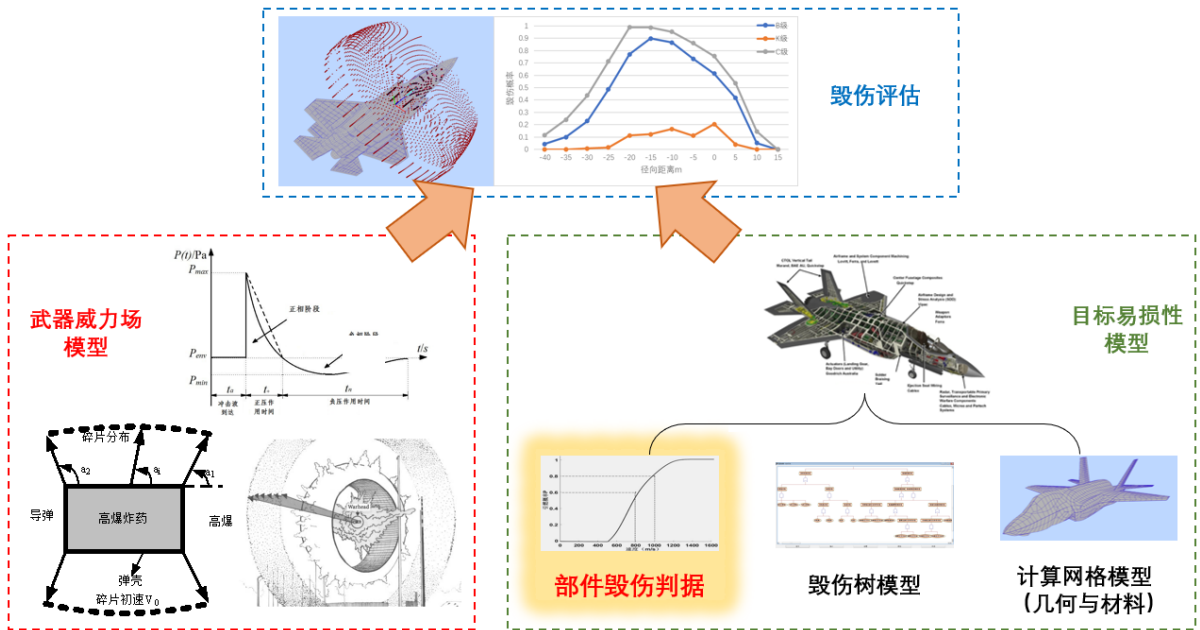


图 2 毁伤评估基本的模型构成

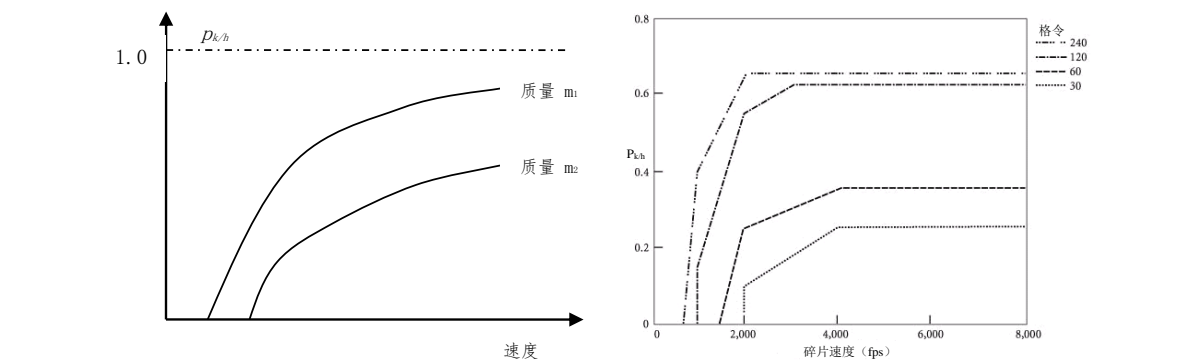


图 3 $P_{k/h}$ 概率曲线示意（左）及飞机典型操纵杆概率曲线（右）[18]

$P_{k/h}$ 函数包含两个子函数（受损概率 $P_{d/h}$ 和受损后破坏概率 $P_{k/d}$ ），与部件的类型、破片打击速度、破片质量、打击方位等因素相关，一般认为可由试验、作战数据、经验分析获得，其函数值的确定仍是学术界和工业界关心的核心内容。

本研究主要针对战斗部破片打击结构类部件（如复合材料结构）和系统功能类部件（如发动机）分别开展物理到功能毁伤映射模型研究和毁伤概率函数建立方法研究。下面分别从部件的物理与功能毁伤特性研究、毁伤判据与建立方法研究、毁伤评估和目标易损性研究三个方面对国内外研究现状及发展动态进行了整理和分析。

2.1 部件的物理与功能毁伤特性研究

通常，建立部件的毁伤判据需要综合考虑部件在毁伤元作用下的物理毁伤和功能毁伤[19]。其中，物理毁伤主要判断遭打击目标的物理毁伤程度；功能毁伤是在物理毁伤基础上，根据部件物理与功能之间的映射关系，衡量目标遭打击后的功能下降程度[20]。

2.1.1 金属结构物理毁伤特性研究

铝合金和钛合金等金属材料仍是目前飞机的主要结构材料，同时也是内部设备壳体材料的主要材料。国内外研究人员长期以来针对金属材料的冲击试验、数值仿真、材料本构与冲击性能表征等方面开展了大量研究，并形成了较为成熟的金属结构物理毁伤模型。

冲击试验方面，王守财等[21]对铝合金薄板进行低速冲击试验以研究飞机金属蒙皮的冲击性能。E. Ozsahin 和 S. Tolun [22]采用 Co-Mo-Cr 和 ZrO₂ 两种涂层对 6061-T651 铝合金薄板进行喷镀，试验研究等离子表面喷镀方法对材料冲击极限速度和凹坑深度等性能的影响。J. K. Holmen 等[23]试验研究了回火方式对 6070 铝合金薄板材料冲击性能的影响。李卫军等[24]分别在 4 种环境温度下对 40CrNiMoA 钢材薄板进行冲击试验，研究温度对钢板抗冲击性能的影响。

金属薄板材料的冲击性能通常借助能量和动力学两种方法进行表征。N. Perrone 和 P. Bhadra[25]采用指数型应变率强化模型表征低碳钢和钛合金材料的本构关系。D. Mohotti 等[26]，采用 Johnson-Cook 应变强化模型表征铝合金材料的本构关系，并根据薄板冲击塑形功等于冲击头动能损失的守恒原理，建立了铝合金薄板材料冲击的挠度解析模型。

数值仿真方面，G. T. Camacho 和 M. Ortiz[27]采用自适应型网格分析金属薄板材料的冲击问题，能够减少网格畸变对金属薄板材料冲击性能仿真结果的不良影响。S. Dey 等[28]分别选取了 Johnson-Cook 和 ZerilliArmstrong 本构关系模型，借助 LS-DYNA 非线性有限元方法模拟 Weldox 460E 钢材薄板的冲击极限速度。陈小翠等[29]选取与应变、应变率和温度相关的塑性本构关系模型描述剪切带，并在能量方程中考虑剪切带形成中的热传导效应，编写了适用于金属薄板材料高速冲击的新单元进行有限元仿真计算。K. Teng 和 T. Wierzbicki[30]分别选取了最大切应力准则、Cockcroft-Latham 准则和 Bao-Wierzbicki 准则模拟圆形钢材薄板高速冲击的失效形式。

2.1.2 复合材料物理毁伤特性研究

先进复合材料在飞机结构上的应用日益增加，研究复合材料的物理毁伤特性是开展先进飞机毁伤评估的重要基础。目前，国内外在高速破片冲击载荷下纤维增强复合材料层合结构的穿孔特性、层裂特性和纤维断裂等损伤机理研究已经取得了一些成果。由于纤维增强复合材料层合板的层合结构是非均质和各向异性的，导致其在受载条件下的损毁机理不同于金属材料[31]，各国学者也已经对层板结构在不同单一载荷下的损伤特性进行了大量的研究，并取得了一定的成果。

梅志远[32]、许希武[33]、沈真[34]等学者对层合板高速冲击问题进行了研究，对层板的损伤模式和损伤机理进行了较为全面的分析，对复合材料层合板的模型本构进行了进一步发展，提出了考虑由编织或层合所引入的应变率效应的本构模型，并阐述了较为先进的复合材料黏聚力模型的建模方法。数值模拟的结果与试验结果较为吻合。国外的一些学者近年来重点关注了材料混杂对层板抗冲击性能的影响，如 Tirillò

[35], Reddy[36]等对玄武岩纤维和碳纤维混杂层板、芳纶纤维和碳纤维混杂层板的冲击试验研究, 对比分析了不同铺层方式与材料厚度对层板冲击抗性的影响。但上述的众多研究中, 冲击速度大致集中在 200~600m/s 的范围内, 而常规战斗部破片的侵彻速度高达 1500m/s 以上, 属于超高速冲击问题。现有研究表明, 超高速冲击问题的损伤机理不同于普通高速冲击, 应变率很高并且试验难度较大。对这类问题的研究目前还不够充分。

战斗部破片在爆轰压力的作用下, 表面温度通常可以达到 100-200 度, 且伴随着明显的冲击波与温度梯度[37], 该温度通常不会导致金属材料出现软化行为。然而, 复合材料在上述温度场作用下会出现明显的力学性能下降, 因此复合材料结构在热、力场耦合行为及其分析方法成为了复材结构冲击损伤研究的重点与难点。国内早期的开展的一些研究定性的分析了复合材料在热环境下的性能, 证明了复合材料的热学性能近乎横观各向同性, 并在高温条件下弹性模量急剧变化。针对纤维增强复合材料面外强度较低的特性, 爆炸、超压等载荷更利于形成大面积的基体损伤和分层损伤, 造成更好的毁伤效果。施志凯[38]、Kim[39]等学者都进行了不同温度下复合材料拉伸试验, 证明了其在高温条件下表现出“软化”现象, 而在低温条件下出现“硬脆”现象。施志凯还建立了热力耦合条件下的复合材料渐进损伤有限元分析模型, 得到了与试验一致的结论。

虽然目前国内外已经开展了一些典型毁伤元作用下复材层合结构损伤机理与失效模式的研究, 但研究成果多停留在材料尺度[40], 并未进一步对结构层级的多场耦合破坏行为进行研究, 缺乏可直接应用于毁伤评估的复合材料物理毁伤模型。

2.1.3 结构类部件功能毁伤研究

对于飞机上分布广泛的结构类部件, 其毁伤失效模式主要是在毁伤元冲击下产生穿孔、裂纹、变形等损伤, 导致结构的剩余强度减小, 进一步在工作载荷下发生破坏。以复合材料结构部件为例, 破片冲击下产生的穿孔尺寸、层裂面积等可以直接观测的属性属于其物理毁伤特性, 结构受损后的剩余强度以及对其工作载荷的承受能力变化属于其功能毁伤特性。

剩余强度被定义为带毁伤或裂纹结构的实际承载能力[41]。结构剩余强度分析的任务是: 在已知可能的毁伤(穿孔尺寸)时, 预测结构是否能够满足继续承载的要求; 或者是在要求的剩余载荷下, 给出结构能够容忍的最大裂纹长度(临界穿孔尺寸)[42]。综合现阶段的各项研究, 大致可以把复合材料层合板冲击后的剩余强度估算方法分为 3 大类。

第一类为损伤等效法, 该类方法是将复合材料的低速冲击损伤等效为贯穿层合板厚度方向的通孔损伤用于含冲击损伤复合材料剩余强度分析。如: Chen Puhui 等[43][44]将能量较高的低速冲击损伤等效为椭圆形开孔的损伤, 并利用材料的特征长度判据来预测含低速冲击损伤的剩余强度。Soutis 和 Cunis[45]将层合板的低速冲击损伤

等效为圆孔损伤，并根据分层损伤的投影面积确定等效圆孔损伤的直径，并利用内聚面模型预测含冲击损伤层合板剩余强度。林智育等[46]通过超声 C 扫获取了冲击损伤区域的面积，并将该区域等效为一椭圆形的软化夹杂区域，通过凹坑损伤深度计算获取了软化夹杂区域的刚度折减系数，再结合 Yamada-Sun 强度准则预测了含低速冲击损伤层合板的剩余强度。

第二类为损伤预制法，该类分析方法选取分层损伤为复合材料低速冲击损伤的唯一损伤表征参数，通过在层合板模型中预置分层损伤，对含预置分层损伤的层合板进行分析，完成冲击后层合板剩余强度的计算。如：Kutlu 等[47]从应力分析、接触分析和破坏分析三个方面分析了一维情况下，含分层损伤层合板的剩余强度，所建分析模型分析了分层损伤的扩展情况，以此模型预测了含冲击损伤层合板的剩余强度。Riccio 等[48]采用了含预置分层损伤的方法，并采用 VCCT（虚拟裂纹闭合技术）方法模拟分层损伤，以此来预测含冲击损伤层合板的剩余强度。

第二类为累积损伤法，该类分析方法将复合材料层合板的低速冲击损伤作为初始损伤，对含初始冲击损伤的层合板模型直接进行分析，不进行任何简化处理，完成剩余强度的分析计算。如：程小全等[49]通过选取合适的失效准则和刚度折减准则直接对含初始冲击损伤的层合板模型进行了压缩破坏分析，预测了含冲击损伤层合板的剩余强度。崔海坡等[50][51]基于三维渐进损伤理论，选用 Hou、Tserpes 等失效准则和 Camanho 刚度退化准则对复合材料层合板结构从低速冲击损伤发生到冲击后的压缩破坏过程进行了全过程仿真分析，预测了含冲击损伤层合板的剩余强度。

除了基于理论模型和数值仿真的研究方法外，还可以直接通过剩余强度测试试验研究含损结构的剩余强度[52]。

2.1.4 系统类部件功能毁伤研究

相比结构类部件的功能毁伤评估，系统类部件的功能毁伤评估更为繁复。首先是毁伤传递比较复杂，区别于结构类部件，系统类部件功能毁伤的表现形式是功能降级或丧失，但毁伤传递的描述却各有不同，有些映射关系很抽象，其次是毁伤具有耦合性[53]。

近年来，国内外研究人员逐渐意识到功能毁伤研究对于建立部件毁伤判据和目标毁伤评估的重要性，并针对一些典型的系统类部件开展了一些研究。周理等[54]基于 Matlab 环境建立了雷达相控阵天线的功能模型，并结合物理毁伤结果仿真对比了打击前后探测距离和抗干扰性变化，得到功能毁伤情况。李磊等[53]从功能衰减的角度出发，提出了一种复杂装备功能毁伤评估模型和量化计算方法。蔡开龙等[55]提出了某涡扇发动机战时破孔损伤对发动机推力、耗油率等性能参数影响的定量计算方法。H Liu 等[56]通过开展试验与仿真研究了无人机吸入撞击对民机发动机推力和其他性能的影响。

由于飞机部件类型众多，毁伤机理复杂差异较大，需要针对各类关键部件的功能

毁伤开展深入研究，以支撑部件功能毁伤判据的构建。

2.2 毁伤判据与建立方法研究

部件毁伤判据是毁伤评估和易损性量化计算的关键和难点之一，判据的制定需要针对不同的威胁及毁伤元进行。此外，毁伤判据根据表现形式的不同主要分为阈值类判据和概率类判据，当毁伤元对部件毁伤结果的随机性较小时，通常采用阈值类判据；当毁伤元对部件毁伤结果的随机性较大时，则更适合采用概率类判据[18]。

2.2.1 部件毁伤判据研究

破片类导弹战斗部是飞机目标面临的主要威胁类型，其毁伤元主要是破片和冲击波两种。对于破片的毁伤，由于目标的组成系统及部件复杂，每个系统完成的功能和毁伤模式有较大差别，因此，国外研究人员分别针对系统中的不同组成部件建立了不同的毁伤判据。针对人员的轻度、中等和严重三种不同毁伤程度，研究人员分别给出了 100J、1KJ、4KJ 的毁伤判据[37]；此外，研究者还针对皮肤组织是否穿透给出了临界速度的计算方法[57]。对于线缆类部件，主要以线缆被切断的临界速度作为判据，与线缆直径、破片质量、撞击角度相关[58]。对于操纵面、升力面等部件，研究人员初步建立了受损部件的升力计算方法，以确定战伤形式（星形、圆形、菱形等损伤）与气动降级的关系[59]。研究表明，相对于控制特性，非对称的质量变化（例如，发动机损失）对飞机性能影响不大；气动特性与控制能力的降级将会增加驾驶员的工作载荷，对于机动性的控制会带来困难。对于结构类部件的毁伤主要采用能量或能量密度测度[60]，从而考虑多枚破片的累积毁伤效果。对于油箱类部件的毁伤相对复杂，涉及燃油泄漏、流体动力冲击、油气空间引燃或爆炸等多种毁伤模式，研究人员分别针对各个损伤模式建立了初步的毁伤分析方法。例如，针对流体动力冲击，目前可以模拟撞击、阻滞、空穴和穿出等阶段以及对结构的破坏方式[61]；对于油气空间引燃或爆炸，主要依据点火源、油气比例、温度及压强等条件，从物理燃烧角度建立了燃烧包线[62]。对于机载武器弹药，其主要毁伤模式是破片或其他动能类毁伤元冲击起爆，研究人员通常采用等效装药试验和数值仿真的方法进行研究[63]，并建立相应的毁伤判据。

冲击波的毁伤判据与其作用在目标上的载荷及其持续作用时间的临界值相关[64]，目前对飞机目标在冲击波作用下的毁伤判据研究较少，现有研究主要采用安全距离法、超压或比冲量临界值方法对目标进行毁伤判定[65][66]。从公开的资料来看，大多数的结论均是经过大量的实弹试验测试所获得的经验数据，如：Ball[56]认为当 2lb/in^2 的超压作用在飞机平尾上超过 1ms 时，该平尾将会破坏。Willers CJ[67]指出若在 5s 内冲击波超压达到 357KPa，一个 70kg 的成年人被毁伤的概率为 0.9。或者是借助有限元软件对特定的结构件进行显式动力学分析[68]后得出的直观破坏状态。目前尚缺乏通用、快速有效的工程评估方法。

从上面可以看出，这些研究为确定毁伤了判据提供基础数据，对于发动机、油

箱、承力结构等部件，由于涉复杂的物理毁伤和功能毁伤，其毁伤判据仍需开展深入研究。

2.2.2 毁伤试验研究

实弹试验法和计算机仿真法则是建立部件毁伤判据的两大重要手段，其中实弹试验获得的数据更真实，在此基础上建立的判据可信度也更高。通过实弹试验，一方面可以获取部件/子系统的毁伤判据，另一方面可以用于验证计算机仿真的有效性，为开展大规模数值仿真计算提供实验依据[69]。

早在 1970—1980 年，由于越南战争的现实需求，美国空军率先系统开展了名为“飞机生成力测试与评估”的飞机易损性研究计划，对当时包括 F-4、A-7 和 AH-1 在内的多型飞机展开了实弹毁伤测试，后期随着计算机技术的发展，飞机易损性评估转入计算仿真阶段[70]。1983 年，美国国防部发布了“联合实弹”测试章程，要求对美军已服役的所有装备开展实弹毁伤测试，用以验证装备易损性并提高人员生存率[71]。1991 年，美国海军支持了用于 F/A-18E/F 的试验，试验涵盖机翼油箱爆炸/水锤效应试验、飞控系统易损性测试、F404 发动机易损性测试和整机全尺寸试验等大量测试试验；1992-2004 年，美国空军对 F-22 战机进行了系统工程测试替代整机实弹测试，采用基于系统工程的积木式测试方法替代整机测试[72]；2001-2018 年，美国空军、海军联合开展了 F-35 整机全尺寸实弹测试计划，形成了一套标准化、一体化的五代机整机测试方案[73]，F-35 动力系统实弹测试系统的数据集成方案如图 4 所示。

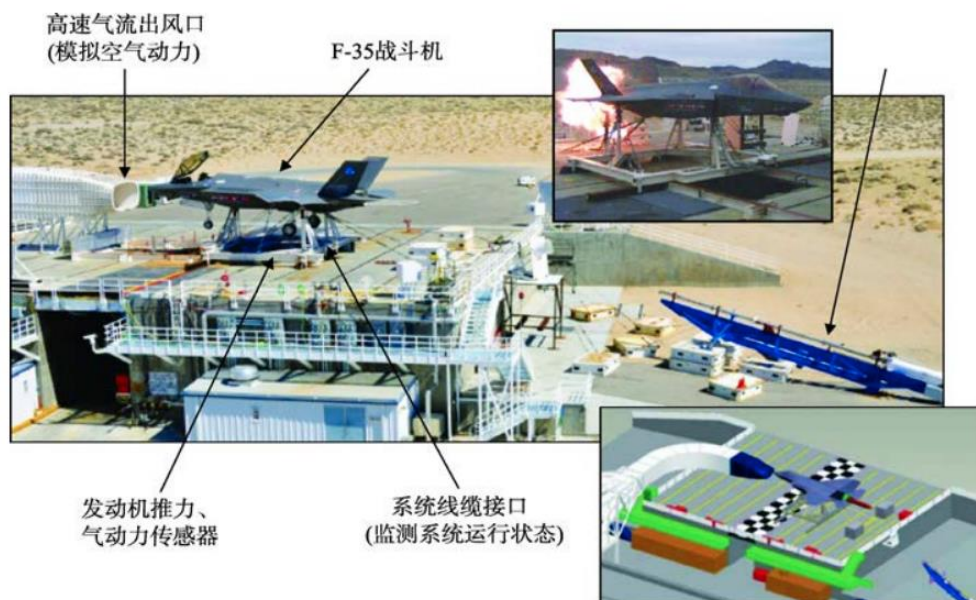


图 4 F-35 动力系统实弹测试系统数据集成方案[74]

除了系统级试验，国内外针对飞机的典型关键部件也开展了一些试验研究。在发动机吸油测试方面，美军共进行了 41 次稳定流测试和 32 次快速流测试[75]，测试结果表明发动机对吸油表现出很高的耐受性。在飞机油箱易损性测试中，最具代表性的是对 C-27 机翼主油箱易损性的测试，该测试主要分析了其水锤效应[76]。

针对部分目标或部件难以直接开展实物毁伤试验的问题，目前国外一些研究人员

正从事毁伤等效靶方面的探索。如 D. Bourg et 等[77]提出用多层金属薄板作为后效靶进行乘员的毁伤评估, M. Held[78]则研究了部件在金属射流作用下的均质钢靶等效问题等等。国内也有一些研究人员就某型武器的关键部件等效靶的建立问题进行了研究[79][80]。

2.2.3 毁伤概率函数建立方法研究

对于毁伤概率函数的建立方法问题, 目前的研究仍然较少。针对飞机座舱等内部组件功能相对独立, 耦合性小的部件, 可以基于易损面积法建立其毁伤概率函数[81]。其他部件则主要基于毁伤效应数据, 通过统计分析的方法建立概率函数。骆亮[82]通过设计开展等效靶冲击试验, 获取了破片打击下引燃飞机油箱的毁伤效应数据, 并基于逻辑回归分析的方法建立了油箱在单枚破片打击下的引燃概率曲线。Kneubuehl 等[83]建立了 DZIEMIAN 模型, 该模型给出了人员的杀伤概率与弹丸传递给人体组织之间的能量之间的关系。Allan 和 Sperrazza[84]在大量射击实验的基础上提出了基于威布尔分布 (Weibull distribution) 形式的目标杀伤概率模型。

由于开展原型毁伤试验的成本高、难度大且试验结果随机性大, 基于大量原型试验数据样本的毁伤判据/毁伤概率函数建立方法无法满足工程实践的需求[69]。因此, 如何通过原型试验数据和高精度数值仿真来建立一个尽可能精确的毁伤模型, 成为了建立部件毁伤判据的难点。解决这种情况的一种方法则是使用代理模型来替代高精度模型并模拟原型试验。理想的代理模型, 其计算结果应与原模型非常接近, 但求解成本低, 计算量小, 其采用一个数据驱动的, 自下而上的办法来建立。目前广泛研究和应用的代理模型方法主要包括: 多项式响应面模型[85]、Kriging 模型[86]、支持向量回归模型、人工神经网络模型[87]、径向基函数及其改进方法等。国内外有关代理模型的研究和工程应用已经发展的较为成熟, 但通过代理模型解决有关毁伤元作用下部件结构的毁伤问题还有待研究。

由于单一来源的毁伤效应数据往往不足以满足建立判据的数量和质量要求, 工程应用中需要对多来源毁伤效应数据进行综合利用。但是不同来源毁伤效应数据在数据结构、可信度等方面存在差异, 急需面向多源毁伤效应数据的数据融合方法。数据融合是指将多种来源的数据和信息相结合, 以便更好地改进、估计和利用数据[88]。数据融合的特点在于可以针对不同来源的数据进行信息互补, 获取空间或时间的全面信息。基于不确定度分析[89]、D-S 证据理论[90]、神经网络[91]等手段, 可以获得具有最大可信度的一致性结果。数据融合技术目前在飞机状态监测[92]、试验与仿真数据综合分析[93]、目标识别与任务规划[94]等领域已经得到了广泛应用, 针对多源毁伤效应数据的数据融合技术仍待研究。

2.3 毁伤评估和目标易损性研究

在建立了部件的毁伤判据后, 还需要将其应用到毁伤评估当中, 并研究相应的毁伤评估方法和程序。毁伤评估主要研究涉及战斗部威力评估、弹药毁伤效能评估和目

标毁伤效果评估三个方面。同时，因涉及具体目标，还包括目标易损性分析的研究内容。毁伤评估研究各部分内容之间的关系如图 5 所示。

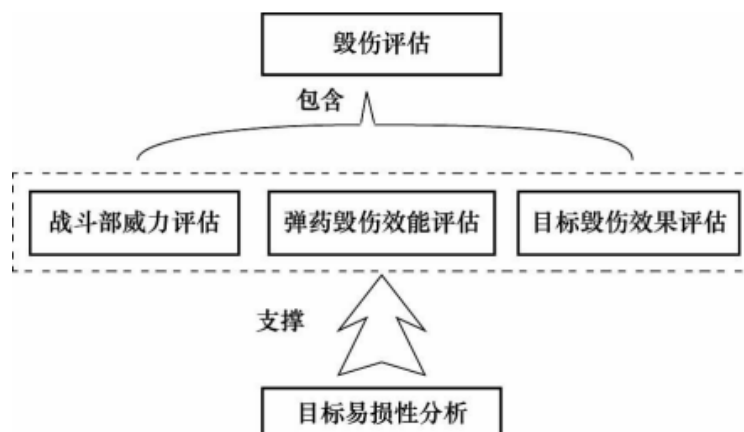


图 5 毁伤评估的研究内容[17]

2.3.1 毁伤评估方法研究

对于毁伤评估方法，国内外基本上都是从武器弹药毁伤效能与目标部件或系统的易损性两个角度开展研究。两类研究各有侧重，但核心都是评估武器弹药打击后目标的毁伤程度。各国基于上述研究思路开展了大量研究，形成了丰富的研究成果，并建立了多种模型。

美国于 20 世纪 40 年代最早启动了相关研究工作，研究基础好、规范完整，相关成果已融入到美军武器弹药发展和作战使用中[95]。美国的毁伤评估研究具有“三多”特点：标准手册多、计算程序多[96]、应用型号多（含多类弹药的研制）。早在 1968 年，美国成立了弹药效能联合技术协调小组（JTTCG/ME），并进行了《联合弹药效能手册 JMEM》的编写工作，2012 年该手册已经更新至 v2.1 版本。到八十年代中期已取得了极大的进展，形成了较为完整的理论及应用体系。

此外，以荷兰、瑞典、德国等为代表的欧洲国家也非常重视毁伤效能评估的研究工作，发展自己的毁伤效能评估技术。如，北约成员国开发了杀伤力/易损性评估模型[97]，能够实现单次打击下的毁伤评估；荷兰 TNO 试验室[98]对破片弹道采用射击线跟踪方法描述战斗部破片威力场，实现了物理毁伤层面评估导弹战斗部毁伤效能和目标的防护能力；ITT 公司 AES 机构研制的 PEELS 大气层内外毁伤效能评估软件，尤其是 AVAL 软件可以进行三军通用的易损性分析[99]；德国 IABG 公司发展了 UniVeMo 通用软件[100]，可以实现对目标杀伤概率等信息的定量评估。

国内各相关研究所及高校都针对毁伤评估技术进行了一定研究。北京理工大学蒋浩征、蔡汉文等[101][102]开展了破片战斗部对空中目标、地面目标的毁伤能力研究；王树山[103][104]等开展了杀爆战斗部对雷达阵地、破片战斗部对反坦克导弹目标、杆条战斗部对弹道导弹目标的毁伤效应研究；西北工业大学裴扬[105][106]、韩庆[107]等开发了飞机的易损性评估系统，并针对各类飞机目标开展了毁伤评估和易损性研究；中国工程物理研究院的钱立新等[108]建立了基于射击线的高精度破片战斗部威力

评估模型；南京理工大学李向东[109][110]等开展了典型坦克在破甲弹作用下的易损性评估以及破片式战斗部对飞机类目标毁伤评估方法研究；中北大学王志军等[111]开展了子母战斗部对大型水面目标、破片战斗部对战斗机类目标的杀伤概率计算等研究；装甲兵工程学院的李向荣等[112]采用有限元离散法提出一种的弹目交会计算模型，建立了以概率形式表示的破片打击下部件毁伤准则。

2.3.2 目标易损性研究

目标易损性是指目标在毁伤元(冲击波、破片等)作用下其物理结构被破坏进而导致功能受损的敏感程度，用目标被命中后造成毁伤的条件概率 $P_{D/H}$ 来表示[81]。最初，对目标易损性的研究是从武器毁伤效能的角度开始的，人们期望通过对目标损伤数据的研究，来对比和提高弹药的威力[81]。但随着大量的作战飞机在第二次世界大战中被击毁，使人们逐渐意识到了目标生存能力的重要性。因此，研究方向开始向目标易损性研究的角度转移。至今，世界上已经有许多的国家的专家和学者开展了目标易损特性的研究工作。

目标易损性的研究包含整机及其部件对各种威胁物的易损特性。目前，依据需求的不同，国内外对于目标易损性模型和评估程序可分为射击线生成、易损面积计算、内爆易损性计算和终点易损性计算四类[113][114]。其中前两类适用于战斗部破片为主要毁伤元的易损性计算，目标通常用简单的几何体[115]或者平面三角形[116]来描述，其易损特性通常被表示为 26 个标准攻击方向[117]上由易损面积计算而来的毁伤概率。后两类则适用于近距爆炸和内部爆炸等冲击波为主要毁伤元的毁伤评估问题。

无论以何种方式，用于计算的易损性模型都应能尽量的反应飞机内部所有的部件、设备、燃料和军械等物品。但同时由于计算时间的要求，一些小而非致命的部件则需要被省略掉。目前对飞机致命性部件的辨识方法已经较为成熟，例如 Ball 教授[117]提出的 DMEA 和 FMEA 方法均可以实现飞机部件致命度的定性分析，裴扬[105]将部件毁伤率引入 DMEA 方法中，基于专家系统提出了 DMECA 法，可实现部件致命性的定量分析。国内外对于目标易损性模型的研究最初是采用一些简单的几何体来对部件进行描述，如 Steve Richardson[118]等采用矩形或者圆柱形壳体来替代飞机部件，并将致命性部件与非致命性部件分开建立；FASTGEN[119]所采用的模型中，则包含了圆锥、球、杆和三角形面元等基本形状。而后国内一些学者采用有限元的方法，将飞机模型分为几何、结构和要害舱段进行管理，并以“毁伤树”来建立“部件-整体”的毁伤关系[120]，但其对要害部件模型过渡简化，同时对于非致命性部件采用等效厚度进行考虑，增加了工作量和人为因素带来的影响。随后裴扬[105]借助 MSC/PATRAN 软件，将飞机易损性模型以等效面元的形式进行描述，大大的提高了计算精度，简化了计算方法。

根据已有文献调研情况，国内在以上各研究方面也积累了部分毁伤评估的技术成果，一些先进的智能算法也开始应用于毁伤评估，但研究尚未成体系。面向实战需

求，需要进一步对典型关键件的毁伤机理开展仿真与试验研究。

2.4国内外研究现状分析与总结

综上所述，飞机部件毁伤判据研究领域目前主要存在以下两个问题：

①现有判据建立方法大都针对物理毁伤，针对功能毁伤判据的研究较少。

由于物理毁伤仅限于部件受到打击后物理层面的变化，通过毁伤试验和数值仿真等手段可以准确的建立相应判据，针对部件物理毁伤判据的研究已经较为成熟。而物理毁伤到功能毁伤的映射关系较为复杂，需要建立部件-系统-飞机的功能逻辑模型、分析部件物理毁伤-功能降级、分析部件功能降级与其他部件/系统功能之间的相互影响等因素，因此目前国内外针对功能毁伤判据的研究仍然较少。本研究将在部件物理毁伤模型的基础上，通过结构剩余强度仿真、系统功能建模等方法建立物理毁伤到功能毁伤的映射模型，以实现功能毁伤机理的分析和为毁伤概率函数的建立提供模型。

②飞机及关键部件的毁伤效应数据难以大量获取。

飞机作为高价值核心军事装备，其关键部件大都成本较高且获取难度较大，无法满足大量开展实物毁伤试验的需求。高精度数值模拟虽能代替部分试验获取毁伤效应数据，但其计算效率较低且未能模拟所有毁伤过程。因此目前仍难以获取充足的毁伤效应数据，以用于分析、建立毁伤判据和判据验证。本研究计划将等效靶设计+毁伤试验、高精度数值模拟+代理模型、系统功能建模+性能降级分析三种方法结合以获取充足的毁伤效应数据，然后对多源数据进行数据融合，采用逻辑回归和神经网络等统计学方法建立飞机典型关键部件的毁伤概率函数。

3 已有工作积累和研究成果

3.1工作积累

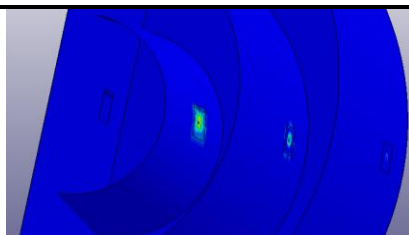
申请人前期参与了课题组多个相关项目的研究，在飞机关键部件等效靶设计与毁伤试验、金属靶板弹道冲击试验与仿真、翼面结构冲击动力学仿真、基于毁伤效应数据建立毁伤概率函数、受损飞机飞行动力学建模仿真等方面开展了一些研究工作，积累了一定研究基础和经验。

3.1.1 飞机关键部件等效靶毁伤试验与仿真研究

针对战斗部破片和爆炸冲击波两类典型毁伤元对飞机关键部件的毁伤效应和毁伤判据问题，申请人前期对航空发动机压气机段、金属平尾结构、预警机天线罩等关键部件进行了等效靶设计，并搭载战斗部地面静爆试验开展了毁伤试验研究，试验后又对试验结果进行了仿真复现和外推。部分试验与仿真结果如图 6 所示。



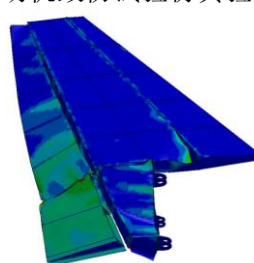
(a) 发动机等效靶毁伤试验结果



(b) 发动机毁伤试验仿真验证（单破片）



(c) 金属平尾等效靶冲击波毁伤试验结果



(d) 平尾毁伤试验仿真复现

图 6 飞机关键部件等效靶地面静爆毁伤试验结果与仿真复现

3.1.2 金属靶板弹道冲击试验与仿真研究

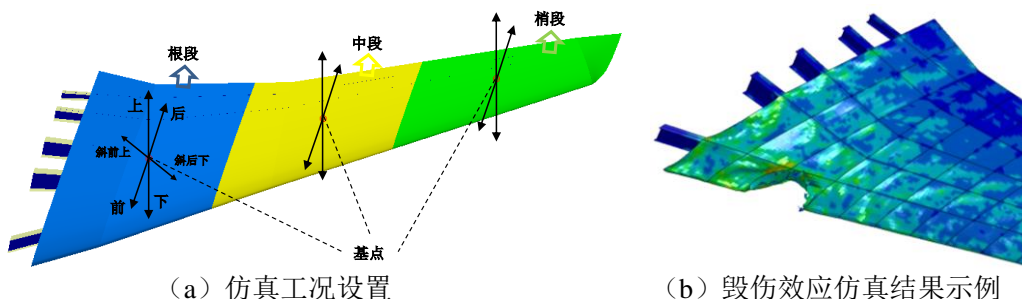
开展了航空用铝合金、钛合金和钢的弹道枪冲击试验，并针对试验工况分别采用数值仿真和 THOR 经验公式进行了计算，通过对比试验与仿真计算结果，验证了数值仿真和经验公式的准确性。部分试验结果照片和数值仿真复现结果如图 7 所示。



图 7 2024-T3 铝合金靶板弹道枪冲击试验结果与仿真复现

3.1.3 爆炸冲击波作用下的机翼毁伤判据仿真研究

采用显示动力学仿真的方法，研究了不同当量战斗部装药从机翼展向不同位置的不同方位上起爆时，产生的爆炸冲击波对机翼造成毁伤效应。仿真工况设置和部分仿真结果示例如图 8 所示。

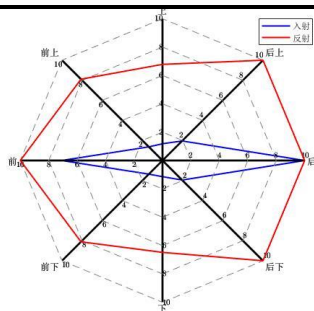


(a) 仿真工况设置

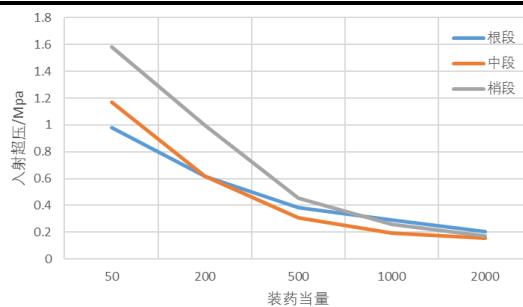
(b) 毁伤效应仿真结果示例

图 8 爆炸冲击波对飞机机翼结构的毁伤效应仿真

通过整理分析仿真结果，建立了不同打击工况下机翼的超压阈值判据（包括入射和反射），部分研究结果如图 9 所示。



(a) 不同打击方向下的超压阈值



(b) 入射超压阈值随装药当量变化曲线

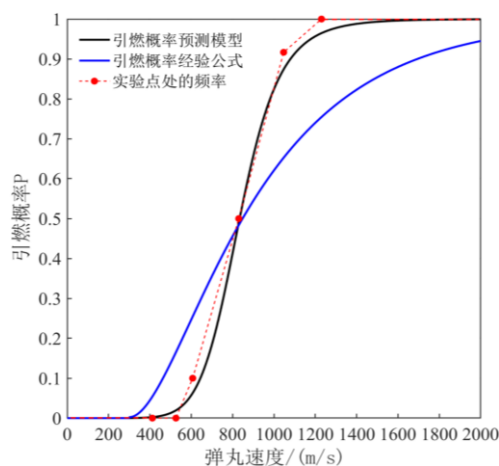
图 9 机翼结构冲击波超压毁伤阈值曲线（部分）

3.1.4 飞机油箱油气空间引燃概率函数实验研究

开展了弹丸射击油箱等效靶标的弹道冲击实验，得到了弹丸在不同速度下对油箱的引燃情况；结合现有研究提出了燃油箱冲击毁伤标准（ BC_{FT} 标准），并在实验研究的基础上通过 Logistic 回归分析得到了飞机燃油箱油气空间引燃概率函数预测模型。图 10（a）为实验中油箱被引燃的照片；图 10（b）中黑色曲线为通过逻辑回归分析得到的引燃概率随弹丸速度的变化曲线，蓝色曲线为工程应用中常用的油箱引燃概率经验公式，红点为实验点处的引燃频率值，通过对比可知：基于实验结果建立的回归预测模型的预测精度比经验公式更高。



(a) 实验中油箱被引燃照片

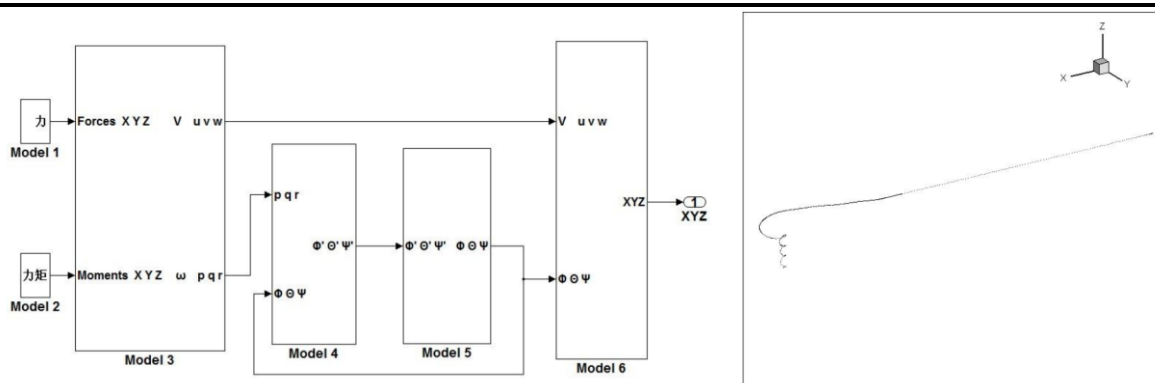


(b) 回归模型与经验公式对比

图 10 飞机油箱油气空间引燃实验与概率函数回归分析

3.1.5 受损飞机六自由度飞行动力学建模与仿真

针对飞机受损后的失控问题，基于 Matlab/Simulink 环境搭建了受损飞机的六自由度飞行动力学模型，并针对典型损伤情况（油箱泄露和推力丧失）进行仿真计算得到了飞机失控时间和失控轨迹。受损飞机飞行动力学模型的 Simulink 模型架构如图 11（a）所示，飞机受损后的失控轨迹如图 11（b）所示。



(a) 受损飞机飞行动力学模型的 Simulink 模型架构

(b) 飞机受损后的失控轨迹

图 11 受损飞机六自由度飞行动力学建模与仿真研究

3.2 前期主要研究成果与科研项目

(1) XXX, XXX, XXX, XXX. Damage Assessment Of Aircraft Wing Subjected To Blast Wave With Finite Element Method And Artificial Neural Network Tool [J]. Defence Technology (进入外审) .

(2) XXX, XXX, XXX, XXX, XXX. 飞机燃油箱油气空间引燃概率函数实验研究 [J]. 兵工学报 (已网络出版) .

(3) XXX, XXX, XXX, XXX. Online Gliding Footprint Estimation for Aircraft with Thrust Failure and Aileron Jam [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (进入外审) .

(4) 2019-2020, 航空发动机非核生存力评估与仿真技术研究, 航发集团产学研项目, 已结题。申请人在该项目中主要负责发动机功能建模与易损性评估工作。

(5) 2017-2019, 弹丸高速冲击下操纵面易损性分析技术研究, 航空科学基金 (623 所牵头), 已结题。申请人在该项目中主要负责弹丸高速冲击操纵面的显示动力学有限元仿真, 并参与操纵面的毁伤评估。

(6) 2021-2023, 基于 XX 复材结构失效模式与失效概率曲线研究, 173 技术领域基金。申请人主要负责受损复材结构的剩余强度仿真、剩余强度快速预测代理模型的构建和失效概率曲线的建立。

4 参考文献

- [1] 杨伟. 关于未来战斗机发展的若干讨论[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 1-12.
- [2] Gunzinger M, Rehberg C, Cohn J, et al. An air force for an era of great power competition[M]. Center for Strategic and Budgetary Assessments, 2019.
- [3] Driels M R. Weaponing: conventional weapon system effectiveness[M]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004: 137-136.
- [4] 刘高强, 于小红, 赵征宇. 毁伤评估信息时效性对远程精确打击效能的影响[J]. 兵器装备工程学报, 2016, 37(2): 74-77.
- [5] 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.
- [6] Pywell M, MacDiarmid I. Design Aspects of Aircraft Vulnerability[J]. Encyclopedia of Aerospace Engineering, 2010.

- [7] Jia X, Wu S, Wen Y, et al. Assessment method for comprehensive combat effectiveness of missile autonomous formation[J]. Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics, 2017, 43(5): 1013-1022.
- [8] 肖海, 刘新学, 李亚雄, 等. 复杂目标毁伤效果评估关键问题分析[J]. 火力与指挥控制, 2016, 41(12): 5-8.
- [9] Zu G, Pei Y, Hou P. Review of aircraft battle damage assessment and repair estimation and design technology[J]. ACTA AERONAUTICA ET ASTRONAUTICA SINICA, 2020, 41(6): 523-55.
- [10] 周理, 史健, 张清博, 陈广阳, 杨双玲. 相控阵天线物理和功能毁伤评估方法研究[J]. 现代防御技术, 2021, 49(04): 56-63.
- [11] 杨洋, 韩勇, 段英良, 黄辉. 双钨球破片同时冲击柱壳装药起爆响应规律[J]. 兵工学报, 2021, 42(S1): 46-52.
- [12] Nam M H, Park K, Kim H C, et al. Estimation of damage probability of combat vehicle components based on modeling and simulation[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2020, 34(1): 229-238.
- [13] 侯鹏, 裴扬, 艾俊强, 田晨, 祖光然, 陈志伟. 直升机易损性指标分配与实现方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(03): 593-603.
- [14] 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(04): 455-462. DOI:10.16615/j.cnki.1674-8190.2014.04.020.
- [15] Singh V P, Singh Y. Generalised model for aircraft vulnerability by different weapon systems[J]. Defence Science Journal, 2000, 50(1): 13.
- [16] 孙聪. 从空战制胜机理演变看未来战斗机发展趋势[J]. 航空学报, 2021, 42(08): 8-20.
- [17] 徐豫新, 蔡子雷, 吴巍, 赵鹏铎, 乔治军. 弹药毁伤效能评估技术研究现状与发展趋势[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(06): 569-578.
- [18] Ball Robert E. The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability: Analysis and Design[M], 2nd Edition. Rosten, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985: P57-58.
- [19] 周朝阳, 周超锋, 胡凯. 毁伤评估: 指挥员决策的“参照系”[N]. 解放军报, 2016-3-24(7).
- [20] 肖海, 刘新学, 李亚雄, 武健. 复杂目标毁伤效果评估关键问题分析[J]. 火力与指挥控制, 2016, 41(12): 5-8.
- [21] 王守财, 关志东, 黎增山, 等. 金属蒙皮飞机冲击威胁研究[J]. 振动与冲击, 2018, 37 (4): 13-18.
- [22] Ozsahin E, Tolun S. Influence of surface coating on ballistic performance of aluminum plates subjected to high velocity impact loads[J]. Materials and Design, 2010, 31 (3): 1276-1283.
- [23] Holmen J K, Johnsen J, Jupp S, et al. Effects of heat treatment on the ballistic properties of AA6070 aluminium alloy[J]. International Journal of Impact Engineering, 2013, 57 (1): 119-133.
- [24] 李卫军, 李庆, 魏磊. 金属材料对比冲击试验的应用研究[J]. 价值工程, 2018(4): 121-124.
- [25] Perrone N, Bhadra P. Simplified large deflection mode solutions for impulsively loaded, viscoplastic, circular membranes[J]. Journal of Applied Mechanics, 1984, 51(3): 505-509.
- [26] Mohotti D, Ali M, Ngo T, et al. Out-of-plane impact resistance of aluminium plates subjected to low velocity impacts[J]. Materials and Design, 2013, 50 (17): 413-426.
- [27] Camacho G T, Ortiz M. Adaptive lagrangian modelling of ballistic penetration of metallic targets[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1997, 142(3-4): 269-301.
- [28] Dey S, Bovika T, Hopperstad O S, et al. The influence of constitutive relation in projectile impact of steel plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 2007, 34 (3): 464-486.
- [29] 陈小翠, 杜成斌, 江守燕. 金属材料在冲击载荷下局部变形的数值模拟及分析[J]. 振动与冲击, 2018, 37 (11): 153-159.
- [30] Teng X, Wierzbicki T. Evaluation of six fracture models in high velocity perforation[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2006, 73 (12): 1653-1678.
- [31] 陈战辉, 万小朋, 王文智, 李沛城. 层间混杂层合板弹道冲击损伤对比研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(04): 599-602+622.
- [32] 梅志远, 朱锡, 张立军. FRC 层合板抗高速冲击机理研究[J]. 复合材料学报, 2006(02): 143-149.
- [33] 古兴瑾, 许希武, 黄晶. 层合复合材料薄板高速冲击损伤研究[J]. 南京航空航天大学学报,

2008(03): 370-375.

- [34] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究[J]. 复合材料学报, 2008(05): 125-133.
- [35] Sarasini F, Tirillò J, D'Altilia S, et al. Damage tolerance of carbon/flax hybrid composites subjected to low velocity impact[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 91: 144-153.
- [36] T. S. Reddy, P. R. S. Reddy, V. Madhu. Dynamic Behaviour of Carbon/Ultra High Molecular Weight Polyethylene (UHMWPE) Hybrid Composite Laminates Under Ballistic Impact[J]. Journal of Dynamic Behavior of Materials, 2020(prepublish).
- [37] 王树山. 终点效应学(第二版)[M]. 科学出版社, 2019.
- [38] 施志凯. 热力耦合下复合材料层合板渐进性损伤分析[D]. 大连理工大学, 2013.
- [39] Yongha Kim, Sun Je Kim. Design and thermo-structural analysis of 2D exhaust nozzle with multiple composite layers[J]. Composite Structures, 2020, 254.
- [40] 朱洪艳, 谢志远, 王鹏飞, 等. 航空复合材料结构冲击损伤研究综述[C]// 第八届中国航空学会青年科技论坛.
- [41] 郭树祥. 多部位损伤结构的剩余强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- [42] Hsu Ching Long, Lo James, Yu Jin, et al. Residual strength analysis using CTOA criteria for fuselage structures containing multiple site damage[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70(3): P525-545.
- [43] Puhui C, Zhen S, Junyang W. A New Method for Compression After Impact Strength Prediction of Composite Laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(5): 589-610.
- [44] Chen P, Shen Z, Wang J Y. Prediction of the strength of notched fiber-dominated composite laminates[J]. Composites Science & Technology, 2001, 61(9): 1311-1321.
- [45] Soutisa C, Curtiss P T. Prediction of the post-impact compressive strength of cfrp laminated composites[J]. Composites Science & Technology, 1996, 56(6): 677-684.
- [46] 林智育, 许希武. 含任意椭圆核各向异性板杂交应力有限元[J]. 固体力学学报, 2006, 27(2): 181-185.
- [47] Kutlu, Z, Chang, F.K. Modeling Compression Failure of laminated Composites Containing Multiple Through-the-Width Delaminations[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(3): 350-387.
- [48] Riccio A, Scaramuzzino F, Perugini P. Embedded delamination growth in composite panels under compressive load[J]. Composites Part B Engineering, 2001, 32(3): 209-218.
- [49] 程小全, 酆正能. 复合材料层合板低速冲击后压缩的损伤累积模型[J]. 应用数学和力学, 2005, 26(5): 569-576.
- [50] 崔海坡, 温卫东, 崔海涛. 复合材料层合板冲击损伤及剩余强度分析方法[J]. 固体力学学报, 2006, 27(3): 237-242.
- [51] 崔海坡, 温卫东, 张阿龙. 不同冲击能量对层合板损伤及剩余强度的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2331-2337.
- [52] 李磊, 宋贵宾, 郑华勇, 程鹏飞, 赵剑. 含冲击损伤高强中模碳纤维复合材料层压板压缩剩余强度分析与试验验证[J]. 力学季刊, 2021, 42(03): 498-506.
- [53] 李磊, 石全, 李兵, 姬利娟, 张伟. 一种复杂装备功能毁伤评估方法[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(05): 123-128+179.
- [54] 周理, 史健, 张清博, 陈广阳, 杨双玲. 相控阵天线物理和功能毁伤评估方法研究[J]. 现代防御技术, 2021, 49(04): 56-63.
- [55] 蔡开龙, 姚武文, 涂明武, 胡永平. 某涡扇发动机战伤对性能影响仿真研究[J]. 电光与控制, 2012, 19(09): 72-75.
- [56] Liu H, Man M H C, Low K H. UAV airborne collision to manned aircraft engine: Damage of fan blades and resultant thrust loss[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 113: 106645.
- [57] Breeze J, James G R, Hepper A E. Perforation of fragment simulating projectiles into goat skin and muscle[J]. BMJ Military Health, 2013, 159(2): 84-89.
- [58] Judge R, Yang Z, Jones S W, et al. Spiral strand cables subjected to high velocity fragment impact[J]. International Journal of Impact Engineering, 2017, 107: 58-79.
- [59] Pei Y, Chen Z W, Wei Y H, et al. Method for assessing combat survivability for aircraft with wing damage[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of aerospace

engineering, 2017, 231(5): 877-886.

- [60] Hinrichsen R L, Kurtz A G, Wang J T, et al. Modeling projectile damage in transport aircraft wing structures[J]. AIAA journal, 2008, 46(2): 328-335.
- [61] 韩璐, 韩庆, 杨爽. 多破片高速冲击下飞机油箱水锤效应数值模拟[J]. 爆炸与冲击, 2018, 38(3): 473-484.
- [62] 温博. 基于蒙特卡罗仿真的民用飞机燃油箱可燃性评估方法研究[D]. 南京航空航天大学, 2016.
- [63] 温丽晶, 段卓平, 张震宇, 欧卓成, 黄风雷. 不同加载压力下炸药冲击起爆过程实验和数值模拟研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(03): 283-288.
- [64] Silnikov M V, Mikhaylin A I. Protection of flying vehicles against blast loads[J]. Acta Astronautica, 2014, 97: 30-37.
- [65] Long J B, Bentley T L, Wessner K A. Blast overpressure in rats: recreating a battlefield injury in the laboratory[J]. Journal of neurotrauma, 2009, 26(6): P827-840.
- [66] 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(04): 124-128.
- [67] Willers C J, Willers M S, De Waal A. Aircraft vulnerability analysis by modeling and simulation[J]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2014, 9251(1): P1-16.
- [68] 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/OL]. 机械科学与技术: 1-7[2021-12-08].
- [69] 陈荣, 卿华, 任柯融, 侯日立, 卢芳云. 美军飞机易损性实弹测试现状及启示[J]. 国防科技, 2021, 42(2): 7.
- [70] Marty Krammer. WSL commemorates 50 Years of survivability LFT&E[J]. Aircraft survivability, 2020(1): 25-32.
- [71] Hawkins J, Spink R, Monahan C, et al. Joint Live Fire (JLF) Final Report for Instrumentation for Local Accelerative Loading[R]. US Army Research Laboratory Adelphi United States, 2016.
- [72] Committee on the Study of Live Fire Survivability Testing of the F-22 Aircraft Commission on Engineering and Technical Systems National Research Council. Live fire testing of the F-22[M]. Washington, DC: National Academy Press, 1995: 83-85.
- [73] Jeff Johnson, Timothy Staley. F-35: First-Ever Fixed Wing Full-Up System Level[J]. Aircraft survivability, 2007(3): 28-31.
- [74] Torg Anderson. Excellence in survivability DAVE LEGG[J]. Aircraft survivability, 2014(2): 17-18.
- [75] Charles Frankenberger. F135 Propulsion system live fire test(LFT)[J]. Aircraft survivability, 2014(1): 12-14.
- [76] Scott Wacker, Marcus Miller, Dan Cyphers. Joint cargo aircraft hydrodynamic ram LFT&E[J]. Aircraft survivability, 2010(1): 24-28.
- [77] Bourget D, Baillargeon Y, Northrop S. Witness pack calibration for human vulnerability assessment[C]//Jeo Carleone. 20th International Symposium on Ballistics (II). Florida: National Defense Industrial Association, 2002.
- [78] Held M. Shaped Charge Steel Equivalent[C]//Jeo Carleone. 20th International Symposium on Ballistics (II). Florida: National Defense Industrial Association, 2002.
- [79] 柯源, 刘彦, 黄风雷. 不同着角下爆炸成形弹丸对坦克发动机等效靶的毁伤效应[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(02): 130-136.
- [80] 唐昌州, 智小琦, 徐锦波, 陈志斌. 小钨球对防弹衣加松木靶的侵彻研究[J]. 高压物理学报, 2020, 34(05): 155-163.
- [81] 李向东, 杜忠华. 目标易损性[M]. 北京理工大学出版社, 2013.
- [82] 骆亮. 飞机燃油箱油气空间毁伤效应及杀伤概率函数研究[D]. 西北工业大学, 2021.
- [83] Kneubuehl B P, Coupland R M, Rothschild M A. Wound Ballistics, Basics and Applications[M]. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2011.
- [84] Allan J. Fuel tank non-nuclear vulnerability test program[R]. Air Force Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, 1975.
- [85] 陶厚永, 曹伟. 多项式回归与响应面分析的原理及应用[J]. 统计与决策, 2020, 36(08): 36-40.
- [86] Cadini F, Santos F, Zio E. An improved adaptive kriging-based importance technique for sampling multiple failure regions of low probability[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2014, 131: 109-117.
- [87] Nekhrest-Bobkova A, Burdina A. Emergency probability for aircraft vehicle[C]//Journal of

- Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2021, 1925(1): 012049.
- [88] Bouttier F, Courtier P. Data assimilation concepts and methods March 1999[J]. Meteorological training course lecture series. ECMWF, 2002, 718: 59.
- [89] 邓晨, 陈功, 王文正, 孔轶男. 基于不确定度和模型的气动数据融合算法研究[J]. 空气动力学学报, 2022: 1-9.
- [90] Ma Z G. The Application of DS Improving Algorithm in Data Fusion[C]. Advanced Materials Research. Trans Tech Publications Ltd, 2012, 482: 684-687.
- [91] Tamilselvan P, Wang P. Failure diagnosis using deep belief learning based health state classification[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2013, 115: 124-135.
- [92] 刘航, 吕国林. 多源数据融合的无人机性能参数智能感知研究[J]. 计算机仿真, 2022, 39(01): 40-43+48.
- [93] 邓晨, 陈功, 王文正, 郑凤麒. 基于飞行试验和风洞试验数据的融合算法研究[J]. 空气动力学学报, 2022: 1-6.
- [94] 冯立杰, 樊瑶. 基于 D-S 证据理论的多传感器多特征目标识别[J]. 科技导报, 2014, 32(15): 32-36.
- [95] Gortney W E. Dictionary of Military and Associated Terms[J]. Citeseer, 2012.
- [96] Curry H. The current battle damage assessment paradigm is obsolete[J]. Air & Space Power Journal, 2004, 18(4): 13.
- [97] Graswald M, Roßberg D, Dorsch H. Assessing New Operational Opportunities by Scalable Effects with UniVeMo[C]//Proceedings of the 28th International Symposium on Ballistics, Atlanta, GA. 2014.
- [98] Verhagen T L A. The TNO-PML tri-service Vulnerability/Lethality Methodology TARVAC[C]//21th International Symposium on Ballistics. Adelaide, Australia. 2004: 19-23.
- [99] 马艳丽. 杀爆战斗部对典型雷达毁伤评估研究[D]. 北京理工大学, 2016.
- [100] DORSCH H, BONGARTZ A, VOIT H. Fast Running Methods for Penetration Processes in Masonry Materials[C]//30th International Symposium on Ballistics. 2017.
- [101] 赵文杰, 蒋浩征, 王秀兰. 爆炸冲击波对圆抛物面薄壳雷达天线毁伤效应研究[J]. 弹箭与制导学报, 2000(01): 8-13.
- [102] 余文力, 蒋浩征. 地地导弹对面目标毁伤效率仿真研究[J]. 兵工学报, 2000(01): 93-95.
- [103] 高源, 王树山, 梁振刚, 舒彬, 李元生. 破障火箭弹终点毁伤效能评估研究[J]. 火力与指挥控制, 2020, 45(12): 87-91.
- [104] 王树山, 韩旭光, 王新颖. 杀伤爆破弹综合威力评估方法与应用研究[J]. 兵工学报, 2017, 38(07): 1249-1254.
- [105] 裴扬. 飞机非核武器威胁下易损性定量计算方法研究[D]. 西北工业大学, 2006.
- [106] 裴扬, 宋笔锋, 韩庆. 飞机易损性评估软件系统设计与实现[J]. 兵工学报, 2007(06):714-719.
- [107] 倪俊, 韩庆. 破片入射姿态对机体毁伤效果影响研究[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(10): 95-98+103.
- [108] 杨云斌, 钱立新, 卢永刚. 战斗部威力/目标易损性评估软件研究[J]. 现代防御技术, 2008, 36(06): 66-70+164.
- [109] 张高峰, 李向东, 周兰伟, 马丽英. 典型坦克在破甲弹作用下的易损性评估[J]. 弹道学报, 2018, 30(02): 67-74.
- [110] 司凯, 李向东, 郭超, 宫小泽, 姚志军. 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(04): 52-57.
- [111] 尹建平, 张洪成, 王志军, 付璐. 基于灰靶理论的智能雷毁伤效能评估[J]. 火力与指挥控制, 2013, 38(03): 41-44.
- [112] 李向荣, 李帅, 王国辉, 李国栋, 李帆. 基于有限元数据交会的部件毁伤评估方法研究[J]. 北京理工大学学报, 2017, 37(04): 430-435.
- [113] Weiss H K, Stein A. Airplane Vulnerability and Overall Armament Effectiveness[R]. Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground Md, 1947.

- [114] Goland M. Armored Combat Vehicle Vulnerability to Anti-armor Weapons: A Review of the Army's Assessment Methodology[J]. National Academies, 1989.
- [115] Robertson J L, Thompson N P, Wilson L W. Combinatorial Solid Geometry Target Description Standards[R]. Army Research Lab Aberdeen Proving Ground Md, 1996.
- [116] Shiells J E. A Combinatorial Geometry Computer Description of the M9 ACE (Armored Combat Earthmover) Vehicle[R]. Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground Md, 1984.
- [117] 林光宇, 宋笔锋译. 飞机作战生存力分析与设计基础[M], 北京: 航空工业出版社, 1998: P6.
- [118] Richardson S, Horton R, Lawrence J, et al. An Automated Vulnerability Assessment Tool[R]. 1996, No. AIAAPAPER96_1632_C.
- [119] GyllensPetz I M, Zabel P H. Comparison of US and Swedish Aerial Target Vulnerability Assessment Methodologies[R]. 1980, No.AD-A095906.
- [120] 谢邦荣, 邢尚平, 杨建影等. 空中目标易损性建模研究[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(2): P33-36.

二、学位论文研究内容

学位论文的研究目标、研究内容及拟解决的关键性问题（可续页）

5 研究目标

针对飞机目标毁伤评估的实际需求，考虑原型试验的稀缺性及破坏性试验本身的随机性，提出了基于统计学原理和多源毁伤效应数据融合的部件毁伤概率函数构建方法。以战斗部破片作用下结构部件（复合材料翼面）和系统功能类部件（涡扇发动机）的功能毁伤模型与毁伤判据问题为例开展具体研究，以期建立高置信度的部件毁伤概率函数构建方法及其验证体系。具体研究目标如下：

（1）提出基于物理毁伤的结构类部件剩余强度快速预测模型建立方法和系统功能类部件的性能降级模型建立方法，实现飞机典型关键部件（复合材料翼面和涡扇发动机）受损后的物理到功能毁伤映射模型建立；

（2）提出基于 D-S 证据理论的多源毁伤效应数据融合方法，以实现多源数据的高效利用。提出基于逻辑回归和神经网络等统计学原理的部件毁伤概率函数建立方法，并研究毁伤概率函数的指标评价和验证方法，实现飞机关键部件高置信度毁伤判据的建立和验证。

6 研究内容

本研究拟以战斗部破片作为毁伤元，以飞机复合材料翼面结构和涡扇发动机作为两类典型的目标部件，开展毁伤机理与毁伤概率函数研究。主要包括以下三方面研究内容。

（1）飞机关键部件物理到功能毁伤映射模型研究

首先在分析飞机上各部件毁伤特性和功能逻辑特性的基础上对关键部件进行分类，针对不同类型部件提出相应的功能毁伤评估方法。然后通过分析已有数据、开展毁伤试验和数值仿真等方法建立起部件的物理毁伤模型。在此基础上建立受损后的复合材料翼面结构的剩余强度快速预测代理模型和涡扇发动机的性能降级分析模型，完成关键部件物理到功能毁伤映射模型的研究，形成部件的功能毁伤评估模型。具体研究内容如下：

- 飞机关键部件毁伤及功能逻辑特性分析；
- 破片打击下的关键部件物理毁伤模型构建与试验验证；
- 材料尺度复合材料剩余强度快速预测代理模型构建；
- 结构尺度复材结构功能毁伤快速评估代理模型构建；
- 涡扇发动机部件受损后的性能降级建模与分析。

（2）基于多源数据融合的部件毁伤概率函数建立方法研究

在研究内容 1 建立的功能毁伤模型基础上，首先通过蒙特卡罗法进行大量随机模拟生成所需的毁伤效应数据，结合试验数据、有限元仿真数据等多源数据进行数据

融合形成毁伤效应数据集。然后分别基于逻辑回归分析和神经网络模型建立部件的毁伤概率函数。最后针对建立的毁伤概率函数提出相应的性能指标评估方法。具体研究内容如下：

- 基于蒙特卡罗随机模拟的毁伤效应数据生成方法；
- 基于 D-S 证据理论的多源毁伤效应数据融合方法；
- 基于逻辑回归分析的毁伤概率函数建立方法；
- 基于神经网络模型的毁伤概率函数建立方法；
- 毁伤概率函数性能指标评价与验证方法研究。

(3) 部件毁伤概率函数在毁伤评估中的应用研究

通过前两部分研究，已经建立起了飞机典型关键部件的毁伤概率函数模型，在此基础上开展全机毁伤评估研究。首先对现有的评估方法进行分析对比，然后分析飞机的功能逻辑关系、毁伤特性和基本飞行特性，建立飞机全机的系统工作模型。随后开展基于功能模型的毁伤评估方法研究并通过程序实现。具体研究内容如下：

- 现有飞机毁伤评估方法对比分析；
- 飞机全机的系统工作模型构建；
- 基于功能模型的飞机毁伤评估方法研究；
- 基于功能模型的飞机毁伤评估程序实现与算例计算。

7 拟解决的关键问题

对上述研究内容进行分析，研究存在**两项关键问题**：

(1) 部件物理毁伤到功能毁伤的映射模型建立问题

目标部件的毁伤判据不仅与毁伤尺寸、损伤面积等物理毁伤相关，还与受损后的功能降级相关，但功能是依赖于物理存在的，功能毁伤与物理毁伤之间存在关联。解决上述问题的关键是建立部件物理与功能毁伤的映射模型。因此，“部件物理毁伤到功能毁伤的映射模型建立问题”是本研究需要解决的一个关键问题。研究将采用高精度数值模拟+试验验证+代理模型的方法建立复材结构剩余强度的快速预测模型；采用系统功能建模+性能降级分析的方法完成发动机受损后的推力损失和耗油率增加分析，实现两类部件物理到功能毁伤映射模型的构建。

(2) 基于多源毁伤效应数据的毁伤概率函数建立方法问题

不同手段获得的毁伤效应数据不仅结果常常存在差异性，而且误差来源和数据特性也不尽相同，难以直接进行综合利用。此外，采用不同方法建立的毁伤概率函数的置信度、鲁棒性、可移植性等特性具有较大差异，进而影响飞机毁伤评估的准确性。解决上述问题的关键是选择合适的多源数据融合方法和概率函数建立与评价方法。因此，“基于多源毁伤效应数据的毁伤概率函数建立方法问题”是本研究需要解决的另一个关键问题。本项目拟采用基于 D-S 证据理论的多源数据融合方法解决不同途径获

得的毁伤效应数据的高效综合利用问题。分别采用逻辑回归分析和神经网络等统计学方法提取毁伤效应数据中的信息，并建立部件的毁伤概率函数。然后建立毁伤概率函数模型的评价指标体系，定量评估概率函数的置信度和其他性能指标，综合评价所建立概率函数的优劣，并通过设计开展等效靶毁伤试验进行验证，为部件毁伤判据的建立和验证提供依据。

三、学位论文研究计划及预期目标

1 拟采取的主要理论、研究方法、技术路线和实施方案(可续页)

8 研究方案

本研究拟采用的研究方案如图 12 所示。



图 12 研究总体方案

论文研究主要分为三个部分, 研究内容 1 拟通过数值仿真、理论建模、冲击试验和分析已有数据相结合的方法, 建立两类部件(飞机复合材料翼面结构和涡扇发动机)的物理毁伤模型和物理到功能毁伤映射模型, 并将二者结合形成功能毁伤模型。研究内容 2 基于功能毁伤模型采用蒙特卡罗法生成部件毁伤效应数据, 结合其他来源数据进行多源数据融合形成毁伤效应数据集。然后分别采用逻辑回归和神经网络等统计学方法建立毁伤概率函数并评估其性能指标。最后, 研究内容 3 构建飞机全机的系统工作模型, 结合建立的部件毁伤概率函数提出基于功能模型的飞机毁伤评估方法并通过程序实现。

9 有关方法与技术路线

研究的总体技术路线如图 13 所示。

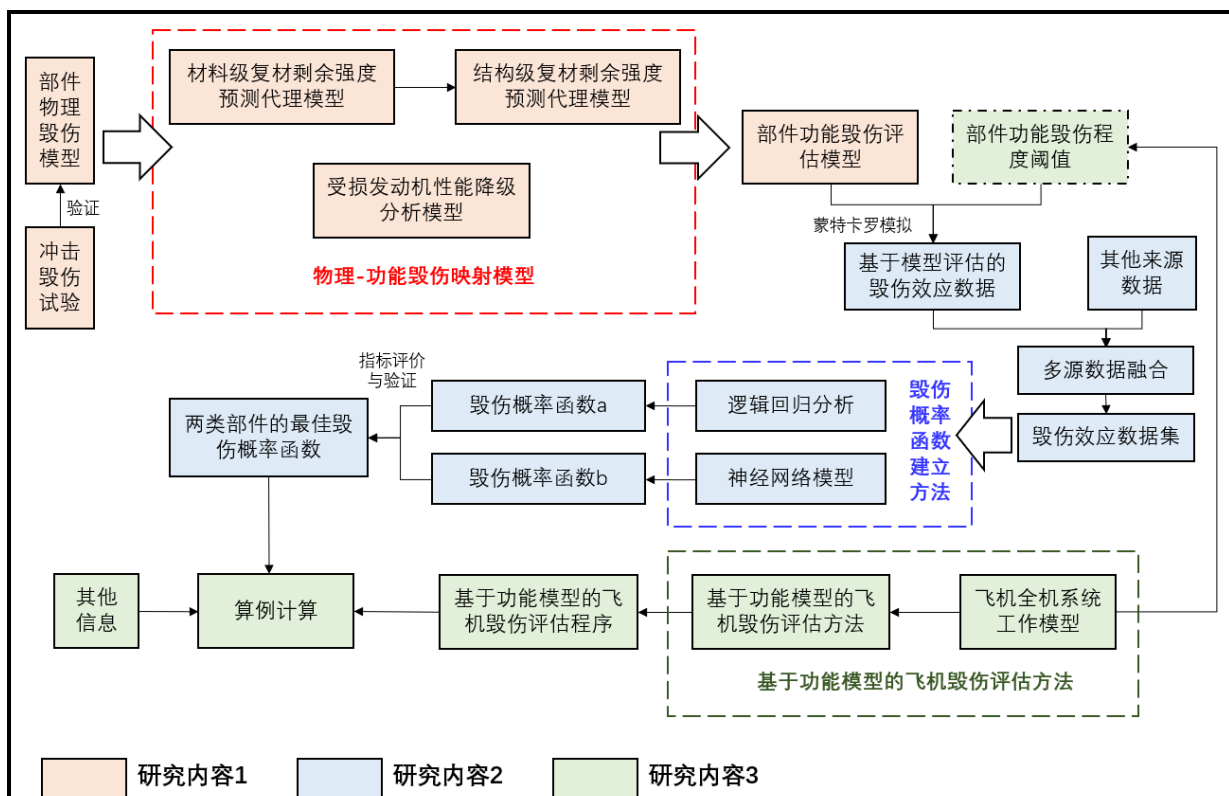


图 13 研究的总体技术路线

具体各部分研究的技术路线与主要理论如下：

9.1 飞机关键部件物理到功能毁伤映射模型研究

本部分研究拟通过分析飞机各关键部件的功能逻辑特性和毁伤特性，根据部件物理-功能毁伤之间的关系对关键部件进行分类，并针对不同类型部件提出相应的功能毁伤分析方法。然后通过整理分析国内外现有模型和经验公式，结合课题组已有试验数据和材料模型开展数值仿真，分别建立金属和复材结构的物理毁伤模型，并设计开展结构冲击波毁伤试验进行验证。在此基础上，首先通过高精度数值模拟和代理模型方法针对简单条件下的复合材料层板建立损伤后的剩余强度快速预测模型，并开展材料级验证试验，然后针对复杂状态下的复材结构建立剩余强度预测模型。对于涡扇发动机，则通过分析建立其系统工作模型，进一步在模型中引入损伤因素后形成受损发动机性能降级分析模型。通过本部分研究将解决关键问题 1：部件物理毁伤到功能毁伤的映射模型建立问题，并为后续研究提供部件功能毁伤分析模型。研究具体步骤如下：

A. 飞机上的关键部件类型众多，毁伤机理不尽相同，无法采用相同的方法建立毁伤判据，针对每一种部件单独研究判据建立方法同样不现实。研究拟首先对飞机关键部件按照物理与功能毁伤的耦合关系进行分类，然后提出相应的毁伤判据研究方法，如表 1 所示。

表 1 关键部件毁伤特性分类与毁伤判据研究思路			
类型	特征	研究思路	适用关键部件
I	物理毁伤、功能毁伤耦合度小，且组件功能较为独立。例如，座舱内部的操纵、显示等组件功能相互独立。	毁伤判据按物理毁伤与功能毁伤两阶段进行研究，建立物理到功能的映射关系。其内部组件单独研究，采用易损面积法确定毁伤概率函数。	(1) 座舱 (2) 航电设备
II	物理毁伤、功能毁伤耦合度小，但组件功能相关性大。例如，结构类部件的受力是整个结构共同承担。	毁伤判据按物理毁伤与功能毁伤两阶段进行研究，并建立物理到功能的映射关系。采用整体分析来确定构建性能（例如，结构剩余强度）。	(1) 结构类部件 (2) 发动机
III	物理毁伤、功能毁伤强耦合，物理与功能毁伤较难区分。	毁伤判据不按物理毁伤与功能毁伤分阶段研究。（例如，战斗部内部装药冲击起爆的毁伤判据）。	(1) 武器弹药 (2) 油箱

第一类部件的毁伤判据可以通过分析部件内部组成和功能逻辑关系，采用易损面积法建立毁伤概率函数。第三类部件的物理和功能毁伤强耦合，无法分阶段进行研究，可以通过毁伤试验直接获取功能毁伤效应数据并建立判据。论文主要针对第二类部件开展研究，拟选取复合材料翼面结构和涡扇发动机作为研究对象，将毁伤过程分为物理毁伤和功能毁伤两个阶段分别开展物理毁伤、物理到功能毁伤映射模型研究，最终形成部件的功能毁伤模型和判据。

B.对于典型金属材料和结构，国内外已经充分的开展了物理毁伤研究（冲击损伤模型），形成了大量经验公式和模型。对于涡扇发动机这类主要使用金属材料的部件，通过整理对比现有模型选择合适的物理毁伤模型。

对于复合材料和结构，拟依据现有的复合材料毁伤效应数据，分析复材结构与金属结构在冲击损伤问题上的异同，整理现有的金属材料冲击损伤模型，通过理论分析初步筛选出适用于复材的模型形式，然后基于复合材料的损伤机理与失效模式对模型进行修正，最终形成适用于复合材料的冲击损伤模型，即物理毁伤模型。具体研究步骤如下：

(1) 在总结前人研究成果的基础上，采用理论推导、试验结果对比和数值仿真等方法，进一步分析复合材料与金属材料在材料力学性能、应力条件、损伤机理、失效模式等方面的异同。

(2) 整理收集国内外现有的相对成熟的金属结构冲击损伤模型，分别从模型架构、变量维度、输出类型、适用范围和是否具备多失效模式等方面进行分析对比，综合对比结果筛选出适用于复合材料的模型。

(3) 基于筛选出的金属结构冲击损伤模型，结合复合材料与金属材料在各个方面的异同和复合材料冲击损伤试验数据对模型进行修正，最终得到复合材料的物理毁伤模型，为后续研究提供支撑。

C.在得到了复合材料的物理毁伤模型后，拟采用显式动力学有限元仿真作为主要手段研究复材平板受损后的剩余强度问题。首先设置两组仿真算例，第一组模拟复材平板在破片冲击下全过程的动态响应并测试受损结构的剩余强度，第二组基于复材的物理毁伤模型将相同工况下的破片冲击损伤预制到模型当中，然后直接仿真测试其剩余强度，对比两组仿真结果以验证预制损伤模拟方法的准确性和可行性。之后全部采用预制损伤方法，研究不同打击工况下受损复合材料平板在简单应力条件（单向拉、压、剪）下的剩余强度。

在此基础上，拟采用代理模型方法，基于已有的毁伤试验数据和数值仿真数据并补充进行试验与数值仿真以完善建模所需的样本数据，建立复合材料受损后剩余强度的响应面，以实现快速准确的材料级复材剩余强度预测，为后续研究提供基础。此外，拟开展少量冲击损伤复材平板的剩余强度测试试验，验证仿真和预测模型的准确性，必要时对模型进行修正。代理模型的建立流程如图 14 所示。

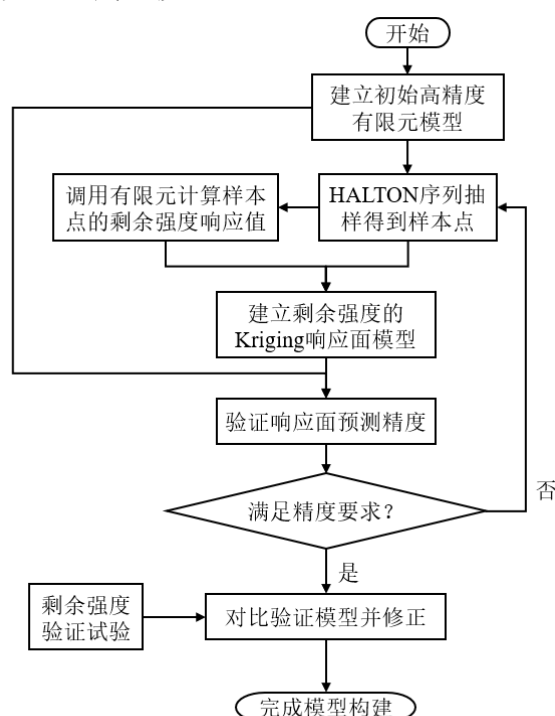


图 14 复合材料剩余强度快速预测代理模型建立流程

D.在材料级复材剩余强度预测模型的基础上，将材料级毁伤扩展至构件级，考虑结构部件由于复杂的几何形状和变化的外部载荷等因素，分析飞机复材翼面结构的典型形式与应力状态，为建立覆盖多种典型应力状态的结构剩余强度预测模型提供依据。与材料级复材剩余强度研究方法类似，首先建立典型复材翼面结构的高精度有限元模型并将损伤预置在模型当中，通过显示动力学仿真的方法模拟结构的动力学响应，仿真测试受损结构在不同加载条件下的剩余强度，然后采用代理模型方法建立受损复材结构的剩余强度的快速预测模型，再结合破片打击下的物理毁伤模型，最后形成复材结构在破片打击下的功能毁伤评估模型。

E.根据飞机涡扇发动机的工作原理，搭建发动机的系统工作模型。拟采用变比热

计算建立某涡扇发动机性能计算的非线性数学模型。基本思路是:已知某涡扇发动机各部件特性图,按照发动机的部件顺序,从进气道到喷管,逐一建立气体流动过程与热力过程方程,按各部件之间的匹配关系建立这些方程的联系,组成非线性方程组,联立求解所有非线性方程组,从而确定发动机的共同工作点。然后在模型中引入破片穿孔损伤,发动机壳体破孔损伤对发动机性能的影响主要是造成发动机内循环空气流量的外泄,使发动机截面的空气流量减少,进而影响发动机的性能。通过上述方法,建立起穿孔位置、尺寸与发动机推力和耗油率之间影响关系的数学模型,即发动机受损后性能降级分析模型,再结合发动机在破片打击下的物理毁伤模型,实现对发动机功能毁伤评估模型的构建。

经过以上步骤,分别建立了受损后复合材料结构的剩余强度预测模型和发动机性能降级分析模型,并形成了相应的功能毁伤评估模型,可以为研究内容 2 中构建毁伤概率函数所需毁伤效应数据的生成提供模型输入。

9.2 基于多源数据融合的部件毁伤概率函数建立方法研究

本部分研究拟在研究内容 1 建立的部件功能毁伤评估模型和研究内容 3 确定的部件毁伤对应的功能毁伤程度的基础上,通过蒙特卡罗随机模拟的方法生成所需的部件功能毁伤效应数据。结合模型评估数据、试验数据和数值仿真数据等多源数据通过数据融合形成部件的毁伤效应数据集。然后分别采用逻辑回归和神经网络等统计学方法建立部件的毁伤概率函数模型,并提出相应的概率函数指标评价和验证方法。通过本部分研究将解决关键问题 2: 基于多源毁伤效应数据的毁伤概率函数建立方法问题,并为后续研究提供部件的毁伤概率函数。研究具体步骤如下:

A. 得到复合材料结构部件和涡扇发动机在破片冲击作用下的功能毁伤评估模型后,建立考虑破片数量、破片质量、破片速度、打击角度等随机因素的破片威力场随机生成模型。通过蒙特卡罗随机模拟的方法评估各种打击工况、载荷情况和工作状态下部件的功能毁伤程度,再跟研究内容 3 中确定的部件毁伤对应的功能毁伤程度进行对比,以确定部件的毁伤情况。在随机模拟时,需要综合考虑各模拟工况在现实中可能出现的概率大小及影响程度。以复材结构为例,基于剩余强度预测模型(功能毁伤模型)的毁伤效应数据集的建立流程如图 15 所示。

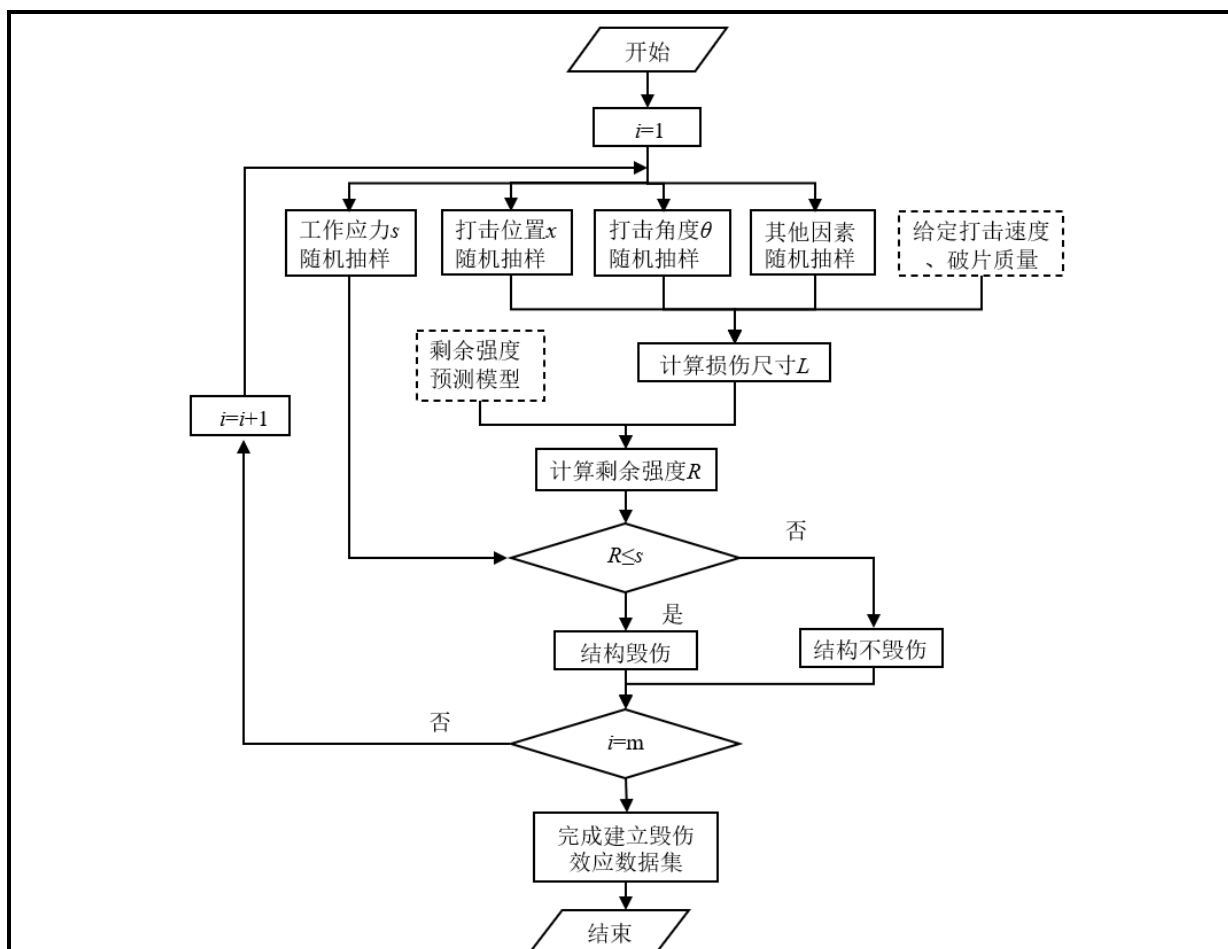


图 15 基于功能毁伤模型的复材结构毁伤效应数据集的建立流程

B.对于同一个打击工况，可能同时拥有试验数据、功能毁伤模型评估数据、有限元仿真数据以及专家评估数据等不同途径获得的毁伤效应数据，且不同途径数据之间可能存在矛盾或者部分数据不完备（如：试验只测量了穿孔尺寸，未进行剩余强度测试）的问题。拟采用 D-S 证据理论对多源数据进行融合，得到的毁伤结论将比单一途径获得的毁伤数据更有说服力。考虑到不同途径获得的毁伤效应数据的精度和可信度不同，分别对不同渠道获得的数据给出可信度指标，并进一步给出数据融合处理后该工况毁伤结论的可信度指标，作为该工况数据在建立部件毁伤概率函数过程中的权重。通过本部分研究可以将这些复杂来源的毁伤效应数据进行综合利用，一方面降低数据获取成本，最大限度的提升所建立部件毁伤判据的整体精度。另一方面，工程单位长期积累的大量毁伤试验数据可以进一步得到有效利用。

C.基于多随机因素下的部件毁伤效应数据，采用逻辑回归方法建立部件的毁伤概率函数。首先对所有随机因素进行相关性和主成分分析，筛选出对毁伤结果影响显著的随机因素组。然后通过两种方式对毁伤效应数据进行逻辑回归，第一种方法是直接对所有显著影响因素进行多元逻辑回归分析，建立多变量的毁伤概率函数；第二种方法则是先通过理论分析将显著影响因素组合成一个标准因子，再将标准因子作为自变量，毁伤结果作为因变量进行单因素逻辑回归，建立单一变量的毁伤概率函数。

D.相比其他神经网络模型而言，广义回归神经网络（GRNN）具有更强的非线性

映射能力和柔性网络结构以及更高的容错性和鲁棒性，并且在样本数量较小时，预测效果也很好，能够很好的解释预测对象和多个影响因素之间的复杂非线性关系。如图 16 所示，研究拟建立一个 GRNN 模型对战斗部破片打击下部件的毁伤概率进行预测，模型的输入为各主要影响因素，输出为部件的毁伤概率预测值，用建立的毁伤效应数据集作为样本对模型进行训练。拟采用粒子群算法（PSO）对 GRNN 的模型参数进行优化，根据模型预测精度补充训练样本。在此基础上，拟对神经网络的结构和算法进行改进，使得神经网络的输入参数维度可变，以实现输入参数不完备情况下部件毁伤概率的预测，最终建立起基于神经网络的部件毁伤概率预测模型。

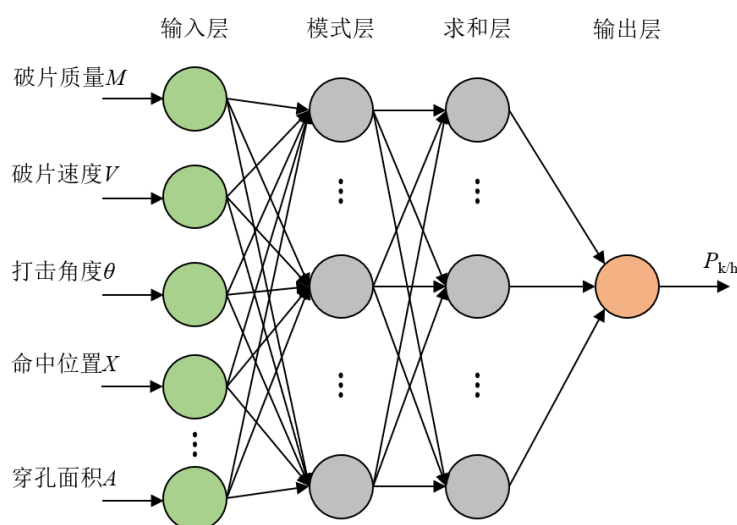


图 16 GRNN 网络结构示意图

E.通过前面的研究得到了多种基于不同建立方法的部件毁伤概率函数，为综合评价和对比毁伤概率函数的优劣，拟通过理论分析建立毁伤概率函数的指标评价体系，并通过设计等效靶毁伤验证试验和统计分析方法对模型指标进行评估和验证。基于此评价体系对比分析基于不同方法建立的毁伤概率函数的优劣，得出部件最终的毁伤概率函数。

经过以上步骤，建立了复合材料结构部件和涡扇发动机在战斗部破片打击下的毁伤概率函数，可以为研究内容 3 的飞机综合毁伤评估研究提供数据输入。

9.3 部件毁伤概率函数在毁伤评估中的应用研究

通过研究内容 1、2，解决了如何判断受到毁伤元打击后是否会造成部件功能毁伤的问题，但毁伤评估的最终目标是判断威胁打击下是否会造成飞机毁伤。本部分研究拟针对飞机建立全机的系统工作模型，实现部件毁伤到飞机目标毁伤之间的映射关系建模。再结合之前研究建立的部件毁伤判据，拟在现有飞机毁伤评估方法基础上提出一种基于功能模型的飞机毁伤评估方法，并通过程序实现。研究具体步骤如下：

A.首先分析对比现有的飞机毁伤评估方法和模型，明确现有评估方法的特点、优势和不足，为后续研究提供参考。

B.综合考虑飞机的飞行动力学特性、结构静态动态承载特性、操稳特性等维持飞机

稳定飞行的基本特性，以及燃油消耗、隐身、通信等影响飞机执行任务的功能特性，同时拟通过引入部件功能耦合系数矩阵来描述飞机部件与部件、部件与子系统、子系统与子系统之间功能的相互影响关系，最终完成全机的系统工作模型建立。所建立的模型可以定量分析部件不同程度功能毁伤对飞机功能的影响，进而得到飞机毁伤即部件毁伤所对应的部件功能毁伤程度，可为研究内容 2 中生成部件毁伤效应数据提供依据，同时为后续研究提供模型支撑。

C.在飞机系统工作模型的基础上，根据战斗部类型、当量、破片类型、破片数量、飞散角、方位角等信息，通过经验公式结合数值仿真的方法建立破片威力场模型。通过面元划分的方法将飞机模型离散化，并赋予面元材料和厚度信息用于评估物理毁伤。采用射击线算法计算破片的命中位置，并结合物理毁伤模型计算被打击位置的穿透情况以及破片的剩余速度和质量，用于后续计算。根据建立的部件毁伤概率函数和毁伤元信息，评估部件的毁伤概率。基于飞机的系统工作模型评估部件毁伤对飞机功能的影响，并通过计算得到飞机各等级下的毁伤概率。最终完成基于功能模型的飞机毁伤评估方法研究。

D.研究拟基于 Matlab/Simulink 环境，将所提出的基于功能模型的飞机毁伤评估方法通过编程实现，并设置算例进行计算以验证所提方法的合理性。

经过以上步骤，建立了基于功能模型的飞机毁伤评估方法和程序，可以为飞机及其他目标毁伤评估领域的后续研究提供参考。

2. 研究计划可行性，研究条件落实情况，可能存在的问题及解决办法（可续页）

10 研究计划可行性分析

（1）研究方案与研究思路可行

研究的核心目标是解决破片冲击下飞机部件毁伤概率函数的建立方法问题，本研究将其分为两部分分别开展研究。

第一部分是要解决部件功能毁伤评估的问题，通过分析已有数据、开展毁伤试验和数值仿真等方法可以建立起部件的物理毁伤模型，但部件的毁伤不仅与毁伤尺寸、损伤面积等物理毁伤相关，还与受损后部件的功能降级相关，且功能毁伤与物理毁伤之间存在内在关联。因此，研究拟通过试验、仿真与理论分析相结合的方法建立受损后的复合材料结构剩余强度快速预测代理模型和涡扇发动机受损后的性能降级模型，完成关键部件物理到功能毁伤映射模型的研究，并进一步形成部件的功能毁伤评估模型。

第二部分是要解决毁伤概率函数的建立问题，基于第一部分研究建立的部件功能毁伤评估模型，采用蒙特卡罗随机模拟的方法生成所需的毁伤效应数据，再结合其他来源数据进行多源数据融合形成毁伤效应数据集。然后分别采用逻辑回归分析和神经网络等统计学方法对数据进行分析处理，建立起部件的毁伤概率函数模型。最后，提出毁伤概率函数的指标评价体系和验证方法，以综合评估所建立判据的优劣。

在解决研究的核心问题后，拟通过分析研究建立飞机全机的系统工作模型，提出基于功能模型的毁伤评估方法并通过编程进行实现，设置算例进行毁伤评估计算以验证所提方法和所建模型的合理性。

从上面可以看出，研究各部分内容之间互相支撑、环环相扣，研究思路清晰，研究方案合理可行。

（2）研究方法及采用的技术理论具有可行性

A. 通过开展高精度有限元数值模型可以较为准确的预测复材结构受损后的剩余强度变化，但是计算效率很低，难以满足建立毁伤概率函数所需的大量毁伤效应数据要求。而代理模型方法是通过使用近似模型来模拟高精度模型，代理模型的计算结果与原模型非常接近，但是求解计算量较小，常用于解决需要开展大量工况计算的研究问题，如：代表性的 Kriging 模型已经在航空气动优化领域获得了广泛应用。因此，本研究采用 Kriging 代理模型方法建立复合材料受损后的剩余强度预测模型具有可行性。

B. D-S 证据理论是一种不精确推理理论，属于人工智能范畴，最早应用于专家系统中，具有处理不确定信息的能力。D-S 理论使用证据组合规则对多源数据进行融合，从而得到不确定性问题的解，能够充分发挥多源信息融合的优势。因此，本研究采用 D-S 证据理论对通过毁伤试验、功能毁伤评估模型、有限元仿真以及专家评估等不同途径获得的毁伤效应数据进行数据融合，建立高可信度的毁伤效应数据集具有可行性。

C. 神经网络模型是由大量的、简单的处理单元（称为神经元）广泛地互相连接而形成的复杂网络系统，是一个高度复杂的非线性动力学习系统，特别适合处理需要同时考虑多个因素和条件的、输入输出信息不精确或模糊的问题，而部件在毁伤元作用下的毁伤概率问题正好是输入输出信息存在不确定性，且输入输出关系为高度非线性问题。因此，本研究采用神经网络方法建立部件的毁伤概率函数具有可行性。

（3）申请人所在课题组长期在飞机毁伤评估与易损性评估、复合材料冲击损伤、毁伤评估软件开发等方面积累了大量研究基础。此外，本研究开展过程中可以结合课题组的相关项目开展验证试验。

综上所述，本研究的研究方案和思路合理可行，研究拟采用的技术理论具有可行性，课题组在相关领域积累了大量研究基础并具备所需的研究条件。

11 可能存在的问题及解决办法

（1）研究中涉及到一些毁伤验证试验，而毁伤试验的开展难度较大且成本较高，在研究过程中可能由于客观条件限制无法单独开展。

解决方法：一方面可以结合课题组后续相关项目研究开展等效靶毁伤试验，或者设计加工等效靶搭载课题组相关试验进行验证；另一方面，可以通过搜集国内外相关

的研究和试验结果，并与本研究的结果进行对比，完成对相关研究内容的验证。

（2）针对复材翼面结构和涡扇发动机两类关键部件进行毁伤评估研究时，所需的部件详细信息可能无法搜集全。如：翼面各结构的厚度、发动机各截面的面积等。

解决方法：首先通过广泛调研文献资料，搜集所需的信息和数据，在此基础上，结合飞机设计理论、航空复材结构设计理论以及航空发动机原理等相关学科的专业知识，对搜集不到的信息和数据进行合理推定。对于学术研究，更重要提出一种部件毁伤概率函数的建立方法，算例的作用是验证该方法的可行性。因此，通过上述方法获取所需的部件信息不影响所提方法的合理性。

3. 研究计划及预期成果

	起止年月	完成内容
研究计划	2022.04-2022.07	完成博士开题；完成两类部件的特性分析和物理毁伤模型构建。
	2022.08-2022.12	完成受损复材平板剩余强度预测代理模型的构建；完成材料级验证试验；完成受损复材翼面结构功能毁伤预测模型的构建。
	2023.01-2022.03	完成涡扇发动机受损后性能降级分析模型的构建。
	2023.04-2023.06	完成毁伤效应数据的生成与多源数据融合；完成基于逻辑回归分析的毁伤概率函数的建立；完成博士论文中期检查。
	2023.07-2023.09	完成基于神经网络模型的毁伤概率函数的建立；完成毁伤概率函数指标评价体系和验证方法的研究。
	2023.10-2024.01	完成等效靶验证试验；完成飞机全机系统工作模型的搭建。
	2024.02-2024.04	完成基于功能模型的飞机毁伤评估方法研究和编程实现，并完成算例计算。
	2024.05-2024.09	完成学位论文撰写和毕业答辩。

预期创新点及成果形式

12 预期创新点及成果形式

12.1 预期创新点

研究首先通过数值仿真、理论建模、冲击试验和分析已有数据相结合的方法，建立两类部件的物理毁伤模型、物理到功能毁伤映射模型以及功能毁伤模型。然后基于多源毁伤效应数据和统计学方法建立部件的毁伤概率函数。最后，通过构建飞机全机的系统工作模型，结合建立的部件毁伤概率函数提出基于功能模型的飞机毁伤评估方法并通过程序实现。本研究预期的学术创新之处在于：

（1）提出基于代理模型的结构部件受损后剩余强度的快速预测方法，解决复结构类部件（如复材结构）物理毁伤到功能毁伤的映射模型问题；

（2）建立系统功能类部件的性能降级分析模型，解决该类功能件（如涡扇发动

机) 物理毁伤到功能毁伤的映射模型问题;

(3) 提出基于多源毁伤效应数据和神经网络模型的部件毁伤概率函数建立方法, 并研究毁伤概率函数的指标评价和验证方法, 解决飞机关键部件高置信度毁伤判据的建立和验证问题。

12.2 预期成果

(1) 博士学位论文;

(2) 基于代理模型的复合材料结构剩余强度快速预测模型;

(3) 基于多源毁伤效应数据与统计学原理的部件毁伤概率函数建立方法;

(4) 发表 EI 论文两篇:

①题目拟定: 基于功能模型的飞机毁伤评估方法研究。拟投:《兵工学报》;

②题目拟定: 航空涡扇发动机受损后的性能降级分析方法。拟投:《航空学报》。

(5) 发表高水平 SCI 论文两篇:

①题目拟定: Rapid prediction of residual strength of damaged composite structures based on Kriging model. 拟投:《Composite Structures》;

②题目拟定: Establishment method of aircraft component damage probability curve based on PSO-GRNN. 拟投:《Defence Technology》。

备注	
----	--