

文章编号:1674-8190(2013)02-241-06

一种机翼弯剪载荷包线近似计算方法

刘杨, 陆浦

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 在机翼静强度初步设计中, 为了快速准确地得到其载荷包线并用于确定翼盒结构基本参数, 提出一种近似计算方法。通过比较多种重量估算方法, 发现三角形分布能较好地拟合机翼重量。考虑到大型民用运输机飞行临界过载和集中载荷等特性, 综合利用 Schrenk 升力分布和三角形重量分布, 得到在飞行载荷下的一种近似计算机翼剪力和弯矩载荷包线方法。通过分析两机翼风洞试验数据得到的机翼剪力和弯矩包线, 证明该近似方法是可行的。

关键词: 机翼; 升力; 载荷分布; 剪力; 弯矩; 过载; 载荷包线

中图分类号: V224⁺.3

文献标识码: A

Approximation Method for Calculating the Wing Load Envelope of Bending Moment and Shear Force

Liu Yang, Lu Pu

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: An approximation method is presented for calculating the wing load envelope so as to size the wing box in wing strength primary design phase. It is found that the triangle weight load distribution is better than other distributions in simulating the wing weight. Furthermore, the characteristics of the critical over loads and centralized loads for large civil aircrafts are considered. An approximation method for calculating the wing load envelope of bending moment and shear force in flight is proposed by combining the Schrenk lift distribution and triangle weight distribution. The proposed method is verified by wind tunnel test data of wing shear forces and bending moments.

Key words: wing; lift; load distribution; shear force; bending moments; over loading; load envelope

0 引言

全新的飞机型号设计通常要经历 8~10 年, 且要销售 200 架, 甚至销售 500 架才能收回设计成本^[1]。在飞机设计中, 机翼载荷包线是机翼结构强度设计的主要因素, 其既能够表达机翼临界载荷大小, 又能表达机翼临界载荷工况, 通常要综合考虑俯仰机动、失配平、突风等情况下的载荷。一般机

翼的载荷是通过 CFD 计算、风洞试验和飞行试验等方法得到^[2], 国内对这些技术做了很多研究, 但都需要花费较长时间和巨额费用, 而且在飞机初步设计阶段很难得到这些数据。目前一些研究^[3-8]能够较准确且快速地得到一些设计数据, 如 NASA 在 20 世纪 90 年代通过研究飞机的结构、载荷特征, 给出了飞机重量的估算方法^[3], 对于飞机的总体设计提供了很大帮助。

根据多个大翼展悬臂梁机翼载荷包线计算的经验和得到俯仰机动情况是构成弯曲和剪切包线的主要工况, 并且在多个型号的全机静力试验中也采用俯仰机动情况下的载荷作为结构验证试验载荷。

收稿日期: 2013-01-23; 修回日期: 2013-05-10

通信作者: 刘杨, liuyang1@comac.cc

在初步设计阶段,如果有一种近似计算方法能够计算出机翼的弯剪载荷包线,就能有效地缩短机翼主结构的设计周期并降低设计成本。因此,本文通过对四种机翼展向载荷计算方法进行比较,结合型号设计数据验证,研究出适用于初步设计阶段机翼弯剪载荷包线的近似计算方法。

1 机翼展向升力分布计算方法

大型民用飞机通常采用悬臂梁式机翼,其承受的沿展向升力分布可用三角形、1/4椭圆、梯形和 Schrenk 方法近似计算,四种分布如图 1 所示。

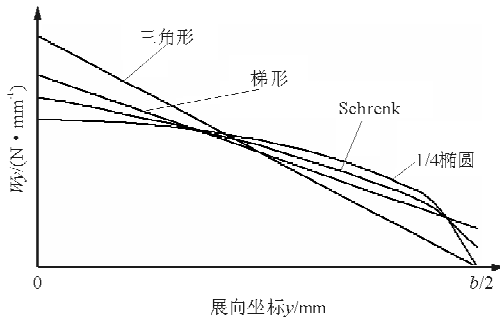


图1 机翼展向升力分布曲线

Fig. 1 Wing spanwise lift distribution curves

由于总载荷是一致的,四种方法的差别是沿机翼展向载荷分布不同,各有其特点:①三角形方法得到的升力沿展向成三角形线性分布,与其他方法比较变化最剧烈,根部载荷最大,载荷压心比较靠近翼根;②1/4椭圆方法得到的升力沿展向成椭圆形分布,与其他方法比较变化最平缓,根部载荷最小,载荷压心比较靠近翼尖;③梯形方法得到的升力沿展向成梯形线性分布,翼尖载荷分布不为零;④Schrenk方法得到的升力介于1/4椭圆和梯形之间,是该两种方法的算术平均值。

上述四种方法沿展向升力分布表达式分别为:

①三角形载荷分布方程

$$W_s(y) = \frac{2M}{b} \left(1 - \frac{2y}{b}\right) \quad (1)$$

②1/4椭圆载荷分布方程

$$W_e(y) = \frac{4M}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (2)$$

③梯形载荷分布方程

$$W_t(y) = \frac{2M}{(1+\lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b}\right)(\lambda - 1)\right] \quad (3)$$

④Schrenk 载荷分布方程

$$W_s(y) = \frac{1}{2} [W_e(y) + W_t(y)] \quad (4)$$

式中: \$W\$ 为载荷分布; \$y\$ 为机翼展向坐标; \$M\$ 为机翼某分布载荷的总载荷; \$b\$ 为翼展; \$\lambda\$ 为机翼梢根比。

2 机翼升力弯剪载荷计算

B. W. McCormick^[6]认为 Schrenk 升力分布比 1/4椭圆、梯形能更准确地模拟出悬臂梁式机翼的升力分布载荷。因此,本文采用 Schrenk 分布作为机翼升力载荷分布,用积分方法推导机翼升力剪力和弯矩的计算方程。

2.1 升力剪力计算

假设某悬臂梁式机翼飞机升力载荷为 \$M_l\$, 在某展向站位 \$y_i\$ 处 \$dy\$ 宽度上产生的升力为 \$SF_i = W(y_i)dy\$, 将升力由展向站位 \$b/2\$ (翼梢处) 向翼根方向任意点 \$y_i\$ 进行积分, 即可得到 \$y_i\$ 位置的剪力, 如图 2 所示。

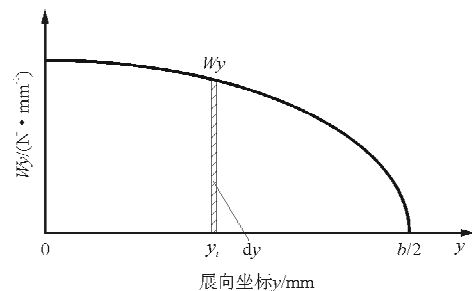


图2 剪力积分示意图

Fig. 2 Schematic diagram of shear integral

Schrenk 升力分布的剪力积分方程为

$$\begin{aligned} SF_s(y) &= \int_{b/2}^y \frac{1}{2} [W_e(y) + W_t(y)] dy \\ &= \frac{1}{2} [SF_e(y) + SF_t(y)] \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} SF_e(y) &= \int_{b/2}^y W_e(y) dy = \int_{b/2}^y \frac{4M_l}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} dy \\ &= M_l \left[\frac{2y \sqrt{1 - \frac{4y^2}{b^2}} + b \arcsin\left(\frac{2y}{b}\right)}{\pi b} \right] \Bigg|_{b/2}^y \\ &= \frac{M_l}{2} - \frac{M_l \left[2y \sqrt{1 - \frac{4y^2}{b^2}} + b \arcsin\left(\frac{2y}{b}\right) \right]}{\pi b} \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned}
 SF_t(y) &= \int_{b/2}^y W_t(y) dy \\
 &= \int_{b/2}^y \frac{2M_t}{(1+\lambda)b} \left\{ 1 + \left[\frac{2y}{b} (\lambda - 1) \right] \right\} dy \\
 &= \frac{2M_t}{b^2(1+\lambda)} \left[by + y^2(\lambda - 1) \right] \Big|_{b/2}^y \\
 &= \frac{M_t}{2} - \frac{2M_t}{(1+\lambda)b} \left[y + \frac{y^2}{b} (\lambda - 1) \right] \quad (7)
 \end{aligned}$$

式中: $SF_e(y)$ 和 $SF_t(y)$ 分别由对 1/4 椭圆升力分布和梯形升力分布进行剪力积分后得到。

2.2 升力弯矩计算

假设机翼展向任意站位 y_i 的升力为 $SF_i = W(y_i)dy$, 其对另一站位 t 产生的弯矩为 $BM_i = SF_i(y_i - t)$, 如图 3 所示。

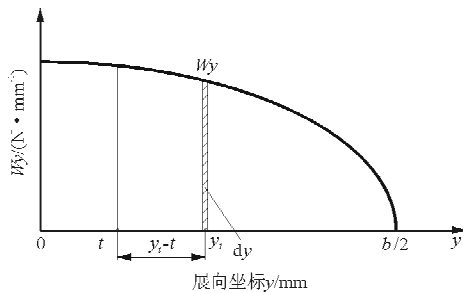


图 3 弯矩积分示意图

Fig. 3 Schematic diagram of moment integral

对 y 进行积分后可得到站位 t 的位置弯矩计算方程 $BM(t)$, 再把 t 换成 y 即可得到任意站位 y 点的弯矩 $BM(y)$ 。

Schrenk 升力分布的弯矩积分方程为

$$\begin{aligned}
 BM_s(t) &= \int_{b/2}^t \frac{1}{2} [W_e(y) + W_t(y)] (y - t) dy \\
 &= \frac{1}{2} [BM_e(t) + BM_t(t)] \quad (8) \\
 BM_e(t) &= \int_{b/2}^t W_e(y - t) dy \\
 &= \int_{b/2}^t \frac{4M_e y}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} (y - t) dy \\
 &= \frac{4M_e}{\pi b} \left[-\frac{1}{12} (b^2 + 6ty - 4y^2) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} - \frac{1}{4} by \arcsin \left(\frac{2y}{b} \right) \right] \Big|_{b/2}^t \\
 &= \frac{M_e}{6\pi b} \left\{ -3\pi bt + 2[(b^2 + 2t^2) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2t}{b} \right)^2} + 3bt \arcsin \left(\frac{2t}{b} \right)] \right\} \quad (9)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 BM_t(t) &= \int_{b/2}^t W_t(y) (y - t) dy \\
 &= \int_{b/2}^t \frac{2M_t}{(1+\lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b} \right) (\lambda - 1) \right] (y - t) dy \\
 &= \frac{2M_t}{b^2(1+\lambda)} \left[bty - \frac{2}{3} y^3 (\lambda - 1) + \frac{1}{2} y^2 (2\lambda - b - 2t) \right] \Big|_{b/2}^t \\
 &= \frac{M_t}{12b^2(1+\lambda)} (b - 2t)^2 \cdot [b + 2t(\lambda - 1) + 2b\lambda] \quad (10)
 \end{aligned}$$

式中: $BM_e(t)$ 和 $BM_t(t)$ 分别由对 1/4 椭圆升力分布和梯形升力分布进行弯矩积分后得到。

3 机翼重量分布计算

在飞机设计中, 通常将机翼各种重量离散成若干重量块进行重量载荷计算, 其重量沿展向分布如图 4 所示。

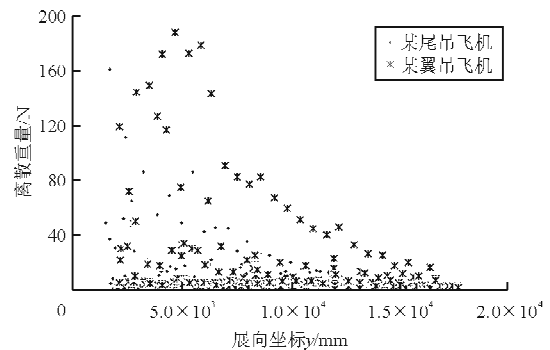


图 4 两飞机机翼离散质量分布

Fig. 4 Discrete mass distribution of two different wings

用上述四种方法对机翼重量产生的剪力和弯矩进行近似计算, 并与真实设计产生的剪力和弯矩比较, 其结果如图 5~图 8 所示。

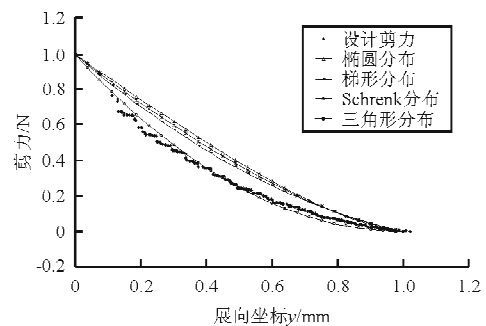


图 5 某尾吊飞机机翼重量剪力拟合图

Fig. 5 Curves of tail-hanging aircraft wing weight shear

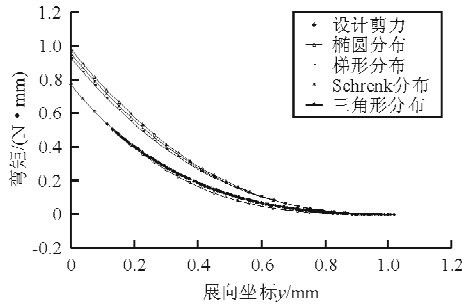


图6 某尾吊飞机机翼重量弯矩拟合图
Fig. 6 Curves of tail-hanging aircraft wing weight moment

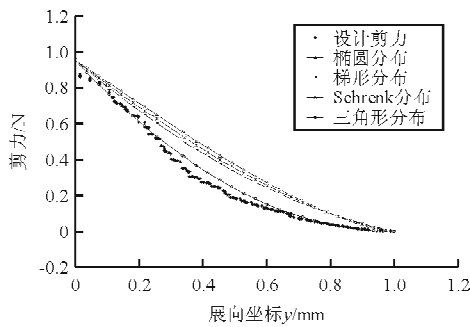


图7 某翼吊飞机机翼重量剪力拟合图
Fig. 7 Curves of wing-hanging aircraft wing weight shear

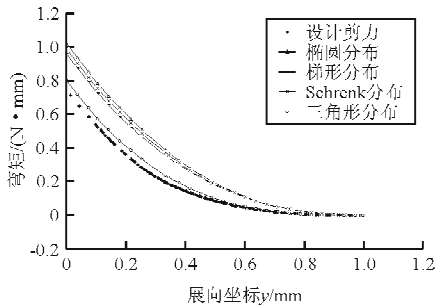


图8 某翼吊飞机机翼重量弯矩拟合图
Fig. 8 Curves of wing-hanging aircraft wing weight moment

从图5和图7可以看出,四种方法得到的剪力在翼根处与型号数据较接近,在机翼中间处三角形分布最接近型号数据。从图6和图8可以看出,三角形分布在翼根和机翼中间位置的数据比其他三种分布形式更接近型号数据。由此可得,三角形重量分布曲线较其他三种方法能更准确地拟合机翼重量产生的剪力和弯矩。

由上文得出三角形重量分布的剪力(SF_m)方程和弯矩(BM_m)方程为

$$SF_m = M_w \left(\frac{1}{2} - \frac{2y}{b} + \frac{2y^2}{b^2} \right) \quad (11)$$

$$BM_m = \frac{M_w (b - 2y)^3}{12b^2} \quad (12)$$

4 机翼弯剪载荷包线计算

机翼载荷包线通常包括弯、剪、扭三个包线,在初步设计中,机翼的弯、剪载荷包线是翼盒参数设计的重要输入。因此,本文只研究机翼剪力和弯矩载荷包线,扭矩包线可根据机翼弦向载荷压心及机翼后掠角进行估算。

根据型号设计经验,在极限过载系数 n 下的稳定俯仰情况是机翼载荷剪力和弯矩包线的主要组成部分,也是机翼结构设计的主要载荷和静力验证试验必须验证的载荷情况。因此,本文主要以该载荷来估算机翼弯剪载荷包线。

机翼承载受力示意图如图9所示,机翼在极限过载系数 n 下的升力载荷为 nSF_s ,重量分布载荷为 F_m ,展向站位 y_0 的发动机重量为 M_c ,在过载情况下发动机对机翼的载荷为 nM_c 。

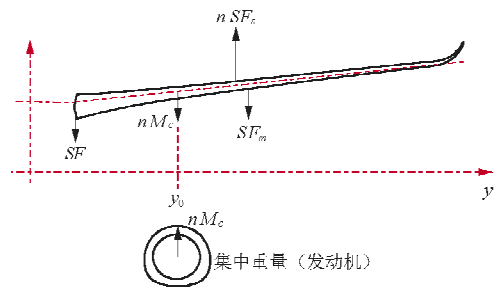


图9 机翼载荷示意图
Fig. 9 Schematic diagram of wing loads

机翼展向任意站位 y 的剪力载荷包线如方程(13)所示,弯矩载荷包线如方程(14)所示。

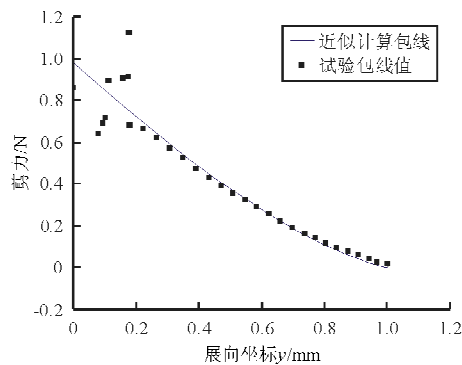
$$SF(y) = \begin{cases} nSF_s(y) - SF_m(y) - nM_c(y) & (0 < y \leq y_0) \\ nSF_s(y) - SF_m(y) & (y_0 < y \leq b/2) \end{cases} \quad (13)$$

$$BM(y) = \begin{cases} nBM_s(y) - BM_m(y) - n(y_0 - y)M_c(y) & (0 < y \leq y_0) \\ nBM_s(y) - BM_m(y) & (y_0 < y \leq b/2) \end{cases} \quad (14)$$

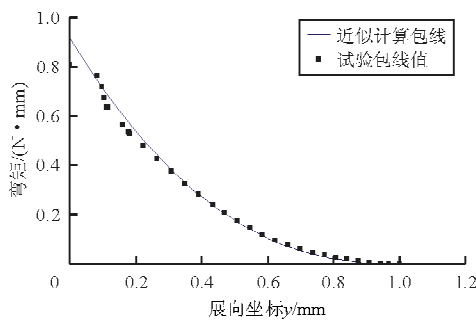
5 算例

5.1 某尾吊飞机机翼

某尾吊飞机升力 $SF = 427\ 000\ \text{N}$ ，翼展 $b = 26\ 600\ \text{mm}$ ，梢根比 $\lambda = 0.26$ ，机翼上无发动机即 $M_c = 0$ ，极限稳定俯仰情况的过载系数 $n = 2.5$ ，按照本文方法估算出的包线与型号设计的试验载荷包线值比较如图 10 所示。



(a) 机翼剪力包线



(b) 机翼弯矩包线

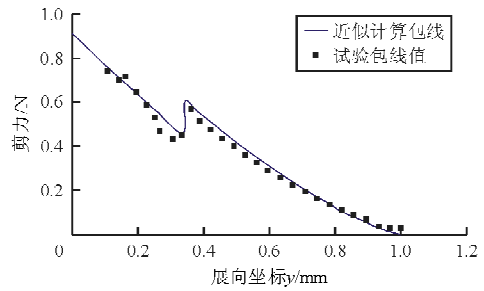
图 10 某尾吊飞机机翼剪力和弯矩包线

Fig. 10 Curves of tail-hanging aircraft wing shear envelope and moment envelope

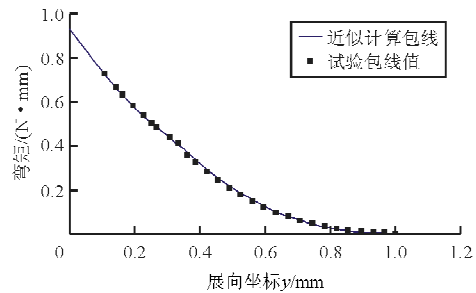
从图 10 可以看出，近似计算值与试验包线值比较近似。在翼根处拟合情况不太好，是由于地面情况起落架载荷产生的，采用本文所述近似估算方法计算包线时，未考虑起落架传来的地面载荷。

5.2 某翼吊飞机机翼

某翼吊飞机升力 $SF = 710\ 500\ \text{N}$ ，翼展 $b = 35\ 800\ \text{mm}$ ，梢根比 $\lambda = 0.24$ ，机翼上发动机处集中重量 $M_c = 43\ 600\ \text{N}$ ，极限稳定俯仰情况的过载系数 $n = 2.5$ ，按照本文方法估算出的包线与型号设计的试验载荷包线值比较如图 11 所示。



(a) 机翼剪力包线



(b) 机翼弯矩包线

图 11 某翼吊飞机机翼剪力和弯矩包线

Fig. 11 Curves of wing-hanging aircraft wing shear envelope and moment envelope

从图 11 可以看出，近似计算包线与试验包线值比较接近，在发动机部位体现出了集中重量对机翼载荷的影响，影响情况与试验包线值一致。因此，该估算方法能够近似计算翼吊飞机的机翼载荷包线。

6 结论

(1) 对两种飞机机翼离散重量产生的剪力和弯矩进行研究，并用重量数据证明三角形重量分布比其他三种方法能更准确地反映机翼重量特性。

(2) 用 Schrenk 升力分布、三角形重量分布和集中惯性载荷结合飞机的过载系数得到了一种新的机翼弯、剪载荷包线近似计算方法。

(3) 通过两个型号风洞试验数据得到的机翼剪力、弯矩包线(向上弯曲部分)证明了本文所提出的近似计算方法能够近似计算民用运输机机翼弯、剪载荷包线。

(4) 本文讨论的方法适用于初步设计阶段的机翼弯剪载荷包线近似计算和翼盒结构参数设计。

参考文献

[1] 张辉. 我国大型民用飞机产业发展战略研究[D]. 上海: 上海交通大学安泰经济与管理学院, 2008.

- Zhang Hui. Development strategy research on big aircraft in civil aviation industry of China[D]. Shanghai: Antai College of Economics & Management, Shanghai Jiao Tong University, 2008. (in Chinese)
- [2] 张彦仲. 大飞机气动总体技术的发展[J]. 中国工程科学, 2009, 11(5): 4-17.
Zhang Yanzhong. The development of aerodynamics & configuration technology for large aircraft[J]. Engineering Science, 2009, 11(5): 4-17. (in Chinese)
- [3] Hirokazu Miura, Mark D Moore. Analytical fuselage and wing weight estimation of transport aircraft[R]. NASA Technical Memorandum 110392, 1996.
- [4] 陈江宁, 王和平, 张毅. 客机机翼重量估算的自适应遗传算法研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(5): 97-102.
Chen Jiangning, Wang Heping, Zhang Yi. Studies on adaptive genetic algorithm applied to wing weight calculation for civil airplanes[J]. Computer Simulation, 2011, 28(5): 97-102. (in Chinese)
- [5] 李成功, 程静, 刘沛清. 大型民用客机起飞重量估算方法[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 649-653.
Li Chenggong, Cheng Jing, Liu Peiqing. Take-off weight calculation method for civil airplanes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 649-653. (in Chinese)
- [6] McCormick B W. Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics[M]. USA: John Wiley & Sons, Inc., 1979.
- [7] 邓扬晨, 蔡为民, 韩冬, 等. 基于结构优化的大展弦比机翼质量估算[J]. 飞机设计, 2006(2): 1-7.
Deng Yangchen, Cai Weimin, Han Dong, et al. Structure weight evaluation of a high-aspect-ratio wing based on structure optimization[J]. Aircraft Design, 2006(2): 1-7. (in Chinese)
- [8] 吴炎焯, 范宁军, Komarov V A. 机翼载荷传递结构的质量估算[J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(1): 19-23.
Wu Yanxuan, Fan Ningjun, Komarov V A. Mass evaluation for load carrying structures of aircraft Wing[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(1): 19-23. (in Chinese)

作者简介:

刘 杨(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:机翼设计和工程力学。
陆 浦(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:机翼设计和工程力学。

(编辑:马文静)

(上接第240页)

保证定高飞行。拖靶自身的高稳定性维持拖靶的姿态平衡,在上下运动过程中,姿态平衡的迎角会在小范围内变化。

参考文献

- [1] 丁力军, 丁海生, 尹立军. 现代航空拖靶系统的发展与应用[J]. 航空科学技术, 2006(4): 18-22.
Ding Lijun, Ding Haisheng, Yin Lijun. Development and application of modern tow target system[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006(4): 18-22. (in Chinese)
- [2] 王建华, 时仁龙. STW1 多用途拖靶的设计与制造[J]. 飞机设计, 1995(2): 53-55.
Wang Jianhua, Shi Renlong. Design and manufacture of STW1 more purpose tow target[J]. Aircraft Design, 1995(2): 53-55. (in Chinese)
- [3] 王少云, 邓可绪, 冯桂宝. 某型拖靶系统研制[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(1): 97-100.
Wang Shaoyun, Deng Kexu, Feng Guibao. Development of tow target system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2002, 34(1): 97-100. (in Chinese)
- [4] Johnny E, Andrew S. Dynamic simulation of low altitude aerial tow systems[C]. AIAA-2004-4813, 2004.
- [5] 张宏, 余雄庆. 高速航空拖靶的总体方案和气动外形优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2008(4): 456-459.
Zhang Hong, Yu Xiongqing. Conceptual design and aerodynamic optimization of tow target[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008(4): 456-459. (in Chinese)
- [6] 李世秋, 郑成军, 陶德桂. 超低空掠海拖靶定高飞行控制系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(9): 1777-1779.
Li Shiqiu, Zheng Chengjun, Tao Degui. Design and realization of height keeping control system of low-level sea-skimming tow target[J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(9): 1777-1779. (in Chinese)
- [7] 王少云. 无线电高度表静态模拟侧高试验结果分析[J]. 数据采集与处理, 2006, 21(3): 371-374.
Wang Shaoyun. Data analysis of static simulating of altitude measuring using radio altimeter[J]. Journal of Data Acquisition & Processing, 2006, 21(3): 371-374. (in Chinese)

作者简介:

张元明(1964—),女,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计和复合材料结构设计。
谢 辉(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计空气动力学。
张剑锋(1980—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制、飞行仿真和飞控系统测试。
汪 强(1986—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计。

(编辑:赵毓梅)