

文章编号:1674-8190(2017)04-450-07

轻型通用飞机外挂吊舱对气动特性影响研究

卫海粟, 李杰, 王正任

(中电科(德阳广汉)特种飞机系统工程有限公司 无人机部, 成都 611731)

摘要: 飞机完成外挂吊舱的改装后,会引起其气动特性的变化,进而影响其飞行性能和操稳特性。以某双发轻型通用飞机为研究对象,在其机头处挂装光电吊舱、机腹处挂装 SAR 雷达吊舱,利用 CFD 技术获得外挂吊舱后飞机的气动数据,并计算改装后飞行性能的变化,分析改装对操稳特性的影响。结果表明:改装后飞机的起降距离、爬升率、航程航时等飞行性能指标有所降低,但对飞行品质的影响较小。研究结果可以指导飞机吊舱加改装,并可作为适航取证和后续试飞试验工作的参考。

关键词: 通用飞机; 外挂吊舱; 计算流体力学 (CFD); 气动特性; 飞行性能; 操稳特性

中图分类号: V211

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.04.013

Research on the Influence of External Pods on the Aerodynamic Characteristics of a Light General Aircraft

Wei Haisu, Li Jie, Wang Zhengren

(UAV Department, CETC Special Mission Aircraft System Engineering Co., Ltd., Chengdu 611731, China)

Abstract: While a twin-engines light general aircraft modification is completed, the aerodynamic characteristics of this aircraft is changed, and it will influence the flight performance and control-stability. As an example, the aerodynamic characteristics of a twin-engines light general aircraft, with a photoelectric pod at the nose and a SAR pod at the belly, are calculated using CFD, then the influence of the flight performance after modification is calculated and the control-stability is analyzed. Results show that, after the modification, the flight performances, such as take-off and landing distance, rate of climb, range and endurance, are reduced but less effect to the control-stability. The research can be the guidance for the aircraft to mount the pods, meanwhile it is of a certain reference value for airworthiness certification and flight test.

Key words: general aircraft; external pods; computational fluid dynamics(CFD); aerodynamic characteristics; flight performance; control-stability

0 引言

目前,国内对飞机的改装涉及改变其气动外形的多为军用飞机,例如反潜机、电子战机、预警机等^[1],而对于民用飞机,尤其是通用飞机的改装,多为加装或改装舱内电子设备、专用仪器设备等,通常不改变其气动外形。但在通用航空作业任务中,经常需要挂载航空相机、光电吊舱、SAR 雷达等任

务设备,上述任务设备多以吊舱的形式在飞机平台上进行挂装,对于这类改装有着严格的工程要求,参照中国民用航空局颁布的《航空器型号合格审定程序》^[2]的规定,涉及飞机气动外形变化的改装属于需要申请补充型号合格证的“大改”^[3]。飞机改装后外挂吊舱会对飞机平台的气动特性产生影响,因此,分析改装对飞行性能和操稳特性的影响至关重要。

某双发螺旋桨式轻型通用飞机符合 CCAR-23 部正常类飞机适航规定,对该机的改装是需要分别在机头处挂装光电吊舱、在机腹处挂装 SAR 雷达

收稿日期:2017-05-23; 修回日期:2017-09-02

通信作者:卫海粟,whs589@163.com

吊舱。一般的,为了精确获得飞机外形的改变对其气动特性的影响,需要通过风洞试验来获得改装前后的气动特性^[4],但风洞试验成本高、耗时长,不符合通用航空领域对成本和周期控制的要求。工程实践中,多采用工程方法估算外挂物对载机气动特性的影响,但该方法也需要基于大量的风洞试验和飞行试验结果的积累,才能保证计算精度的可信性^[5]。随着CFD技术的日趋成熟,采用CFD方法计算外挂吊舱前后飞机的气动特性变化,进而分析飞机的飞行性能和操稳特性^[6-8]已被广泛应用和认可。

本文利用CFD技术计算得到某双发螺旋桨式轻型通用飞机改装前后的气动数据,对关键气动性能和操稳特性进行影响评估,并给出改装后飞机的飞行性能和操作使用限制,以期为该机适航补充合格审定提供符合性证明,保障飞机在试飞和后续使用中的安全性和适航性。

1 外挂吊舱的飞机建模

首先,建立原机及外挂吊舱的气动计算网格,如图1所示。为了对比改装前后飞机的气动特性,对改装前后的飞机应采用相同的网格划分方法,以避免由于网格划分带来的计算误差,从而完全反映出外挂吊舱对气动力系数的数值差量。然后,可通过气动参数对比、空间流场流线分析,从机理上得出产生差量的原因^[9]。

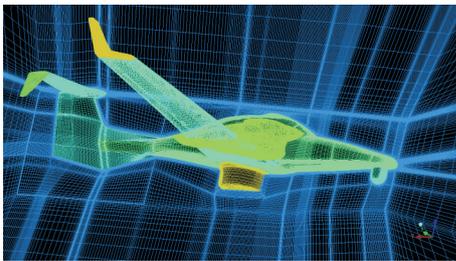


图1 飞机及外挂吊舱的表面网格

Fig.1 Surface grid of aircraft with external pods

气动特性对比分析主要包括:气动力系数的对比分析和流场中飞机表面及空间流线的分析。气动力系数对比分析主要包括六分量:升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、侧力系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数。其中,对比分析升力系数、阻力系数,可为性能影响分析提供依据;对比分析力矩系

数可反映出纵向和横航向静安定裕度的变化,及加装外挂吊舱对尾翼的影响。总之,六分量的对比分析可为飞机操纵性和稳定性分析提供依据。

由于雷达吊舱及光电吊舱均安装在机身的对称面上,滑流尾迹并不影响两部件,计算中可以忽略滑流的影响。根据原机的飞行手册,飞机起降马赫数为0.12,巡航马赫数的范围是0.15~0.25。而根据飞机低速气动特性基本理论,马赫数在0.15~0.25的气动特性变化可以采用插值获得。因此,本文选择三种计算状态,分别为马赫数0.12、高度0,马赫数0.15、高度4 000 m;马赫数0.25、高度4 000 m。

2 气动特性影响分析

2.1 纵向气动特性分析

本文主要分析马赫数0.25、高度4 000 m时的巡航状态,而马赫数0.15、高度4 000 m时的数据与该状态相差不大且趋势基本一致。改装前后纵向气动特性计算结果如图2~图4所示。

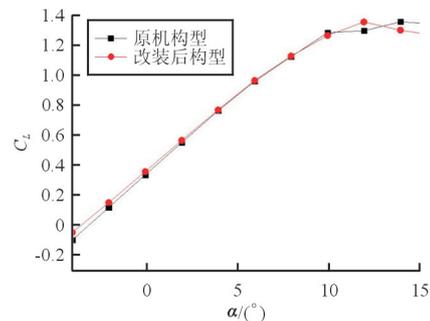


图2 升力系数随迎角的变化曲线

Fig.2 Curve of lift coefficient change with angle of attack

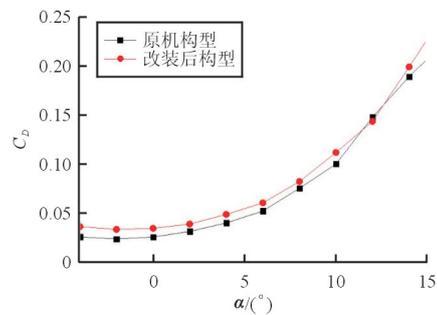


图3 阻力系数随迎角的变化曲线

Fig.3 Curve of drag coefficient change with angle of attack

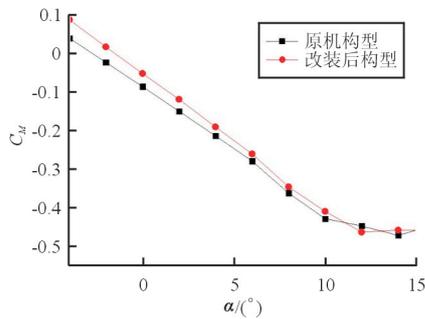


图 4 纵向力矩系数随迎角的变化曲线

Fig. 4 Curve of longitudinal moment coefficient change with angle of attack

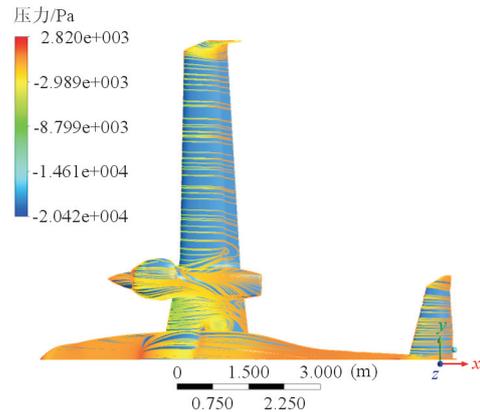
从图 2 可以看出:加装外挂吊舱后,升力系数的变化量很小,升力线斜率略微减小,失速特性较平缓,改装后的失速迎角由 14° 降至 12° 。

从图 3 可以看出:改装后的零升阻力系数在 $0.034 \sim 0.036$ 范围内变化,相比于原机构型,阻力系数增大了 0.01 ,约为 40% 。

从图 4 可以看出:当 $\alpha = 8^\circ$ 时,在 $C_L = 1.0$ 之前,纵向力矩系数随迎角保持线性变化,而在 $C_L = 1.0$ 之后,低头力矩增大,从而很好地保证了操纵安全性。

$\alpha = 8^\circ$ 时,飞机上表面的极限流场如图 5 所示,

可以看出:内翼首先分离,这符合运输类飞机的设计要求^[9]。

图 5 $\alpha = 8^\circ$ 上表面极限流场Fig. 5 $\alpha = 8^\circ$ top surface limiting streamlines

为了更加直观地对比加装的雷达吊舱和光电吊舱分别对升力系数的影响,将加装雷达吊舱构型和原机构型的升力系数作差得到升力系数差量 (Difference 1),以分析雷达吊舱的影响;将加装光电吊舱和雷达吊舱的复合构型和加装雷达吊舱构型的升力系数作差得到升力系数差量 (Difference 2),以分析光电吊舱的影响,对比结果如表 1 所示。

表 1 升力系数差量对比($\alpha = -2^\circ$)Table 1 Comparison of lift coefficient difference($\alpha = -2^\circ$)

| 构型 | 升力系数差量 | | | | | |
|--------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------|------------------------|
| | 全机 | 机翼 | 机身 | 其他 | 雷达 | 光电 |
| Difference 1 | 2.85×10^{-2} | 2.28×10^{-2} | 3.20×10^{-2} | 9.79×10^{-4} | -2.72×10^{-2} | — |
| Difference 2 | 1.63×10^{-2} | 1.05×10^{-2} | 3.54×10^{-3} | 7.38×10^{-4} | 1.45×10^{-3} | -5.52×10^{-3} |

从表 1 可以看出:加装雷达吊舱使得机身和机翼的升力系数增大,其余部件和雷达自身的升力叠加后,使全机升力增加;加装光电吊舱使得机翼的升力系数进一步增大,进而导致全机升力系数增大。

飞机加装外挂吊舱后,增加了迎风面和飞机浸湿面积,且吊舱和机身、机翼相互干扰,引起阻力特性改变,特别是零升阻力增加较多(约为 40%),将影响飞机的飞行性能。综上所述,由于阻力增大、失速迎角减小,加装外挂吊舱后的飞行包线范围减小。

2.2 横航向气动特性分析

侧滑角 β 引起横航向力矩,横向静稳定性又称作上反效应,用导数表示为 $Cl_\beta \leq 0$;航向静稳定性又称作风标稳定性,用导数表示为 $Cn_\beta \geq 0$ 。

马赫数 0.25 , 高度 $4\ 000\text{ m}$ 状态下,原机构型和改装后构型在不同迎角下侧力对侧滑角的导数 Cy_β 、滚转静稳定导数 Cl_β 、航向静稳定导数 Cn_β 的对比如图 6 所示(图中下标 β_1 表示原机构型、 β_2 表示改装后构型)。

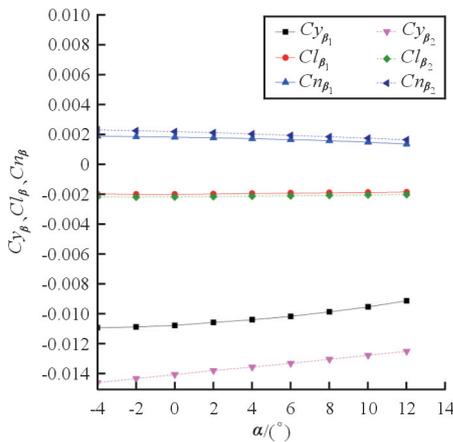


图 6 外挂吊舱对横航向气动影响对比

Fig. 6 Lateral-directional aerodynamic force increment caused by external pods

从图 6 可以看出： $Cl_{\beta} < 0$ 、 $Cn_{\beta} > 0$ ，表明改装前后飞机的横向和航向均为静稳定的，且 Cl_{β} 随迎角的变化不大， Cn_{β} 随迎角的增大而减小；在有效迎角范围内， Cl_{β}/Cn_{β} 始终为 1~2，是优良飞行品质的合理范围^[10]。

综上所述，在机身部位外挂吊舱对飞机的横航向气动特性影响较小，其主要原因是：吊舱对机翼的干扰较小，而机翼又是滚转阻力导数的主要贡献源^[11]。通过计算结果分析可知，使 Cl_{β} 增加 9% 左右，横向稳定性加强； Cn_{β} 增加 15% 左右，航向稳定性加强。表明外挂吊舱增加了横航向的稳定性，且操稳特性仍保持在较好范围内^[12]。

3 典型飞行性能影响分析

通过 CFD 计算获得吊舱引起的气动增量，再利用气动增量计算吊舱对飞行性能的影响。外挂吊舱对飞机性能的影响主要为失速速度、起飞距离、爬升率和最大飞行速度等。起降构型下，起飞质量 $W = 1\ 900\ \text{kg}$ ，海平面高度， $Ma = 0.12$ 时的纵向气动增量如表 2 所示。

3.1 失速速度

对于民用飞机，适航条例中定义失速速度为无动力、前重心条件下的最小稳态飞行速度^[13]。通常是在过载小于 1 的机动中获得该速度的。因此，初步可以利用式(1)^[14]确定失速速度。

$$V_s = \sqrt{\frac{2Gn_z}{\rho S C_{L_{\max}}}} \quad (1)$$

式中： $C_{L_{\max}}$ 为给定构型下无动力的最大升力系数； n_z 为法向过载，通常取 $n_z = 0.88$ 。

因为改装提高了最大升力系数，所以加装吊舱降低了飞机的失速速度，失速速度的计算结果如表 3 所示，可以看出：满足飞行安全和适航要求。

表 2 外挂吊舱引起的纵向气动力增量

Table 2 Longitudinal aerodynamic force increment caused by external pods

| $\alpha / (^\circ)$ | ΔC_L | ΔC_D | ΔC_M |
|---------------------|--------------|--------------|--------------|
| -2 | 0.032 75 | 0.009 83 | 0.040 19 |
| 0 | 0.021 54 | 0.008 80 | 0.033 76 |
| 2 | 0.014 71 | 0.007 62 | 0.030 97 |
| 4 | 0.005 35 | 0.008 64 | 0.023 01 |
| 6 | 0.004 90 | 0.008 33 | 0.018 47 |
| 8 | 0.005 21 | 0.006 86 | 0.016 24 |
| 10 | -0.019 70 | 0.011 69 | 0.018 88 |
| 12 | 0.139 03 | -0.004 44 | -0.015 98 |

表 3 失速速度计算参数和结果

Table 3 Calculation parameters and results of stall speed

| 构型 | 襟翼角度/ $(^\circ)$ | $C_{L_{\max}}$ | V_s/kts |
|-----|------------------|----------------|------------------|
| 原机 | 0 | 1.393 3 | 66.7 |
| | 20 | 1.557 4 | 63.1 |
| 改装后 | 0 | 1.557 4 | 63.1 |
| | 20 | 1.591 0 | 62.5 |

3.2 起飞距离

起飞距离(d)分为起飞滑跑距离(d_1)和加速上升段距离(d_2)，即

$$d = d_1 + d_2 \quad (2)$$

起飞滑跑阶段的阻力主要是空气阻力和地面摩擦阻力的合力，作为工程估算，简化后的阻力系数为

$$f' = \frac{1}{2} W \left(f + \frac{1}{K_{l_0}} \right) \quad (3)$$

式中： f 为地面摩擦系数； K_{l_0} 为离地瞬间升阻比； W 为飞机起飞质量。

当推力在法向的分量很小时，离地速度一般可简化为

$$V_{l_0} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{l_0}}}} \quad (4)$$

滑跑距离简化公式为

$$d_1 = \frac{1}{2g} \frac{V_{lo}^2}{(T_a)_{av}/W - f'} \quad (5)$$

式中: V_{lo} 为离地速度; $(T_a)_{av}$ 为推力平均值。

加速上升段距离通常是指飞机爬升到 15 m 安全高度时的距离, 工程估算中运用能量守恒定律, 即飞机在 15 m 高度上所具有的总能量等于飞机离地瞬间动能加上平均剩余推力在上升过程所做的功, 其计算公式为

$$d_2 = \frac{Wg}{\Delta T_{av}} \cdot \left(\frac{V_H^2 - V_{lo}^2}{2g} + H \right) \quad (6)$$

式中: V_H 为 15 m 高度时的瞬时速度; $(\Delta T)_{av}$ 为平均剩余推力。

改装前后的升力系数变化很小, 故离地速度基本没有变化, 主要变化为阻力增大带来的变化。起飞距离的计算参数及结果如表 4 所示, 可以看出: K_{lo} 的变化量为 -3.1; V_{lo} 的变化量为 0.1 m/s; ΔT 的变化量为 -207 N; d_1 、 d_2 、 d 的变化量分别为 11.8、22.8 和 34.5 m。

表 4 起飞距离计算参数和结果

Table 4 Calculation parameters and results of taking off distance

| 构型 | 数值 | 对 比 参 数 | | | | | |
|-----|-----|----------|---------------------------|--------------|---------|---------|-------|
| | | K_{lo} | $V_{lo}/(m \cdot s^{-1})$ | $\Delta T/N$ | d_1/m | d_2/m | d/m |
| 原机 | 手册值 | — | 43.7 | — | 458.0 | 276.0 | 734.0 |
| | 计算值 | 18.2 | 44.5 | 261.1 | 452.3 | 258.2 | 710.5 |
| 改装后 | 计算值 | 15.1 | 44.6 | 240.4 | 464.1 | 281.0 | 745.0 |

3.3 爬升率

利用剩余推力法快速估算爬升率在工程中具有较高精度^[15]。由于原机为双发构型, 需要考虑双发工作和一发不工作两种计算状态。

(1) 双发工作

CCAR-23 部 23.65 条中规定, 对该类飞机在海平面至少具有 8.3% 的定常爬升梯度。利用简化的等真速爬升公式对爬升率 (R_{cl}) 和爬升梯度 ($\text{tg}\theta_{cl}$) 影响进行评估。

$$R_{cl} = \frac{T \cos \alpha - D}{Mg} V \quad (7)$$

$$\text{tg}\theta_{cl} = \frac{T \cos \alpha - D}{T \sin \alpha + L} \quad (8)$$

爬升率最大时为海平面高度, 假定改装前后的爬升空速都为 90 节, 则影响爬升率的主要因素为阻力。加装吊舱后, 飞机海平面爬升率降低约 94 ft/min, 爬升梯度满足 CCAR-23 部的要求。计算参数和结果如表 5 所示。

表 5 双发爬升率计算参数和结果

Table 5 Calculation parameters and results of double engines rate of climb

| 构型 | 数值 | 对 比 参 数 | | | | | |
|-----|-----|---------|------------|-------|------------------|-------------------------------------|--------|
| | | C_D | T_{av}/N | D/N | $\alpha/(\circ)$ | $R_{cl}/(ft \cdot \text{min}^{-1})$ | 爬升梯度/% |
| 原机 | 手册值 | — | — | — | — | 1 065 | 12.33 |
| | 计算值 | 0.052 7 | 3 500 | 1 126 | 5.26 | 1 073 | 12.45 |
| 改装后 | 计算值 | 0.062 3 | 3 500 | 1 332 | 5.25 | 979 | 11.37 |

(2) 一台发动机不工作

CCAR-23 部 23.67(a) 条中规定, 对于 V_S 超过 61 kts 的飞机, 必须在 1 524 m (5 000 ft) 压力高度上保持至少 1.5% 的定常爬升梯度。

假定改装前后的爬升空速都为 90 节, 则影响

爬升率的主要因素为阻力。加装吊舱后, 飞机海平面爬升率降低约 116 ft/min, 爬升梯度降为 1.73%, 满足 CCAR-23 部的要求。计算参数和结果如表 6 所示。

表6 单发爬升率计算参数和结果

Table 6 Calculation parameters and results of one engine rate of climb

| 构型 | 数值 | 对比参数 | | | | | |
|-----|-----|----------|------------|-------|------------------|--|--------|
| | | C_D | T_{av}/N | D/N | $\alpha/(\circ)$ | $R_{cl}/(\text{ft} \cdot \text{min}^{-1})$ | 爬升梯度/% |
| 原机 | 手册值 | — | — | — | — | 1 065 | 12.33 |
| | 计算值 | 0.067 96 | 1 750 | 1 230 | 7.10 | 253 | 3.21 |
| 改装后 | 计算值 | 0.083 22 | 1 750 | 1 508 | 7.25 | 137 | 1.73 |

3.4 巡航性能

选取计算巡航性能的飞行状态为高度 $H = 4\ 000\ \text{m}$, $Ma = 0.25$ 。

飞机巡航开始质量为 m_0 , 巡航结束质量为 m_1 。首先, 将飞机质量由 m_0 到 m_1 分成若干份, 定义每一份质量为 m_i , 对每一区间选取平均质量 m_{av} 。由当前的飞行状态和平均质量 m_{av} 对飞机进行配平, 求解出当前飞机平飞所需推力 P_i , 并根据发动机特性曲线, 可求出当前飞行状态和推力下的耗油率 q_i 。

每一质量 m_i 的航时为

$$t_i = m_i / q_i \quad (9)$$

每一质量 m_i 的航程为

$$L_i = V t_i \quad (10)$$

将 m_0 到 m_1 分成的每一份质量进行上述计算, 并将航程和航时进行叠加, 得到飞机的总航程和航时。为了方便计算, 忽略爬升段和下降盘旋段的飞机油耗质量变化。航程、航时计算结果如表7所示。

表7 航程、航时计算结果

Table 7 Calculation parameters and results of range and endurance

| 构型 | 航程 L/km | 航时 t/h |
|-------|------------------|-----------------|
| 原机构型 | 2 834.076 8 | 9.701 7 |
| 改装后构型 | 2 163.556 8 | 7.406 4 |

从表7可以看出: 加装光电吊舱和雷达吊舱后的构型(改装后构型)相对于原机构型, 航程和航时减小了23.66%。

4 结论

(1) 原机构型在加装了雷达吊舱和光电吊舱后, 飞机的某些性能指标, 例如起降距离、爬升率、

航程航时等有一定程度的降低, 但操稳特性变化不大, 改装后的飞机, 其性能和操稳特性均满足适航要求, 能够保证试飞安全。

(2) 运用CFD技术评估改装对气动特性的影响, 并在试飞前将飞机性能变化的预估量提供给飞行员, 可以帮助飞行员提前掌握改装后飞机的性能变化, 以保证试飞安全; 在后续进行的飞行试验中, 实际飞行数据和飞行员体验表明, 预期改装飞行性能变化与实际相符。

参考文献

- [1] 张伟. 特种飞机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
Zhang Wei. Special mission aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局航空器适航审定司. AP-21-AA-2011-03-R4航空器型号合格审定程序[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
Department of Aircraft Airworthiness Certification, Civil Aviation Administration of China. AP-21-AA-2011-03-R4 Aircraft type qualification certification procedure[S]. Beijing: CAAC, 2011. (in Chinese)
- [3] 童明成. 特种飞机的改装特点[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 39-43.
Tong Mingcheng. Modified characteristics of special mission aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4): 39-43. (in Chinese)
- [4] 欧阳邵修, 赵学训, 邱传仁. 特种飞机的改装设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
Ouyang Shaoxiu, Zhao Xuexun, Qiu Chuanren. Modification design for special-purpose aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [5] 童中翔, 董小龙. 外挂对载机气动特性的影响研究[J]. 飞行力学, 2005, 23(2): 32-34.
Tong Zhongxiang, Dong Xiaolong. Study on influence of external stores on aerodynamic characteristics of the fighter plane[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(2): 32-34. (in Chinese)
- [6] 迟圣威, 朱镭, 闫伟亮, 等. 基于Workbench平台无人机光电吊舱风阻力矩仿真研究[J]. 长春理工大学学报: 自然科学版, 2014(2): 37-41.

- Chi Shengwei, Zhu Lei, Yan Weiliang, et al. Research and simulation of air resistance moment of UAV opto-electronic pod using Workbench platform[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2014(2): 37-41. (in Chinese)
- [7] 方自力, 刘超, 蒙泽海. 试验机机翼下挂载吊舱气动稳定性评估方法[J]. 飞行力学, 2015, 33(1): 75-77.
Fang Zili, Liu Chao, Meng Zehai. Aerodynamic stability evaluation method for experimental aircraft with pods under the wing[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(1): 75-77. (in Chinese)
- [8] 梁斌, 沈海军, 孟华. 某电子设备机载吊舱的气动特性分析[J]. 电讯技术, 2012, 52(5): 808-811.
Liang Bin, Shen Haijun, Meng Hua. Aerodynamic analysis of an airborne equipment pod[J]. Telecommunication Engineering, 2012, 52(5): 808-811. (in Chinese)
- [9] Nicolosi F, Marco A D, Vecchia P D. Flight tests, performances, and flight certification of a twin-engine light aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2012, 48(1): 177-192.
- [10] Danial P Raymer. Aircraft design: a conceptual approach [M]. USA: AIAA, 1989.
- [11] Nicolosi F. Aerodynamic analysis and design of a twin engine commuter aircraft[J]. Aerospace Science & Technology, 2012: 1-16.
- [12] 颜凯, 郝琳召, 张锋. 加装吊舱对飞机操纵特性的影响及其尺寸界定[J]. 飞行力学, 2016, 34(1): 72-76.
Yan Kai, Hao Linzhao, Zhang Feng. Influence of pod on controllability and stability of aircraft and its dimensional limits[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(1): 72-76. (in Chinese)
- [13] 中国民用航空局. CCAR-23-R3 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定[S]. 北京: 中国民用航空局, 2014.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-23-R3 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes[S]. Beijing: CAAC, 2014. (in Chinese)
- [14] 《飞机飞行性能计算手册》编写组. 飞机飞行性能计算手册 [M]. 西安: 飞行力学杂志社, 1987.
Editing Group for Aircraft Flight Performance Calculation Manual. Aircraft flight performance calculation manual [M]. Xi'an: Magazine Agency of Flight Dynamics, 1987. (in Chinese)
- [15] 宋攀, 贾晓鹏, 张妙婵. 飞机挂载吊舱爬升性能快速估算方法研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(1): 20-24.
Song Pan, Jia Xiaopeng, Zhang Miaochan. Research on fast estimation method of climbing performance for aircraft mounting a pod[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(1): 20-24. (in Chinese)

作者简介:

卫海粟(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

李杰(1981—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

王正任(1990—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器气动设计。

(编辑:马文静)