

战斗机阻力伞载荷计算研究

蔡志军, 闵强, 余继红

(中国航空工业集团有限公司成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘要: **目的** 通过对战斗机阻力伞载荷计算开展研究, 为阻力伞安装支持结构的静强度和疲劳强度分析提供支持。**方法** 分别运用工程计算方法、流固耦合数值模拟方法, 并对比阻力伞火箭滑车试验实测数据, 对阻力伞载荷计算开展研究。同时基于飞参数据, 运用统计学方法对影响阻力伞载荷大小和方向的开伞速度、飞机俯仰角、侧风速度与方向等参数进行统计分析, 为载荷谱编制提供数据基础。**结果** 确定阻力伞载荷工程计算方法中动载系数 k 取为 1.2, 将一次放伞的载荷历程简化为以拉直力和张满力为峰值的两个载荷循环, 且拉直力为张满力的 50%。以某型飞机 766 架起落飞参数据为基础, 运用皮尔逊 III 型分布、指数分布对开伞速度、飞机俯仰角、侧风速度与方向等参数进行拟合, 结合阻力伞载荷计算方法, 得出阻力伞载荷大小和方向分布的统计规律。**结论** 明确了阻力伞载荷计算方法及计算相关参数选取, 同时提出一种符合战斗机实际使用环境的阻力伞载荷谱编制方法。

关键词: 阻力伞; 流固耦合; 火箭滑车试验; 统计分析; 载荷谱

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.022

中图分类号: V216 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0122-07

Load Calculation of Drag Parachute for Fighter

CAI Zhi-jun, MIN Qiang, YU Ji-hong

(AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China)

ABSTRACT: The paper aims to provide support for the static strength and fatigue strength analysis of the installation support structure of the drag parachute through research on the load calculation of the fighter drag parachute. By using engineering calculation method, fluid structure coupling numerical simulation method, and comparing the measured data of drag parachute rocket pulley test, the load calculation of drag parachute was studied. At the same time, based on the flight data, drag parachute release velocity, aircraft pitch angle, cross-wind velocity, direction and other parameters affecting the drag parachute load were statistically analyzed, to provide data base for compilation of load spectrum. The dynamic load coefficient k was determined to be 1.2 in engineering calculation method of parachute load, and the load history of parachute releasing was simplified as two load cycles with the peak value of stretching force and tension force, and the straightening force was 50% of the full tension force. Based on 766 takeoff and landing flight data of a certain type of aircraft, the parachute release velocity, aircraft pitch angle, cross-wind velocity and direction were fitted by Pearson III distribution and exponential distribution. Combined with the calculation method of drag parachute load, the statistical law of drag parachute load value and direction distribution was obtained. The calculation method of parachute load and the selection of relevant parameters are defined. At the same time, a compilation method of parachute load spectrum in accordance with the actual use environment

收稿日期: 2020-06-30; 修订日期: 2020-07-07

Received: 2020-06-30; Revised: 2020-07-07

作者简介: 蔡志军(1985—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为强度综合设计。

Biography: CAI Zhi-jun (1985—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: comprehensive strength design.

of fighter is proposed.

KEY WORDS: drag parachute; fluid solid coupling; rocket sled test; statistical analysis; load spectrum

阻力伞是飞机利用空气阻力刹车的一种装置，它辅助正常的机轮刹车，用以缩短飞机着陆滑跑距离。我国研制的战斗机基本都采用阻力伞装置，如图 1 所示。



图 1 枭龙系列飞机阻力伞
Fig.1 Drag parachute of JF-17

阻力伞在使用过程中，放伞过程时间短、载荷大，是阻力伞工作过程中最为复杂的一个阶段^[1]，也一直是国内外学者非常关注的一个阶段^[2-6]。其产生的阻力伞载荷作为一项重复载荷源，常常会引起阻力伞安装支持结构发生疲劳破坏。

阻力伞安装支持结构裂纹的出现，凸显了对阻力伞安装支持结构开展疲劳强度分析与试验的重要性。在对阻力伞安装支持结构进行疲劳强度分析与试验时需要以阻力伞载荷谱作为输入条件，目前尚无任何规范介绍阻力伞载荷谱的编制方法。因此需要一种能反应飞机使用环境的阻力伞载荷谱来合理地分析阻力伞安装支持结构的疲劳特性。

文中首先对战斗机阻力伞一次完整的放伞过程进行分析，研究阻力伞载荷大小以及方向的影响因素。然后对飞参数据进行统计分析，得出阻力伞载荷大小和方向分布的统计规律，提出一种符合战斗机实际使用情况的阻力伞载荷谱编制方法，并运用此方法编制某型战斗机阻力伞载荷谱。

1 阻力伞放伞载荷历程分析

飞机阻力伞在使用过程中，都会经历放伞、引导伞将伞系统拉直、主伞充气张满、抛伞这样一个完整的过程。阻力伞结构在一次完整的放伞过程中，其载荷历程需要关注两个载荷峰值，即引导伞将伞系统拉直的拉直力和主伞充气张满的张满力。一次放伞的载荷历程可简化为以拉直力和张满力为峰值的两个载荷循环，如图 2 所示。

完整的阻力伞放伞过程可分为以下三个阶段。

1) 开舱—放伞—拉直过程。当战斗机接地后，到达规定的速度时，飞行员进行打开阻力伞的动作。此时，折叠于伞包内的主伞由引导伞拉出并拉直。

2) 稳定快速减速过程。当阻力伞拉直后，主伞

开始充气张满，飞机开始快速减速。文献[7]中指出：性能优异的阻力伞在放伞过程中，方向较为稳定（见图 3b），阻力伞连接绳不会出现较大的摆动角等方向不稳定的现象（见图 3a）。

此时，影响阻力伞载荷方向的主要因素见表 1。

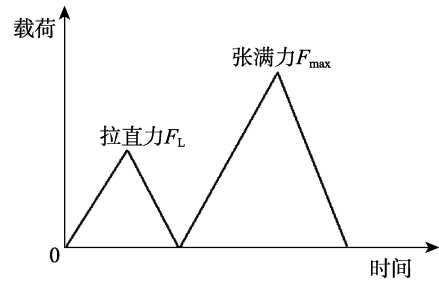


图 2 一次放伞的载荷历程简化
Fig.2 Simplification of load history for one drag parachute release

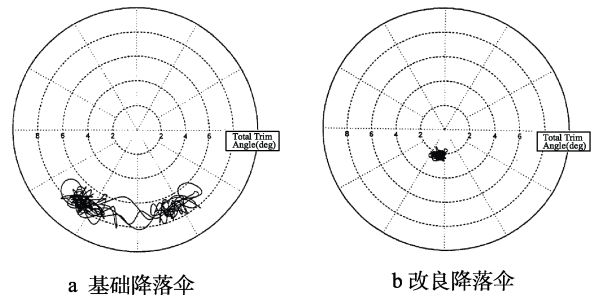


图 3 美国亚特兰蒂斯航天飞机阻力伞设计优化中放伞试验伞顶位置变化

Fig.3 Variation of drag parachute top position in drag parachute release test of Atlantis space shuttle: a) baseline parachute; b) modified parachute

表 1 阻力伞载荷方向变化产生原因及主要影响因素
Tab.1 Causes and main influencing factors of load direction change of drag parachute

序号	方向	主要产生原因	主要影响因素
1	向上偏	机尾下沉，两点着陆放伞，阻力伞载荷相对于机身轴线向上偏	着陆姿态（俯仰角）
2	向下偏	三点水平着陆放伞，受尾流、地面效应等影响，阻力伞载荷相对于机身轴线向下偏	地面效应（速度较小时，重力作用下沉）
3	左右偏	受侧风、尾流等影响，阻力伞载荷相对于机身轴线左右偏	侧风

3) 速度降低，阻力伞出现下沉摆动，速度更低，阻力伞摆动剧烈，抛伞。随着飞机速度的降低，阻力

伞载荷也越来越小,受飞机尾流和地面效应的影响越来越突出,阻力伞开始出现下沉和摆动等现象,飞机速度进一步降低,飞行员进行抛伞动作。

2 阻力伞载荷计算与验证

对于阻力伞载荷的计算可运用工程计算方法或流固耦合模拟两种方法,同时可通过阻力伞火箭滑车放伞实测试验直接测得放伞过程的载荷历程。

2.1 工程计算方法

对于阻力伞载荷的计算,目前国军标^[8]只给出阻力伞开伞张满力的工程计算方法。阻力伞载荷即规定空速下的阻力载荷,计算公式为:

$$F = C_s A_s q \quad (1)$$

式中: F 为主伞产生的阻力载荷; C_s 为与伞衣结构面积有关的阻力系数,文献[5]中推荐环缝伞取 0.5 左右,十字伞取 0.6 左右; A_s 为伞衣结构面积(其中将 $A = C_s \times A_s$ 定义为阻力伞特征面积); q 为对应速度下的动压, $q = \frac{1}{2} \rho v^2$ (ρ 为空气密度, v 为伞张满时瞬间速度)。

阻力伞在最大放伞速度下开伞瞬间的冲击载荷即为最大载荷,计算公式为:

$$F_{\max} = kF \quad (2)$$

式中: k 为动载系数,与伞衣结构形式和材料特性等因素有关,文献[9]中推荐动载系数一般取 1.1~1.4。

拉直力的计算,文献[10]中给出了降落伞拉直力载荷的计算方法。拉直力计算公式为:

$$F_L = \sqrt{\frac{nEmv_R^2}{L_{sh}}} \quad (3)$$

式中: n 为伞绳数量; E 为伞绳弹性模量; m 为伞系统质量; v_R 为伞绳拉直瞬间伞与飞机的相对速度; L_{sh} 为伞衣伞绳全部拉直时长度。

2.2 流固耦合模拟

阻力伞的开伞过程流固耦合模拟是指从伞系统拉直到完全充满过程,整个过程中性能的变化主要由开伞速度、伞衣充满时间、充气距离、投影面积变化及载荷变化等情况构成。展开过程分析仅模拟了阻力伞从即将打开到完全展开过程,在初始展开阶段,结构模型如图 4 所示。

为实现耦合面定义,需将伞衣面进行封闭,形成密闭气囊,封闭单元采用 Dummy 元,如图 5 所示。整个耦合面为实现气流流通,分为伞衣、进气口、出气孔三个部分。

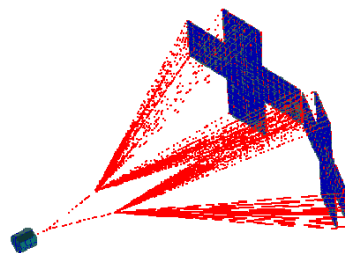


图 4 主伞结构拉格朗日固体网格模型
Fig.4 Lagrange solid mesh model of main parachute structure

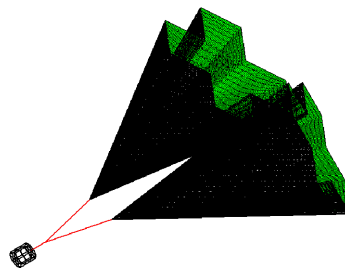


图 5 气囊模型
Fig.5 Airbag model

欧拉区域定义将伞所有可能运动区域划分出来,如图 6 所示。两个欧拉域不重合,分别与耦合面内面和外面相关联。模拟出的主伞从打开到张满过程如图 7 所示。

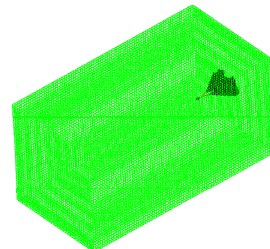


图 6 一般耦合
Fig.6 General coupling

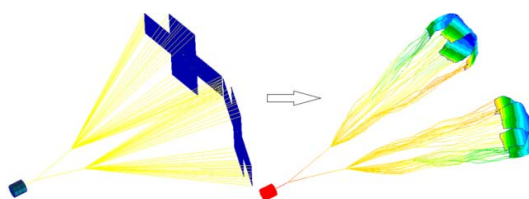


图 7 阻力伞开伞过程流固耦合模拟
Fig.7 Fluid solid coupling simulation of drag parachute opening process

2.3 阻力伞放伞试验对比验证

火箭滑车放伞试验可测定阻力伞的工作程序、最大使用载荷、阻力特征、强度可靠性等性能指标是否满足飞机的要求,并对阻力伞在火箭滑车上使用时的摆动范围作初步测试。某型飞机所使用的十字型阻力伞共进行了 4 次火箭滑车放伞试验,试验测得阻力伞从开伞到抛伞全过程的速度与时间 ($v-t$)、力与时间

($P-t$) 同步曲线。其中, 最大张满力与最大拉直力的关系如图 8a 所示, 最大拉直力约等于最大张满力的 50%。参考其他型号飞机的 9 次火箭滑车试验数据 (如图 8b 所示), 可以得出相同的结论: 最大拉直力约等于最大张满力的 50%。

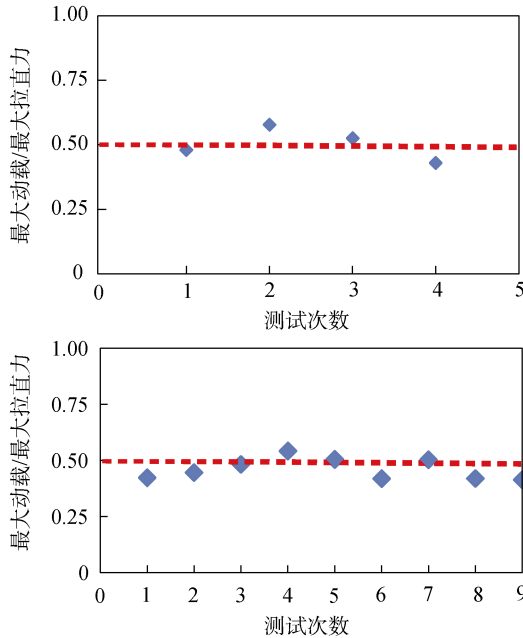


图 8 最大拉直力与最大张满力关系

Fig.8 Relationship between maximum straightening force and maximum tension force

根据 4 次火箭滑车放伞试验中测得的主伞张满速度、阻力特征值、现场空气密度、开伞动载等数据, 可计算出每次试验中的动载系数 (见图 9)。4 次试验中的动载系数平均值 $k=1.18$ 。

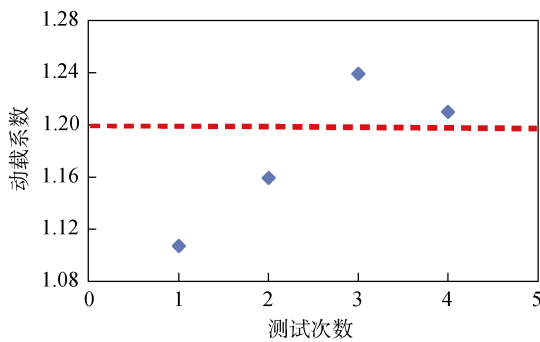


图 9 试验中的动载系数

Fig.9 Dynamic load factor in test

将工程计算方法结果、流固耦合模拟结果和阻力伞载荷火箭滑车试验实测结果进行对比 (见图 10)。通过对比计算与试验结果可知: 经过适当地调整材料属性参数, 流固耦合模拟可以得到与火箭滑车试验曲线较一致的开伞动载。工程计算方法考虑了 $k=1.2$ 的动载系数及阻力特征值的保守选取, 计算结果要大于试验结果。

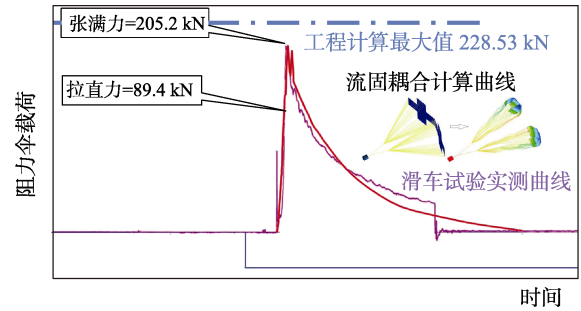


图 10 阻力伞载荷计算结果与试验对比

Fig.10 Comparison between calculation results and test results of drag parachute load

工程计算方法结果和流固耦合计算结果均与试验结果吻合度较好, 工程计算方法结果比试验结果稍大, 更保守安全, 流固耦合计算方法需要依据试验结果进行相关参数调整。由于试验结果较少, 因此流固耦合计算方法不便于进行多种工况的疲劳载荷谱的载荷计算, 故最终选取工程计算方法用于阻力伞载荷谱编制的张满力计算。

对于拉直力的计算, 由式 (3) 可知, 拉直力的计算需要已知 v_R (伞绳拉直瞬间伞与飞机的相对速度), 该速度值缺少试验实测同时又无法在飞行参数中体现出来, 因此在载荷谱中多工况的载荷计算过程中无法用工程算法计算拉直力。对于流固耦合模拟, 由于阻力伞从伞舱拉出到完全展开过程十分复杂, 特别是从伞舱拉出到伞伸直过程, 这是一个冲击的过程, 难以用流固耦合模拟计算拉直力。在阻力伞载荷火箭滑车试验中, 对放伞全过程的载荷进行测量, 可以测得拉直力及拉直力与张满力之间的关系 (见图 8)。

综上所述, 用于编谱的拉直力计算, 基于火箭滑车试验数据统计, 取为张满力的 1/2, 即拉直力为:

$$F_L = \frac{1}{2} F_{\max} \quad (4)$$

3 阻力伞载荷相关飞行参数统计

飞机在飞行过程中, 机载飞行参数记录器实时记录大量的飞行参数数据, 在飞行结束后, 可对记录器中记录的飞行参数数据进行分析^[11], 确定飞机在飞行过程中的状态及飞机所经历的部分环境参数。与阻力伞载荷相关的飞行参数分为两部分: 一部分为与阻力伞载荷大小直接相关的“放伞时飞机表速”; 另一部分则是与阻力伞载荷方向有关的放伞时刻的“风速”、“风向”、“真航向角”、“俯仰角”。

共统计了某型号 766 个起落的飞参数据, 统计方法为: 以一个起落的阻力伞放伞指令信号为基准, 截取放伞时刻的“表速”、“俯仰角”、“真航向角”、“飞机质量”、“风速”、“风向”等参数值, 以此作为统计分

析的基础。

3.1 放伞速度统计

由 2.1 节的式 (1) 可知, 放伞速度直接关系到阻力伞载荷的大小。根据国军标^[12]中对舰载机及其他各类飞机着陆(舰)下沉速度的规定, 舰载飞机及其他各类飞机的进场速度由皮尔逊III型分布函数决定。统计某型飞机放伞速度, 统计结果如图 11 所示。采

用皮尔逊III型分布的概率密度函数拟合放伞速度的分布关系, 结果如图 12 所示。对拟合的皮尔逊III型分布函数进行 χ^2 检验, 给定显著性水平 $\alpha=0.05$, 查表得临界值 $\chi^2_{0.05}(9-1)=15.507$, 拟合得 $\chi^2=9.842<15.507$, 即该分布形式通过检验。

得到放伞速度的分布后, 即可运用式 (1)、(2), 结合阻力伞的相关参数, 计算得到阻力伞载荷(张满力)的分布, 结果如图 13 所示。

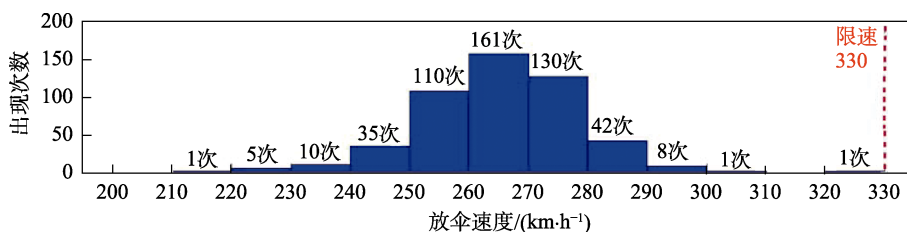


图 11 统计某型飞机 766 个架次放伞速度

Fig.11 Statistics of drag parachute release speed of 766 sorties of a certain type of aircraft

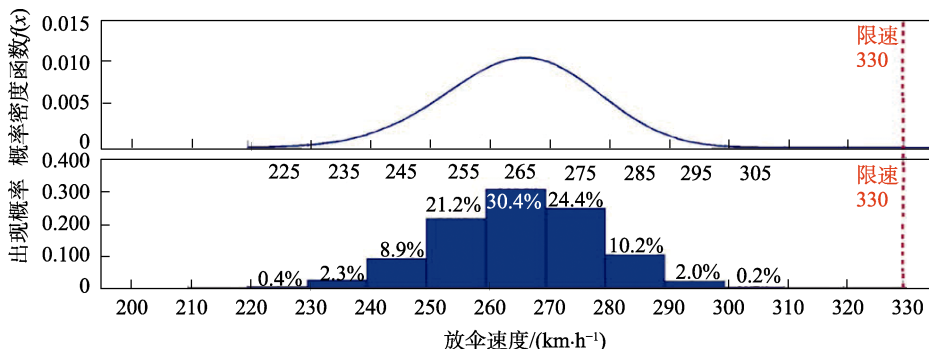


图 12 皮尔逊 III 型分布拟合的放伞速度分布

Fig.12 Drag parachute release velocity distribution fitted by Pearson III distribution

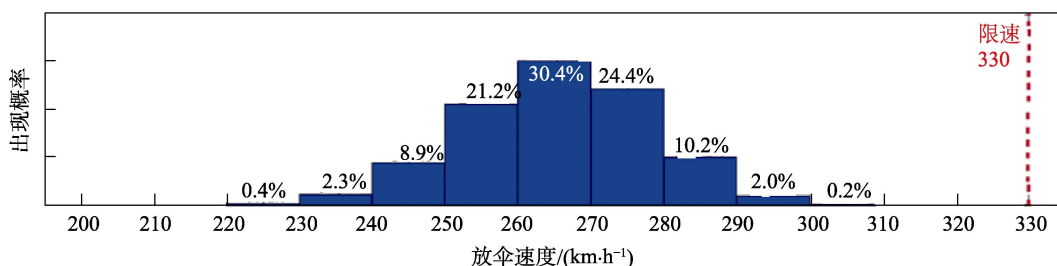


图 13 某型飞机阻力伞载荷(张满力)分布

Fig.13 Load (full tension force) distribution of drag parachute of an aircraft

3.2 飞机俯仰角统计

由表 1 可知, 飞机着陆时的俯仰角直接关系到阻力伞上偏的方向角度。对某型飞机 766 个起落放伞时的俯仰角进行统计, 统计结果如图 14 所示。从放伞时战斗机的俯仰角统计数据可以看出, 有部分飞行员偏向于前轮快接地、三点姿态时放伞, 即图 14 深色统计数据部分(俯仰角小于 2°); 有部分飞行员偏向于两点着陆、机尾下沉时就放伞, 此时俯仰角遵循皮尔逊III型分布, 即图 14 浅色统计数据部分。由俯仰角的统计数据进一步得到阻力伞上偏的统计分布, 见表 2。

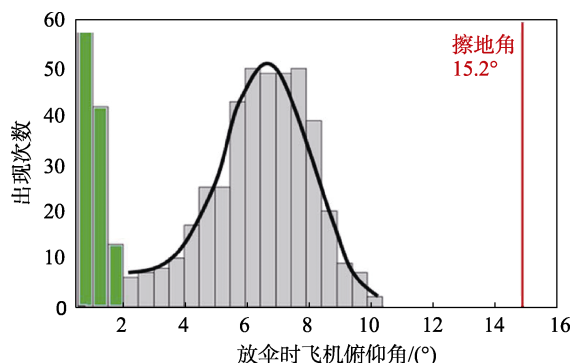


图 14 放伞时俯仰角统计

Fig.14 Statistics of pitch angle during drag parachute release

表 2 阻力伞上偏统计分布
Tab.2 Statistical distribution of upward deflection of drag parachute

阻力伞上偏角度	百分比/%
正向后	21.55
向上偏 3°	6.05
向上偏 5°	22.11
向上偏 7°	37.62
向上偏 9°	12.67

3.3 侧风速度与方向统计

由表 1 可知，飞机着陆时的正侧风直接关系到阻力伞左右偏的方向角度。统计某型飞机 766 个起落着陆时与侧风的风速/风向相关的飞行参数，统计的结果以相对飞机位置为基准，在风玫瑰图 (Wind Rose) 中体现 (如图 15 所示)。

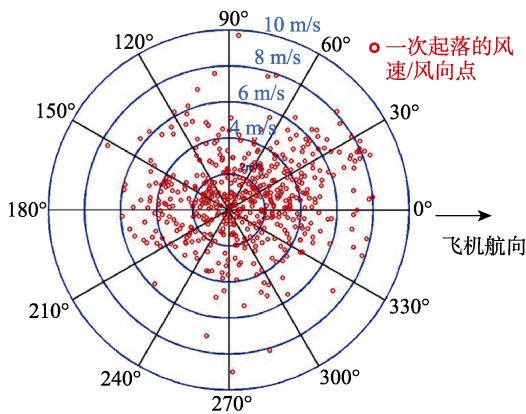


图 15 某型飞机着陆放伞时风速/风向统计风玫瑰图
Fig.15 Wind rose chart of wind speed/direction statistics during parachute landing of an aircraft

将得到风速/风向的侧风全部转化成相对于机身轴线的正侧风，转换后的统计结果如图 16 所示。从统计数据可以看出，某型飞机放伞时遭遇的正侧风速度分布服从于指数分布。再根据正侧风、开伞速度与阻力伞左右偏角的关系 (如图 17 所示)，计算阻力伞左右偏角，得到阻力伞左右偏角的统计分布见表 3 (以左偏为例，右偏对称)。

4 带偏度阻力伞载荷谱编制

确定了飞机一次放伞的载荷历程，基于飞参数据结合工程算法，得到阻力伞载荷 (张满力) 大小分布、阻力伞上偏分布和阻力伞左右偏分布。将 N 次 (设计

使用寿命对应起落次数)放伞载荷历程先按比例分配载荷值，再将各载荷值按比例分配上偏角度，最后按比例分配左右偏角度，即得到阻力伞载荷 (张满力) 及方向的发生频次。

依照式 (4) 计算拉直力，将每一次放伞过程构建如图 2 所示载荷循环，随机排列 N 次放伞过程的载荷循环后，即得到包含拉直力、张满力，具有具体载荷方向的阻力伞载荷谱，如图 18 所示。

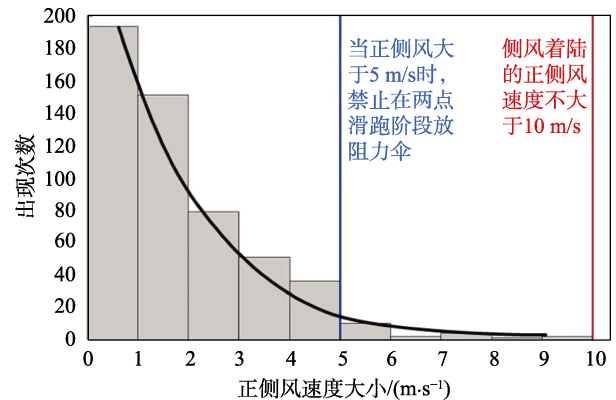


图 16 某型飞机着陆放伞时正侧风速度分布
Fig.16 Crosswind velocity distribution during drag parachute landing of an aircraft

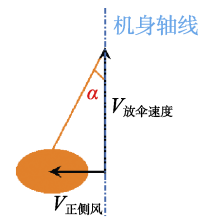


图 17 正侧风作用下阻力伞偏度与速度矢量的关系
Fig.17 Relationship between deflection and velocity vector of drag parachute under crosswind

表 3 阻力伞左偏统计分布 (右偏对称)
Tab.3 Statistical distribution of drag parachute left deviation (right deviation symmetry)

阻力伞左偏角度	百分比/%
左偏 0°	36.48
左偏 2°	28.55
左偏 4°	14.93
左偏 6°	9.64
左偏 8°	6.81
左偏 10°	3.59

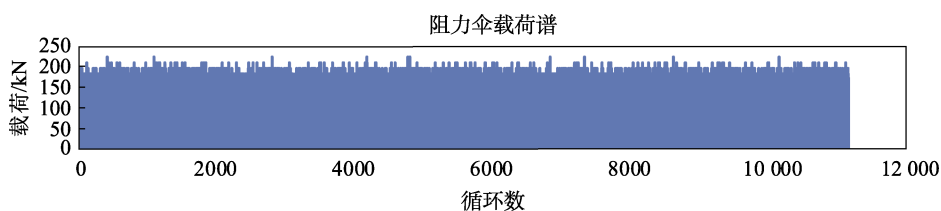


图 18 阻力伞载荷谱
Fig.18 Drag parachute load spectrum

5 结语

阻力伞载荷谱是对阻力伞支持结构进行疲劳强度设计、分析、试验的重要输入条件,目前尚无任何规范明确阻力伞载荷谱的编制方法。文中以某型战斗机飞参数据为基础,研究与阻力伞载荷密切相关的参数(放伞速度、飞机俯仰角、侧风速度与方向),并对数百个起落的飞参数据进行统计分析,结合阻力伞载荷计算方法,得出阻力伞载荷大小和方向分布的统计规律,从而提出一种符合战斗机实际使用情况的阻力伞载荷谱编制方法,并最终运用此方法编制某型飞机阻力伞载荷谱。

文中所编制的阻力伞载荷谱可为阻力伞支持结构设计、分析、试验提供重要依据和参考。国内研制的战斗机系列均采用阻力伞结构设计,该方法可推广至其他型号,编制相应的阻力伞载荷谱。

参考文献:

- [1] 余莉, 明晓, 胡斌. 降落伞开伞过程的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(2): 176-180.
YU Li, MING Xiao, HU Bin. Experimental Investigation in Parachute Opening Process[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(2): 176-180.
- [2] DESABRAIS K J. Velocity Field Measurements in the Near Wake of a Parachute Canopy[D]. Worcester, MA: Worcester Polytechnic Institute, 2002.
- [3] WATKINS J W. A Total Energy Method to Predict Parachute Canopy Inflation Forces[C]// 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Monterey. California: AIAA, 2003.
- [4] ARAI N, SUZUKI K. Inflation Process and Free Oscillation of Flexible Parachute-like Body[C]// 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Munich, Germany: AIAA, 2005.
- [5] DOHERR K. Extended Parachute Opening Shock Estimation Method[C]// 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Monterey, California: AIAA, 2003.
- [6] JOHARI H. Aerodynamics of Parachute Opening[R]. AD Report Mechanical Engineering Department Worcester Polytechnic Institute, 2002.
- [7] Meyerson R E. Space Shuttle Orbiter Drag Parachute Design[C]// 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Boston: AIAA, 2001.
- [8] GJB 2638—1996, 飞机阻力伞系统通用规范[S].
GJB 2638—1996, General Specification for Aircraft Brake Parachute System[S].
- [9] 刘锐琛. 飞机起落架强度设计指南[M]. 第1版. 成都: 四川科学技术出版社, 1989.
LIU Rui-chen. Guide for Strength Design of Aircraft Landing Gear[M]. 1st edition. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989.
- [10] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 第1版. 北京: 宇航出版社, 1997.
WANG Li-rong. Parachute Theory and Application[M]. 1st Edition. Beijing: Astronautics Press, 1997.
- [11] 金慧琴, 王正磊, 胡文春. 飞机飞行参数数据预处理方法研究[J]. 指挥控制与仿真, 2017, 39(3): 121-125.
JIN Hui-qin, WANG Zheng-lei, HU Wen-chun. A Research on Preprocessing Methods of Flight Data[J]. Command Control & Simulation, 2017, 39(3): 121-125.
- [12] GJB 67.4 A—2008, 军用飞机结构强度规范 第4部分: 地面载荷[S].
GJB 67.4 A—2008, Military Airplane Structural Strength Specification Part 4: Ground Loads[S].