中型无人机飞行包线研究

熊俊,郑威,李洪淼,刘照琳,季凯

中电科芜湖通用航空产业技术研究院有限公司, 安徽 芜湖 241000



摘 要:由于现有国内外无人机标准均参考有人机适航规章与标准制定,飞行包线中载荷因数规定得相对保守,直接造成机体结构设计偏重。本文对比研究国军标无人机强度刚度规范GJB 5435—2005 与北约无人机系统适航性要求 NATO STANGA 4671 中的飞行包线计算方法,采用离散突风模型与连续湍流模型计算飞机突风载荷因数,同时结合美国联邦航空局(FAA)通用飞机法向加速度数据分析与收集项目 DOT/FAA/CT-91/20发布的飞行载荷因数实测数据,对现有标准中的中型无人机飞行包线进行合理裁剪,裁剪后的飞行包线可有效降低机翼载荷,进一步促进飞机结构减重。

关键词:中型无人机;机动载荷因数;突风载荷因数;飞行包线

中图分类号:V221.6

文献标识码:A

近年来,随着智能化、信息化技术的发展,智能无人系 统也逐渐装备各军种,特别是大中型无人机受到国内外各 军种广泛好评。国外具有代表性的大中型无人机有美军 "捕食者""死神"与"全球鹰"系列无人机^[1-3]、欧洲的"雷神" 与"神经元"无人机^[4]、俄罗斯的"猎户座"无人机^[5]、以色列 的"苍鹭"无人机^[6],以及土耳其的"旗手"无人机^[5]、以色列 的"苍鹭"无人机^[6],以及土耳其的"旗手"无人机^[7]。国内具 有代表性的大中型无人机有航空工业"翼龙"系列无人机、 航天科技"彩虹"系列无人机、腾盾科技"双尾蝎"系列无 人机。

虽然大中型无人机已经装备国内外大量用户,但是目前公开的资料显示,适用于大中型无人机的设计标准尚处于逐步完善阶段,国内外试行的无人机设计标准有国家军用标准GJB 5435—2005^[8]以及北约标准规范大部分内容源于有人机设计标准^[10-13],在无人机设计标准规范大部分内容源于有人机设计标准^[10-13],在无人机飞行包线的定义上面偏于保守,特别是对于大展弦比、低翼载无人机,其突风(阵风)载荷因数(又称过载,量纲一)采用离散突风模型进行计算,造成无人机突风载荷因数偏大^[14],且缺乏实际试飞测试数据支撑。而对于大展弦比、低翼载无人机而言,机翼临界载荷工况正好为突风载荷工况,这样就直接造成无人机机体结构设计载荷偏大,重量(质量)偏大。本文针对现有国内外无人机飞行包线中载荷因数的规定相对保守,直接造成机体结构设计偏重的问题,以某型活塞式单发大展弦比

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.07.008

中空长航时无人机设计研发为例,对国内外中型无人机飞 行包线计算方法进行对比研究,并结合大量通用飞机飞行 载荷因数实测统计数据,对现有标准中的中型无人机飞行 包线进行合理裁剪,降低机翼临界突风载荷因数,进一步促 进飞机结构减重。

1 载荷因数计算理论

1.1 机动载荷因数计算

国家军用无人机标准GJB 5435.2—2005 中无人机强度 和刚度规范的第2部分飞行载荷章节对无人机机动载荷因 数的选取进行了直接规定,某中型无人机对应的机动载荷 因数在-1.0~3.0之间。

北约无人机标准NATO STANAG 4671^[9]结合了美国与 欧洲多个北约成员国的无人机标准规范,在CS 23部^[12]基 础上进行增补与裁剪获得,其机动载荷因数按照式(1)~式 (2)进行计算

$$n_{\rm m,+} = \min\left\{2.1 + \frac{10886}{G + 4536}, 3.8\right\}$$
(1)

 $n_{\rm m,-} = -0.4 n_{\rm m,+}$ (2)

式中, $n_{m,+}$ 为正机动载荷因数, $n_{m,-}$ 为负机动载荷因数,G为无人机重量。

1.2 离散突风模型计算突风载荷因数

国家军用无人机标准 GJB 5435.2—2005 无人机强度和刚度规范的第2部分飞行载荷章节对无人机突风载荷因

收稿日期: 2023-04-25; 退修日期: 2023-05-19; 录用日期: 2023-06-16

引用格式: Xiong Jun, Zheng Wei, Li Hongmiao, et al. Flight envelope research on medium-sized UAV [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(07):57-62. 熊俊,郑威,李洪淼,等. 中型无人机飞行包线研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(07):57-62.

数计算方法进行了规定,某中型无人机离散突风载荷计算 公式如式(3)~式(5)所示

$$n_{\rm g} = 1 + \frac{\rho_0 C_{la} V_{\rm eq}}{2G/S} K_{\rm w} W_{\rm co,eq} \tag{3}$$

$$K_{\rm w} = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \tag{4}$$

$$\mu_{\rm g} = \frac{20/3}{gC_{la}\rho_{\rm H}b_{\rm av}} \tag{5}$$

式中, n_{g} 为突风(阵风)载荷因数, ρ_{0} 为海平面空气密度, C_{la} 为升力线斜率, V_{eq} 为当量空速, K_{w} 为离散突风减缓因子, $W_{co,eq}$ 为折算当量突风速度, μ_{g} 为质量参数,G/S为翼载,g为重力加速度, ρ_{H} 为所在高度空气密度, b_{av} 为机翼平均几何弦长。

北约无人机标准 NATO STANAG 4671 规定的突风载 荷因数计算公式与国家军用标准 GJB 5435.2—2005 规定的 一致,均采用式(3)~式(5)进行计算。

1.3 连续湍流模型计算突风载荷因数

国家军用无人机标准 GJB 5435.2—2005 与北约无人机标准 NATO STANAG 4671 用于计算突风载荷的模型均为离散突风模型,其计算值采用的升力线斜率为常数,而实际情况下机翼升力线斜率随着迎角增大呈逐渐减小的趋势。所以考虑到升力线斜率的非线性变化,采用连续湍流模型^[15-16]对突风载荷因数进行计算,计算公式如式(6)所示

$$N_0 = f_0 \sqrt{\frac{R_6 + B_1 R_4}{R_4 + B_1 R_2}} \tag{6}$$

式中,N₀为突风载荷因数增量,R_j为法向载荷因数频率响应 方程求解的响应积分分量,j取0、2、4、6。B₁为积分求解参 数,其计算公式如式(7)所示

$$B_1 = 4\left(\zeta - \frac{1}{4\pi f_0 \tau}\right) \tag{7}$$

式中,*ζ*为相对阻尼常数,*f*₀为无阻尼自然频率,*τ*为平动响应时间常数,其计算公式如式(8)~式(10)所示

$$\zeta = \frac{v_{\rm dl}}{4\pi\delta f_0} \left(1 - \frac{\overline{c}^2 \left(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \right)}{2r^2 C_{l\alpha}} \right) \tag{8}$$

$$f_0 = \frac{v_{\rm dl}}{\pi r} \sqrt{-\frac{\bar{c}}{4\delta C_{la}}} \left(C_{ma} + \frac{\bar{c}}{2\delta} C_{mq} \right) \tag{9}$$

$$\tau = \frac{\delta}{v_{\rm eq}} \tag{10}$$

式中, *c* 为平均气动弦长, *r* 为俯仰回转半径, *C*_{la} 为升力线斜 率, *C*_{ma} 为俯仰力矩系数导数, *C*_{má} 为迎角变化率引起的俯仰 力矩系数导数, *C*_{mg} 为俯仰角速度引起的俯仰力矩系数导 数; *b* 为平动响应距离常数, 计算公式如式(11)所示

$$\delta = \frac{2G}{\rho_{\rm H}gSC_{la}}$$
(11)
式中,S为机翼面积。

2 无人机飞行包线计算基本性能参数

在开展某型活塞式单发大展弦比中空长航时无人机飞 行包线计算与绘制之前,需要给出有关无人机的性能参数, 如飞机重量与惯量、几何外形、气动性能参数、飞行速度以 及基本物理参数等信息,表1为无人机飞行包线计算所需 的基本性能参数。

表1 飞行包线计算基本性能参数

Table 1 Basic performance parameters for flight envelope calculation

参数	数值	参数	数值		
最大起飞重量/kg	800	机翼面积/m ²	11.62		
机翼展长/m	13.56	机翼展弦比	17.12		
机翼平均几何弦/m	0.79	机翼平均气动弦长/m	0.81		
飞机俯仰惯性矩/(kg·m²)	612	飞机偏航惯性矩/(kg·m²)	1320		
飞机俯仰回转半径/m	1.12	飞机偏航回转半径/m	1.35		
升力线斜率/(1/rad)	6.30	飞行高度/m	6000		
设计巡航速度/(m/s)	55.56	设计俯冲速度/(m/s)	77.78		
正失速速度/(m/s)	27.20	负失速速度/(m/s)	47.27		
海平面空气密度/(kg/m ³)	1.225	重力加速度/(m/s ²)	9.81		
机翼1/4弦长后掠角/(°)	0	相对突风长度/m	762		
俯仰力矩系数导数*	-0.98	kussner 参数	1.5		
迎角变化率引起的俯仰力	1.01	俯仰角速度引起的俯仰力	-5.86		
矩系数导数*	-1.91	矩系数导数*			
注:带*的数据为通过数值计算方法获得					

3 无人机飞行包线计算对比分析

依据国家军用标准 GJB 5435.2—2005 规定的机动载 荷因数选取原则以及突风载荷因数计算公式(3)~式(5)计 算并绘制无人机飞行包线(见图1)。如图1所示,蓝色实线 为机动载荷包线,绿色实线为突风载荷包线,淡青色实线 为俯冲速度线,其余虚线为辅助线。由图1可知,按国军标 GJB 5435.2—2005 规定获得的某中型无人机飞行包线中突 风载荷包线完全覆盖机动载荷包线,且速度 V_c下的机动载 荷因数范围为-1.0~3.0,突风(阵风)载荷因数范围为 -3.17~5.17。

依据北约无人机标准NATO STANAG 4671 中规定的 机动载荷因数计算公式(1)、式(2)以及突风载荷因数计算 公式(3)~式(5)计算并绘制某中型无人机飞行包线 (见图2)。











如图2所示,蓝色实线为机动载荷包线,绿色实线为 突风载荷包线,淡青色实线为俯冲速度线,其余虚线为辅 助线。按北约无人机标准NATO STANAG 4671规定获得 的某中型无人机飞行包线中突风载荷包线完全覆盖机动 载荷包线,且速度 V_c下的机动载荷因数范围为-1.52~3.8, 突风载荷因数范围为-3.17~5.17。

对比图1与图2飞行包线计算结果可知,国军标GJB 5435.2—2005与北约无人机标准NATO STANAG 4671计算

的突风载荷包线一致,其范围均在-3.17~5.17。按北约无人 机标准 NATO STANAG 4671 计算的机动载荷包线范围 -1.52~3.8,大于国军标GJB 5435.2—2005 的取值-1.0~3.0。

依据表1与式(6)~式(11),同时结合文献[15]中的图表 参数,可以计算得出速度为V_c时突风载荷因数增量N₀为 3.17。由于飞机在飞行包线角点C的突风载荷因数大小为 突风载荷因数增量值加上飞机正常平飞状态过载因数1.0, 故采用连续湍流模型计算获得C点突风载荷因数为4.17。 对比国军标 GJB 5435.2—2005 与北约无人机标准 NATO STANAG 4671 离散突风模型在飞行包线角点C的突风载 荷因数计算结果可知,离散突风模型计算的突风载荷因数 更为保守。如果采用连续湍流突风模型计算的突风载荷因 数进行机翼载荷计算与结构设计,便可获得更轻的机翼结 构设计。

4 通用飞机实测载荷因数对比分析

由于影响突风载荷因数的主要参数为飞机展弦比与翼 载荷,且突风载荷主要为大气湍流导致,不受人为因素影 响,所以对于采用相同翼型、类似展弦比与翼载荷设计的无 人机,其突风载荷响应与有人机基本相似。

本文采用美国联邦航空局(FAA)发布的通用飞机实测 突风载荷飞行数据对中型无人机连续湍流突风模型计算结 果进行确认与验证。图3^[17]所示为仅做基础科目的正常类 活塞式单发通用飞机实际飞行测量突风载荷谱数据曲线。 纵轴为飞机平均每海里突风载荷因数超越累积次数,横轴



60

 $\frac{a_{\rm n}}{a_{\rm nLLF}} = \frac{(a_{\rm t}-1)}{(n_{\rm g}-1)}$ (12)

式中,*a*_n为飞机法向加速度增量,*a*_t为飞机实测法向加速度 值,*a*_{nLLF}为飞机限制突风载荷因数增量,*n*_g为设计巡航速度 下的限制突风载荷因数。

图 3 中的数据采用 10 架各型最大起飞重量在 680~ 1100kg、机翼面积在 13.56~16.72m²的通用飞机进行飞行测 试。总飞行测试小时数为 5470h,制造商给定的所有测试飞 机设计巡航速度 V_c平均值为 57.47m/s,制造商给定的巡航 速度 V_c下设计限制突风载荷因数平均值为 3.43。根据式 (12)与图 3 实测飞行统计数据的计算结果分析,具有 90% 可靠度与 95% 置信度(B基准值)的突风载荷因数实测累积 总频次见表2。

由表2数据分析表明,90%可靠度与95%置信度条件下,在5470飞行小时实测数据中,随着载荷因数的绝对值增加,其出现的超越累积频次越来越少,直到在整个飞行过程中仅出现1次载荷因数截止累积。最小负突风载荷因数仅出现1次时对应的载荷因数为-1.91,最大正突风载荷因数仅出现1次时对应的载荷因数为4.47。故由表2可知,最大起飞重量在680~1100kg、机翼面积在13.56~16.72m²的通用飞机实测突风载荷因数范围为-1.91~4.47。且实际飞行测试突风载荷因数最大值4.47比连续湍流模型计算的突风载荷因数5.17小15.66%,由此可知连续湍流模型比离散突风模

表2 突风载荷因数实测累积总频次(B基准值) Table 2 Measured cumulative total frequency of gust load factor (B basic value)

法向 加速度比	载荷因数	总频次/次 B基准值	法向 加速度比	载荷因数	总频次/次 B基准值
-0.15	0.64	2935216	0.15	1.36	11150334
-0.25	0.39	76324	0.25	1.61	157625
-0.35	0.15	7260	0.35	1.85	10972
-0.45	-0.09	1272	0.45	2.09	1622
-0.55	-0.33	320	0.55	2.33	375
-0.65	-0.58	101	0.65	2.58	117
-0.75	-0.82	37	0.75	2.82	45
-0.85	-1.06	15	0.85	3.06	21
-0.95	-1.30	6	0.95	3.30	11
-1.05	-1.55	3	1.05	3.55	6
-1.15	-1.79	1	1.15	3.79	4
-1.20	-1.91	1	1.20	3.91	3
1.32	4.20	2	1.43	4.47	1

型计算结果更精确。

5 无人机飞行包线裁剪

对于某型活塞式单发大展弦比中空长航时无人机,其 翼载荷较低,机动载荷包线被突风载荷包线覆盖。且由于 无人机机动载荷因数由飞控系统进行限制,需用机动载荷 因数最大只需到3.0即可^[18],故某中型无人机限制机动载荷 包线的裁剪选用国家军用标准GJB 5435.2—2005中的规 定,其大小范围为-1.0~3.0。

国家军用标准 GJB 5435.2—2005 中规定的突风载荷 因数与北约无人机标准 NATO STANAG 4671 中规定的突 风载荷因数计算方法保持一致,均采用离散突风模型计 算。出于升力系数的非线性原因,采用离散突风模型计算 结果偏于保守,而采用连续湍流模型计算结果4.17(速度 V_c点)与通用飞机实测飞行统计数据4.47 相当,差别不超 过 6.71%。综合考虑连续湍流模型计算结果与实测飞行 数据,某中型无人机突风载荷包线大小范围按保守原则取 -2.0~4.5,因此某中型无人机飞行包线可做如图 4 所示 裁剪。





图4中蓝色实线为结合图1、图2之后确定的机动载荷 包线,其峰值大小范围为-1.0~3.0。红色实线为在图2基础 上结合连续湍流模型计算结果及实际飞行测试统计数据裁 剪后的突风载荷包线,其峰值大小范围为-2.0~4.5。

6 结论

本文通过研究国内外设计标准对无人机飞行包线的规

定与计算方法,以某中型无人机为例,采用离散突风模型与 连续湍流模型对无人机突风载荷因数进行了计算对比,同 时采用通用飞机实测数据对计算结果进行了验证,理论计 算与实测数据均表明现有国内外标准中的突风载荷因数所 采用的离散突风模型计算结果过于保守,而采用连续湍流 模型的计算结果与飞行实测数据的偏差更小。对于最大起 飞重量在680~1100kg、机翼面积在13.56~16.72m²、设计巡 航速度不大于57.47m/s的活塞式单发无人机飞行包线设 计,提出如下建议:(1)最大机动载荷因数取3.0,最小机动 载荷因数取-1.0,最大突风载荷因数取4.5,最小突风载荷 因数取-2.0。(2)突风载荷包线为机体结构设计需要考虑的 临界工况,机翼、尾翼、机身等主结构建议按照突风载荷包 线进行设计。

参考文献

[1] 张家茂,石海明.美军大型无人机装备发展概述(上)[J].军民 两用技术与产品,2021(1):16-21.

Zhang Jiamao, Shi Haiming. Overview of the development of large unmanned aerial vehicle equipment in the US army (Part 1) [J].Dual Use Technology & Products, 2021(1):16-21.(in Chinese)

[2] 张家茂,石海明.美军大型无人机装备发展概述(下)[J].军民 两用技术与产品,2021(2):27-31.

Zhang Jiamao, Shi Haiming. Overview of the development of large unmanned aerial vehicle equipment in the US army (Part 2) [J]. Dual Use Technology & Products, 2021(2): 27-31. (in Chinese)

[3] 宗有帅,俞明,张红顺,等.美军大中型一体无人机发展特点 及趋势[J].战术导弹技术,2022(6):32-41.

Zong Youshuai, Yu Ming, Zhang Hongshun, et al. Development characteristics and trends of large and mediumsized integrated unmanned aerial vehicles in the US military [J]. Tactical Missile Technology, 2022 (6): 32-41.(in Chinese)

[4] 张建华,赵晨皓,吕诚中.察打一体无人机发展现状及趋势 [J].飞航导弹,2018(2):19-24,56.

Zhang Jianhua, Zhao Chenhao, Lyu Chengzhong. Current status and trends of the development of Chada integrated unmanned aerial vehicle [J]. Aviation Missile, 2018 (2): 19-24, 56.(in Chinese)

[5] 刘怡彪,薛珂,王春科.国外无人机发展趋势研究[J].工程与
 试验,2020,60(3):41-42,64.
 Liu Yibiao, Xue Ke, Wang Chunke. Research on the

development trends of foreign unmanned aerial vehicles [J]. Engineering and Testing, 2020,60 (3): 41-42, 64.(in Chinese)

- [6] 杨梅枝,李伟业.以色列军队无人机发展现状及基本经验[J]. 飞航导弹,2021(3):53-56.
 Yang Meizhi, Li Weiye. The development status and basic experience of Israeli military unmanned aerial vehicles [J]. Aviation Missile, 2021 (3): 53-56.(in Chinese)
- [7] 鲁亚飞,郭正,吴岸平.土耳其TB-2中小型察打一体无人机的发展与启示[J].飞航导弹,2021(5):43-47.
 Lu Yafei, Guo Zheng, Wu Anping. Development and enlightenment of Türkiye's TB-2 small surveillance and strike integrated UAV[J]. Aeronautical Missile, 2021(5): 43-47. (in Chinese)
- [8] GJB 5435—2005 无人机强度和刚度规范(系列)[S].中国人 民解放军总装备部,2005.
 GJB 5435—2005 Specification for strength and rigidity of unmanned aerial vehicles (Series) [S]. General Equipment

unmanned aerial vehicles (Series) [S]. General Equipment Department of the People's Liberation Army of China, 2005. (in Chinese)

- [9] NATO STANAG 4671 UAV systems airworthiness requirements (USAR) for North Atlantic Treaty Organization (NATO) military UAV systems [S]. North Atlantic Joint Treaty Organization, 2007.
- [10] International committee of the American Association(ASTM)
 F2245-16 standard specification for design and performance of a light sport airplane [S]. American Society for Testing and Materials,2016.
- [11] Airworthiness standards (FAR 23): Normal category airplanes[S]. Federal Aviation Administraton, 2020.
- [12] Airworthiness standards(CS-23) : Certification specifications for normal -category aeroplanes [S]. European Union Aviation Safety Agency,2020.
- [13] 祁圣君,尹文强.北约无人机系统适航标准分析[J].航空标准 化与质量,2015(5):53-56.
 Qi Shengjun, Yin Wenqiang. Analysis of airworthiness standards for NATO unmanned aerial vehicle systems[J]. Aviation Standardization and Quality, 2015(5):53-56.(in Chinese)
- [14] 李建华,刘凯,李平坤,等.低速长航时无人机垂直突风过载 分析[J].航空工程进展,2017,8(3):304-307.

Li Jianhua, Liu Kai, Li Pingkun, et al. Analysis of vertical gust

overload of low speed long endurance unmanned aerial vehicles [J]. Progress in Aviation Engineering, 2017,8(3): 304-307.(in Chinese)

- [15] Frederie M H.Gust loads on aircraft:Concepts and applications[M]. Washinton,D.C,USA: AIAA Education Series, 1988.
- [16] Peele K L. A method for estimating some longitudinal and lateral rigid-body response of airplanes to continuous atmospheric turbulence [R]. NASA TND-6273,1971.
- [17] Locke J E, Smith H W. General aviation aircraft normal acceleration data analysis and collection project[R].DOT/FAA / CT-91/20, 1993.
- [18] 胡牡丹,李智军,陈建东,等.一种无人机需用过载分析方法
 [J].教练机,2016(4):47-49.
 Hu Mudan, Li Zhijun, Chen Jiandong, et al. An overload analysis method for unmanned aerial vehicles[J]. Training Aircraft, 2016(4): 47-49.(in Chinese)

Flight Envelope Research on Medium-sized UAV

Xiong Jun, Zheng Wei, Li Hongmiao, Liu Zhaolin, Ji Kai CETCD Wuhu General Aviation Industry Technology Research Institute Co., Ltd., Wuhu 241000, China

Abstract: Due to the current domestic and international standards for UAV based on the airworthiness regulations and standards of existing general aircraft, the relatively conservative load factor in the flight envelope directly lead to more weight of the aircraft structure. This paper studied and compared the flight envelope calculation method in the strength and stiffness specification of the national military standard UAV GJB5435—2005 and the airworthiness requirement of NATO UAV system NATO STANGA 4671, used the discrete gust model and the continuous turbulence model to calculate the aircraft gust load coefficient. Combining the measured data of the flight load coefficient published by the general aircraft normal acceleration data analysis and collection project DOT/FAA/CT-91/20 of the FAA(Federal Aviation Administration) of the United States, the flight envelope of medium-sized UAV in the existing standards is reasonably cut. The flight envelope cut could effectively reduce wing load and further promote weight reduction of the aircraft structure.

Key Words: medium-sized UAV; maneuver load factor; gust load factor; flight envelope