

# 民用飞机增升装置载荷设计技术研究

刘晓晨\* 胡赞远

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘 要:** 增升装置是机翼上用来改善气流状态和增加升力的一套活动面板,可在飞机起飞、着陆和低速机动飞行时增加机翼剖面弯曲度和有效迎角,因此对提升大型民用飞机的起飞和降落等低速性能,包括进场姿态有着决定性的影响。飞机在起降中一般要求尽量减小飞行速度和缩短滑行距离,同时要达到比较大的升力系数,这就意味着增升装置此时也具有较大的偏度,作用在上面的载荷也会比较大。因此,大型民用飞机增升装置的载荷计算是其设计工作中的重中之重,在民用飞机载荷设计过程中有非常重要的意义。主要介绍了民用飞机增升装置载荷的计算原理及设计方法,给出了一套襟缝翼气动和惯性载荷的工程算法。

**关键词:** 民用飞机;增升装置;测压试验;铰链力矩;载荷设计

中图分类号: V215.1

文献标识码: A



## 0 引言

机翼增升装置是指机翼上用来改善气流状态和增加升力的一套活动面板<sup>[1]</sup>。可在飞机的起飞、着陆、爬升或低速机动飞行时增加机翼剖面弯曲度及有效迎角,从而可以显著增加升力。一般来讲,飞机的升力主要和其飞行的速度以及迎角变化有很大关系<sup>[2]</sup>。在小速度飞行的情况下,飞机必须有相对较大的升力系数和攻角,这样才能产生足够大的升力来保持其正常飞行。用增加迎角的方法来增大升力系数是有限的,最终会受到临界迎角最大升力系数的限制。因此有必要在机翼上装设增大升力系数的装置,以此来保证飞机在起飞和着陆期间仍然能够产生足够的升力。目前使用比较广泛的有前缘缝翼和后缘襟翼等。因此,增升装置气动和惯性载荷计算成为民用飞机载荷设计中的主要工作之一。一般来说,增升装置相对普通翼面形状较复杂且尺寸较小,CFD 计算中流场较为复杂,而测压试验中测压点相对较少<sup>[4]</sup>,这些都是增升装置载荷设计中主要面对的难题。

增升装置是飞机重要的操纵面,为了满足严苛的低速气动设计要求,现代大型运输类飞机一般在机翼前缘和后缘分别设计形状和机构较为复杂的前缘缝翼和后缘襟翼<sup>[5]</sup>。当增升装置放下时,飞机气动特性发生很大变化,尤其翼面压力分布变化很大,因此增升装置放下时应作为飞机的一种构型来处理<sup>[6]</sup>。襟翼是在机翼后缘安装的活动翼面,平时紧贴贴在机翼下表面上。使用时,襟翼沿下翼面安装的滑轨后退,同时下偏用来提高全机升力系数。缝翼位于机翼前缘,打开时,向前推出与机翼形成一条缝隙,机翼下面的气流经过缝隙流到上表面,增加上翼面气流的速度,延缓气流层的分离,提高升力系数,降低失速速度<sup>[7]</sup>。根据不同的飞行阶段(待机、起飞、巡航、进场和着陆等)需要,襟缝翼的偏度一般可划分为 0、1(1 和 1+F)、2、3 和 FULL 卡位。在增升装置的气动载荷计算中,根据设计阶段不同可分别通过工程估算<sup>[8]</sup>、CFD 计算<sup>[9]</sup>或者风洞测压试验<sup>[10]</sup>等手段计算其最大升力系数<sup>[11]</sup>。在增升装置设计初期,一般通过 CFD 计算或工程估算等方法得到不同飞行姿态角、动压和增升装置偏度的表面压

\* 通信作者. E-mail: liuxiaochen1@comac.cc

**引用格式:** 刘晓晨,胡赞远.民用飞机增升装置载荷设计技术研究[J].民用飞机设计与研究,2020(3):7-11. LIU X C, HU Z Y. High lifting device load design technology for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(3):7-11 (in Chinese).

力分布并积分,从而得到襟缝翼的不同剖面载荷和升力系数数据库。在详细设计中,可将 CFD 数据替换为测压试验或试飞实测压力数据载荷<sup>[12]</sup>,通过插值得到相应严重工况的襟缝气动翼载荷。增升装置惯性载荷的计算相对简单,在确定了机翼部分的重量分布后,通过重心相对距离和相应工况的过载、角速度和角加速度即可确定。

## 1 增升装置载荷设计依据

根据 CCAR-25 部 § 25.345 和 § 25.459 规定,增升装置作为民机低速构型的主要气动操纵面,载荷设计必须由试验数据确定。在实际工程设计中,一般在初步和详细设计阶段分别采用 CFD 方法和风洞测压试验来确定增升装置的载荷。

在实际的工程设计中,增升装置的载荷设计一般流程如下:

(1) 机动仿真模拟。按照 CCAR-25-R4 中的 § 25.321 条款确定计算的原始数据,包括全机几何参数、重量数据、计算高度、飞行速度、气动数据、发动机推力数据等,其中前两项来自上游相关专业,飞行高度和飞行速度中条款规定必须在海平面至最大飞行高度之间选择足够多的高度,并与各种速度组合形成各个计算状态。飞行速度主要包括设计襟翼速度  $V_F$ 、襟翼标牌速度  $V_{FE}$  和  $V_F + 9$  (§ 25.697 条款)等特征飞行速度,计算高度一般对应海平面高度、飞机起降温度包线限制高度、座舱压力高度和低速构型最大使用高度。在此基础上进行全机动力学方程建模仿真,求解得出全机的姿态结果。

(2) 分布载荷求解。在确定了总载荷机动仿真结果后,即可得到全机飞行高度、速度、迎角、过载以及襟缝翼卡位等参数,结合风洞试验压力分布数据库或 CFD 压力分布数据库,即可进行气动分布载荷的计算,同时根据重量数据库计算可得到配套的惯性分布载荷。

根据 CCAR-25 部 § 25.459 条款规定,最终的襟缝翼载荷通过飞行载荷增升装置试飞进行验证。本文以某型民用飞机襟缝翼的载荷设计为例进行研究。

## 2 增升装置气动载荷计算方法

### 2.1 CFD 计算方法

在增升装置的载荷初步设计中,一般采用工程

估算或 CFD 方法得到不同飞行姿态角、动压和增升装置偏度的表面压力分布,根据载荷设计的相关要求对各剖面的载荷系数和襟缝翼各分块的载荷和压力分别积分处理,从而得到增升装置在不同工况下的受力情况。图 1 为某民用飞机的表面气动网格划分,采用全机半模空间网格,共 1 700 万网格单元。通过网格质量判据检查,计算网格正交性好、过渡连续且密度分布合理。采用 ANSYS CFX 商业软件求解流场,采用隐式守恒的有限体积离散 RANS 方程,雷诺应力通过 SST 两方程湍流模型和自动壁面处理来计算。其增升装置在  $Ma = 0.2$  时三个方向载荷系数的积分结果如图 2 所示,其中  $x$  为机头指向机尾方向, $y$  竖直向上, $z$  遵循右手法则指向飞机左侧(本文后续部分所用坐标系均同上)。

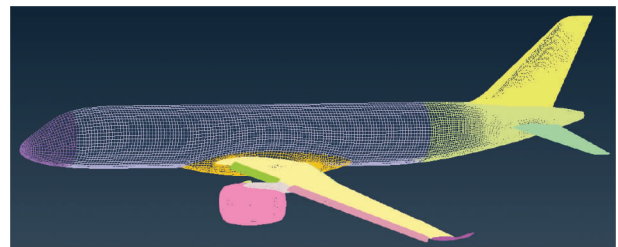


图 1 某民机增升装置 CFD 计算全机表面网格分布

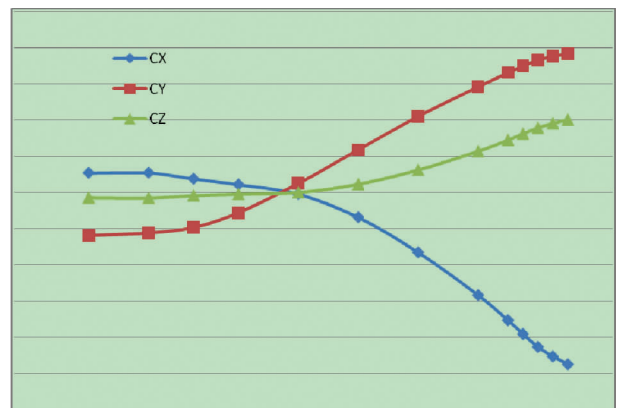


图 2 某民机增升装置(缝翼)三个方向载荷系数-攻角图

### 2.2 风洞测压试验方法

在增升装置载荷设计详细阶段,需要进行风洞试验来确定表面压力分布和相应载荷。增升装置测压试验需要在襟缝翼上下表面打测压点,然后在风洞中进行试验得到不同构型不同状态下的压力数据。试验完成后一般需要对压力数据进行处理,对原始测压数据的处理原则为:在尊重试验结果本身的前提下,对明显不符合经验规律甚至是错误的测压点数据进行修正;对与经验规律相比误差不大或

无足够理论依据说明其不正确的数据采用保留试验结果的处理方法。

经过处理后即可对表面压力系数进行积分。增升装置中,襟缝翼的截面形状相对典型升力面比较复杂,在测压试验中分上下表面分别处理。某民机增升装置示意图如图3所示。其测压剖面的位置如图4所示。

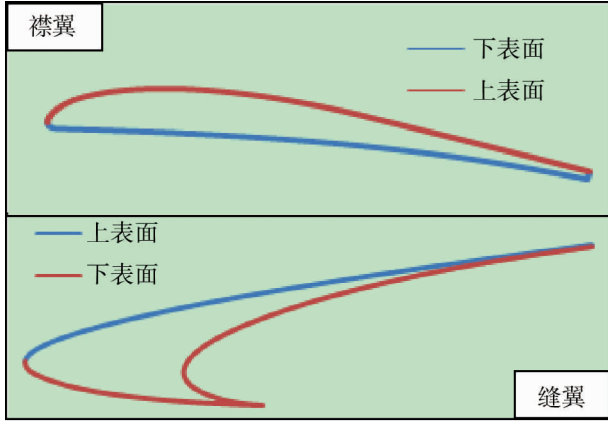


图3 某民机测压模型襟缝翼截面形状

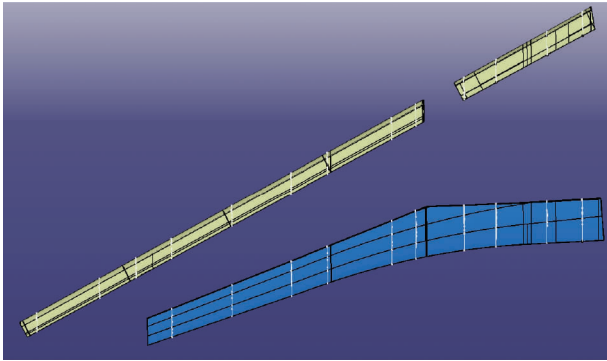


图4 某民机增升装置测压剖面分布图

### 3 数据处理方法

对增升装置每一分块先进行积分求解,第*i*个剖面对应的三个方向的载荷系数分别为:

$$C_{nix} = \frac{\sum_j C_{p_{j上}} \cdot \Delta l_j n_{jx} + \sum_k C_{p_{k下}} \cdot \Delta l_k n_{kx}}{l_i} \quad (1)$$

$$C_{niy} = \frac{\sum_j C_{p_{j上}} \cdot \Delta l_j n_{jy} + \sum_k C_{p_{k下}} \cdot \Delta l_k n_{ky}}{l_i} \quad (2)$$

$$C_{niz} = -C_{nix} \cdot \tan(\lambda_i) - C_{niy} \cdot \tan(\gamma_i) \quad (3)$$

则单块襟翼(缝翼)的三个方向的载荷系数分别为:

$$C_{nx} = \sum_i^n C_{nix} \cdot l_i \cdot d_i / S_w \quad (4)$$

$$C_{ny} = \sum_i^n C_{niy} \cdot l_i \cdot d_i / S_w \quad (5)$$

$$C_{nz} = \sum_i^n C_{niz} \cdot l_i \cdot d_i / S_w \quad (6)$$

第*i*分块的三个方向的力矩系数(忽略*z*方向载荷小量)分别为:

$$C_{mix} = \frac{\sum_j C_{p_{j上}} \cdot \Delta l_j n_{jy} (z_j - z_0) + \sum_k C_{p_{k下}} \cdot \Delta l_k n_{ky} (z_k - z_0)}{l_i} \quad (7)$$

$$C_{miy} = \frac{\sum_j C_{p_{j上}} \cdot \Delta l_j n_{jx} (z_j - z_0) + \sum_k C_{p_{k下}} \cdot \Delta l_k n_{kx} (z_k - z_0)}{l_i} \quad (8)$$

$$C_{miz} = \frac{\sum_j C_{p_{j上}} \cdot \Delta l_j n_{jy} (x_j - x_0) + \sum_k C_{p_{k下}} \cdot \Delta l_k n_{ky} (x_k - x_0)}{l_i} - \frac{\sum_j C_{p_{j上}} \cdot \Delta l_j n_{jx} (y_j - y_0) + \sum_k C_{p_{k下}} \cdot \Delta l_k n_{kx} (y_k - y_0)}{l_i} \quad (9)$$

则单块襟翼(缝翼)三个方向的铰链力矩系数分别为:

$$C_{mx} = \sum_i^n C_{mnix} \cdot l_i \cdot d_i / S_w \quad (10)$$

$$C_{my} = \sum_i^n C_{mniy} \cdot l_i \cdot d_i / S_w \quad (11)$$

$$C_{mz} = \sum_i^n C_{mniz} \cdot l_i \cdot d_i / S_w \quad (12)$$

其中, $C_{p_{j上}}$ 、 $C_{p_{k下}}$ 为上下表面的压力系数, $\Delta l_j$ 为第*j*-1和*j*+1测压点之间长度的一半, $l_i$ 为第*i*个测压剖面所在扰流板外表面总长度, $l_i \cdot d_i$ 为剖面对应分块的面积, $x_0$ 、 $y_0$ 、 $z_0$ 为铰链轴特征点距原点距离, $S_w$ 为机翼面积, $\lambda_i$ 、 $\gamma_i$ 分别为第*i*个剖面处的部件后掠角和上反角。实际上得到的积分结果 $C_n$ 、 $C_m$ 是襟缝翼偏角、动压、迎角的函数,记为 $C_n(\delta, q, \alpha)$ 、 $C_m(\delta, q, \alpha)$ 。

某民机典型CFD计算和测压试验在 $Ma = 0.2$ 以及攻角分别在1、1+F、2、3和FULL卡位时的襟翼载荷系数对比见图5,其他小 $Ma$ 情况趋势类似。可以看出,CFD计算得到的载荷系数相对风洞试验偏保守,初步分析有两方面原因:1)CFD计算时气动网格基于全机真实几何外形,低速构型中雷诺数和实际飞行雷诺数比较接近,一般都在2000万量级,而风洞试验由于条件限制,雷诺数一般在200万左右,远小于实际情况,其气流分离特性也会比真实

情况来的更早也更剧烈,因此失速攻角相对偏后;  
2)风洞试验模型相对 CFD 中的理想气动网格模型表面相比,更加粗糙,类似的能量损失也会使风洞试验中过早失速。同时,这也从另一方面说明初步设计阶段利用 CFD 计算表面压力系数结果得到增升装置载荷是合理的。

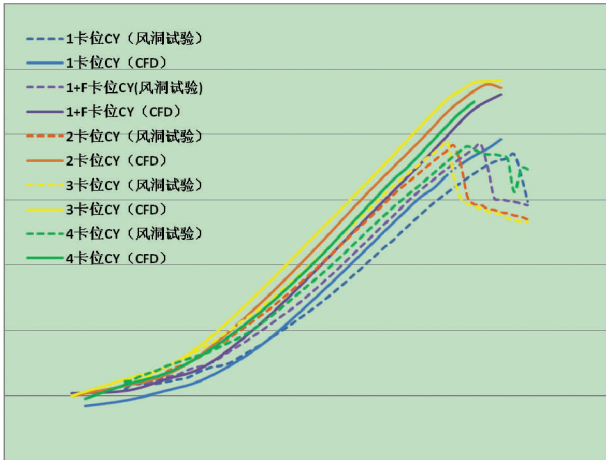


图 5 CFD 计算和测压试验部件载荷系数对比 (CY ~ α)

### 4 增升装置惯性载荷计算方法

一般情况,增升装置的惯性载荷相对气动载荷是小量,其大小主要通过确定飞机质量分布以及相应工况的过载、角速度和角加速度进行计算。根据飞机运动方程,可以得到每块分块质量对应的过载系数、惯性力以及附加惯性矩如下:

$$n_x = tn_x + (\dot{w}_2 + w_1 \cdot w_3) \cdot (cg_z - tcg_z)/g - (\dot{w}_3 - w_1 \cdot w_2) \cdot (cg_y - tcg_y)/g - (w_2 \cdot w_2 + w_3 \cdot w_3) \cdot (cg_x - tcg_x)/g \quad (13)$$

$$n_y = tn_y + (\dot{w}_3 + w_1 \cdot w_2) \cdot (cg_x - tcg_x)/g - (\dot{w}_1 - w_2 \cdot w_3) \cdot (cg_z - tcg_z)/g - (w_3 \cdot w_3 + w_1 \cdot w_1) \cdot (cg_y - tcg_y)/g \quad (14)$$

$$n_z = tn_z + (\dot{w}_1 + w_3 \cdot w_2) \cdot (cg_y - tcg_y)/g - (\dot{w}_2 - w_1 \cdot w_3) \cdot (cg_x - tcg_x)/g - (w_2 \cdot w_2 + w_1 \cdot w_1) \cdot (cg_z - tcg_z)/g \quad (15)$$

$$F_x = -m \cdot n_x \cdot g \quad (16)$$

$$F_y = -m \cdot n_y \cdot g \quad (17)$$

$$F_z = -m \cdot n_z \cdot g \quad (18)$$

$$M_x = -(\dot{w}_1 \cdot I_x - \dot{w}_2 \cdot I_y - \dot{w}_3 \cdot I_{xz}) \quad (19)$$

$$M_y = -(\dot{w}_2 \cdot I_y - \dot{w}_3 \cdot I_{yz} - \dot{w}_1 \cdot I_{xy}) \quad (20)$$

$$M_z = -(\dot{w}_3 \cdot I_z - \dot{w}_1 \cdot I_{xz} - \dot{w}_2 \cdot I_{yz}) \quad (21)$$

其中,tcg<sub>x</sub>、tcg<sub>y</sub>和tcg<sub>z</sub>分别为全机 x、y、z 方向的重心,tn<sub>x</sub>、tn<sub>y</sub>和tn<sub>z</sub>分别为全机重心处 x、y、z 方向的过载系数,w<sub>1</sub>、w<sub>2</sub>、w<sub>3</sub>分别为滚转、偏航和俯仰角速度,对应的导数分别为滚转、偏航和俯仰角加速度,cg<sub>x</sub>、cg<sub>y</sub>和cg<sub>z</sub>分别为质量分块 x、y、z 方向的重心,n<sub>x</sub>、n<sub>y</sub>和n<sub>z</sub>分别为质量分块处 x、y、z 方向的过载系数,F<sub>x</sub>、F<sub>y</sub>、F<sub>z</sub>分别为质量分块 x、y、z 方向的惯性力,M<sub>x</sub>、M<sub>y</sub>、M<sub>z</sub>分别为质量分块 x、y、z 方向的附加惯性矩。

### 5 结论

民用飞机增升装置作为机上重要的活动面,对于提升飞机着陆、起飞和爬升等各项性能,包括控制飞机进场姿态等方面具有非常重要的影响<sup>[7]</sup>。飞机在低速起降中需要尽可能降低飞行速度,缩短滑跑距离,达到较高的升力系数,这就意味着增升装置此时也具有较大的偏度,作用在上面的载荷也会比较大。因此,大型运输类飞机增升装置的气动载荷计算是其设计中的关键工作之一。在民用飞机载荷设计过程中,对不同高度、重量、速度和增升装置偏度等参数下的襟缝翼载荷进行准确或偏保守的计算,并对严重情况进行筛选提供强度校核异常重要。本文主要介绍了增升装置气动和惯性载荷的一般工程计算方法,其中气动载荷中,分别从 CFD 计算和风洞测压试验方面进行描述并对两种方法进行比较分析,为民机增升装置的载荷设计工作提供了理论支持和原理分析,同时对后续的飞行载荷增升装置试飞科目提供了技术储备,提升了整个载荷设计工作的效率。

#### 参考文献:

[ 1 ] 雷晓明. A320 飞机的增升研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(2):35-40.  
[ 2 ] 徐德康. 高难度的设计——波音 777 增升系统介绍[J]. 国际航空, 1996(7):25-27.  
[ 3 ] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部——运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局, 2011.  
[ 4 ] 方宝瑞,李天,余松涛,等. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社, 1997.  
[ 5 ] 艾德·奥波特. 运输类飞机的空气动力设计[M]. 顾诵芬,吴兴世,杨新军,译. 上海:上海交通大学出

- 版社, 2010.
- [ 6 ] 陈迎春,李亚林,叶军科,等. C919 飞机增升装置工程应用技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2010(1):1-5.
- [ 7 ] 洪俊武,王运涛,庞宇飞,等. 结构网格方法对高升力构型的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2013(1): 75-81.
- [ 8 ] 朱国林,王开春,金刚,等. 飞机增升装置气动力特性计算方法研究[J]. 空气动力学学报, 2001(2): 148-155.
- [ 9 ] 解思适. 飞机设计手册第9册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [10] 王兆东. 民机飞行载荷的试飞验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(2):16-20.
- [ 11 ] VAN DAM C P, LOS S M, MILEY S J, et al. Analysis of In-flight Boundary-layer State Measurements on a Subsonic Transport Wing in High-lift Configuration [J]. AIAA, 1995.
- [12] YIP L P, VIJGEN P M H W, HARDIN J D, et al. Subsonic High-lift Flight Research on the NASA Transport System Research Vehicle [J]. AIAA, 1992.

#### 作者简介

刘晓晨 男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:飞行载荷,气动弹性,结构优化。E-mail: liuxiaochen1@comac.cc

胡赞远 男,硕士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞行载荷,飞行力学。E-mail: huzanyuan@comac.cc

## High lifting device load design technology for civil aircraft

LIU Xiaochen \* HU Zanyuan

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** The high lifting device is a set of movable panel on the wing to improve the air flow and increase the lifting force. It can increase the curvature and effective angle of attack of the wing section when the aircraft takes off, lands and maneuvers at low speed. Therefore, it has a decisive influence on improving the low-speed performance for large civil aircraft, including the approach attitude. In the low-speed takeoff and landing, it is generally required to reduce the flight speed and the taxiing distance as much as possible, and at the same time to achieve a higher lift coefficient, which means that the lifting device also has a large deflection at this time, and the load acting on it will be relatively large. Therefore, the load calculation of high lifting device for the large transport aircraft is one of the key tasks in its design, which is of great significance in the load design process for civil aircraft. This paper mainly introduces the calculation principle and design method of the lifting device load for the civil aircraft, and gives a set of engineering algorithm for the aerodynamic and inertial loads of the flap slat.

**Keywords:** civil aircraft; lifting device; pressure test; hinge moment; load design

\* Corresponding author. E-mail: liuxiaochen1@comac.cc