

# 大型飞机结构刚度问题分析研究

上海飞机设计研究院结构部 庄宇

**[摘要]**大型飞机由于结构尺寸大,连接复杂,使得在相同工况下结构变形相对小型飞机更大,因而操纵系统变形、气动外形改变、载荷重新分配等问题也更加突出。因此,如果能够在制定结构顶层设计要求时,将结构变形问题纳入到设计考虑范围内,制定顶层结构刚度要求,势必能够提高结构的研发效率。本文根据机体结构的一些常见问题,总结了几种制定刚度要求的方法,对于刚度设计要求在工程实际中的使用具有一定的参考价值。

**[关键词]**大型飞机 刚度指标 变形 设计要求

## 1. 引言

按照以往的飞机结构设计方法,在飞机的总体设计阶段,飞机结构刚度的设计要求通常是比较笼统的、含糊不清的、不可操作的。设计人员都知道结构刚度设计的重要性,但是却无法给出飞机结构刚度设计的具体要求,就更谈不上结构刚度设计指标的确定。对于机体结构刚度的设计,通常是在总体结构确定后再校核刚度,对于不满足刚度要求的部分再进行局部结构调整,以期达到刚度要求。而这样的设计方法其缺点是显而易见的:

第一、局部结构调整有可能破坏总体结构的协调,降低总体结构效率;

第二、延长了研制周期,尤其当最后发现刚度与结构要求不能兼顾时,就必须重新设计总体结构。

由于我国以前研制的飞机基本以小型飞机为主,因此这些问题并不十分突出,而对于大型飞机结构来说,由于其外形尺寸较大,结构连接件较多,机身框间距、机翼肋间距较大,结构可靠性要求高等一系列问题,使得大飞机的结构刚度问题更为突出。因此,完全有必要就大飞机的结构刚度问题进行充分的和必要的研究及分析,尤其是在大飞机的方案设计阶段就必须考虑结构刚度设计问题,为飞机后续的设计提供支持、减少麻烦。

## 2. 以失速及气动扭转变形为设计目标的刚度要求

当翼型迎角接近临界迎角时,翼型上表面边界层开始发生分离,一旦超过临界迎角,翼型上表面边界层发生分离,造成升力系数急剧下降,这就是翼型的失速。对于大型飞机机翼,由于升力主要由外侧机翼提供,因此为了减少升力损失,一般希望机翼在翼根处先发生失速,这样不仅能减少升力损失,还能及时提醒飞行员已经进入失速状态并及早改出。

想要使翼根先发生失速,常用的方法是使机翼外洗,即沿翼展向外减小翼型的安装角来实现反向扭转,由于翼根迎角大于翼尖,则会使翼尖提前进入失速状态。

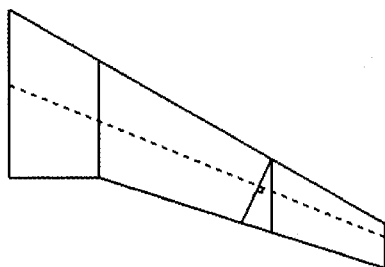


图1 机翼刚心线及翼肋安装位置

对于这种设计要求下的刚度分析,需要从机翼的初步设计做起,将机翼简化为刚心线上的一根梁,然后进行求解。首先,需要确定机翼刚心线,然后确定静止状态下的机翼扭转角 $\theta_1$ 及飞行过程中需要的扭转角 $\theta_2$ 。然后利用计算流体力学对扭转过的机翼进行压力分布计算,求出刚心线上的扭矩 $T$ ,对于相距 $l$ 的两横截面间的扭转角有公式:

$$\Delta\phi = \int \frac{T}{GI_p} dx \quad (2.1)$$

其中: $\Delta\phi$ ——两截面间扭转角

$l$ ——刚心线长度

$T$ ——刚心线上的扭矩

$GI_p$ ——扭转刚度

由于刚心线可视为一等截面等刚度圆轴且扭矩 $T$ 为常数,因此公式可简化为:

$$\theta_1 - \theta_2 = \frac{Tl}{GI_p} \quad (2.2)$$

得出刚心线刚度要求之后即可作为顶层要求指导翼梁、翼肋、长桁蒙皮等结构的详细设计。具体流程如图2。

影响气动扭转变形的刚度要求分析方法与影响失速的刚度分析方法类似,但是对于翼尖失速问题,有的机翼通过沿展向改变翼型的方式

来解决,因此这种机翼在飞行状态下翼面有可能是处于一平面内的,所以在进行压力计算时无需对机翼进行扭转。

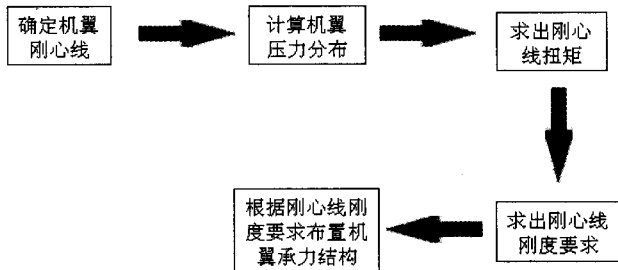


图2 满足机翼失速要求的扭转刚度设计流程

## 3. 以副翼操纵效率为设计目标的刚度要求

当飞行速度小于副翼反效速度时,偏转副翼将引起偏转力矩,使飞机绕纵向体轴旋转。旋转运动引起阻尼力矩。飞机在滚转力矩作用下,旋转速度增大。这时,阻尼力矩也相应增加,使飞机旋转加速度减缓。当旋转速度增大到一定程度时,偏转副翼所引起的滚转力矩与旋转运动引起的阻尼力矩相等,机翼达到一个稳定的滚转速度。通常把这个稳定的滚转角速度 $p$ (或其量纲为1的量)与副翼偏角 $\beta$ 的比值作为副翼操纵效率的度量。

当飞机以滚转角速度 $p$ 绕纵向体轴 $x$ 轴旋转时,在展向 $y$ 处的剖面的速度为 $py$ 。它使机翼局部迎角发生变化。若利用准定常空气动力学理论,它引起 $y$ 处剖面局部迎角的改变为:

$$\Delta\alpha = -\frac{py}{V} \quad (3.1)$$

其中 $V$ 为飞行速度。通常引入滚转速度的量纲为1的量 $\bar{p}$ ,则

$$\bar{p} = \frac{pl}{V} \quad (3.2)$$

则滚转运动引起的各剖面的升力系数与局部弦长的乘积为

$$-(A^a)^{-1} \left[ \frac{py_1}{V} \dots \frac{py_n}{V} \right]^T = -(A^a)^{-1} y \bar{p} \quad (3.3)$$

式中, $y = [y_1/l \dots y_n/l]^T$ 。记 $p = \left[ \frac{\partial C_L^i}{\partial \bar{p}} b_1 \dots \frac{\partial C_L^i}{\partial \bar{p}} b_n \right]^T$ ,则有

$$p = -(A^a)^{-1} y \quad (3.4)$$

此外

$$s = s^e + \beta u + \bar{p} p \quad (3.5)$$

将上述关系式代入大展弦比直机翼静气动弹性基本方程(注意此时 $N=0$ ):

$$\theta = qEs + qFm + NGg \quad (3.6)$$

式中, $E = F_{\theta\theta} \bar{E} W$   $F = F_{\theta\theta} \bar{F} W$   $G = F_{\theta\theta} \bar{G} W$

$F_{\theta\theta}$ ——机翼的扭转柔度影响系数矩阵

$\bar{E} = \text{diag}(e_1 \dots e_n)$ ——以各剖面的刚心到气动中心的距离写出的对角矩阵,刚心在后为正

$\bar{F} = \text{diag}(b_1^2 \dots b_n^2)$ ——各剖面的中弦长平方写出的对角矩阵

$\bar{G} = \text{diag}(d_1 \dots d_n)$ ——各剖面重心与刚心距离写出的对角矩阵,重心在后为正

$W$ ——由积分数值方法确定的各剖面加权数组成的对角矩阵

$m = [m_{AC1} \dots m_{ACn}]^T$ ——各剖面俯仰力矩系数组成的列阵

$g = [m_1 g \dots m_n g]^T$ ——各剖面片条重量组成的列阵

故有

$$\theta = qEs^e + qEu\beta + qEp\bar{p} + qFv\beta \quad (3.7)$$

注意到此时载荷的反对称分布,又有

$$\theta = A^s s^e \quad (3.8)$$

当飞机以稳定角速度旋转时,气动力对 $x$ 轴的力矩和为零,即

$$q \int_0^l (bC_L^r + b \frac{\partial C_L^r}{\partial \beta} \beta + b \frac{\partial C_L^r}{\partial \bar{p}} \bar{p}) y dy = 0 \quad (3.9)$$

利用  $h^T = l^T Y W$ , 其矩阵形式为

$$q h^T (s^e + u\beta + p\bar{p}) = 0 \quad (3.10)$$

将(3.8)代入到(3.7), 得

$$(A^e - qE)s^e = qE(u\beta + p\bar{p}) + qFv\beta \quad (3.11)$$

消去(3.10)和(3.11)中的  $s^e$ , 得

$$h^T(u\beta + p\bar{p}) + qh^T(A^e - qE)^{-1}E(u\beta + p\bar{p}) + qh^T(A^e - qE)^{-1}Fv\beta = 0 \quad (3.12)$$

因

$$I + q(A^e - qE)^{-1}E = (A^e - qE)^{-1}A^e \quad (3.13)$$

故将(3.12)整理后可得

$$\frac{\bar{p}}{\beta} = \frac{h^T(A^e - qE)^{-1}(A^e u + qFv)}{h^T(A^e - qE)^{-1}A^e p} \quad (3.14)$$

上式也可写作

$$\frac{\bar{p}}{\beta} = \frac{h^T(A^e - qE)^{-1}(A^e u + qFv)}{h^T(A^e - qE)^{-1}y} \quad (3.15)$$

(3.14)和(3.15)即为考虑气动弹性影响后的副翼操纵效率计算公式。

通常, 当  $q < q_R$  时, 可以得出操纵效率  $\bar{p}/\beta$  与动压  $q$  的关系。  $q$  增大, 则  $\bar{p}/\beta$  降低。但是当设定动压一定的情况下, 设机翼的扭转刚度为参量, 则此方程就转变为操纵效率与机翼扭转刚度的关系式, 据此则能找出机翼扭转刚度与副翼操纵效率的关系, 并依此设计刚心线的扭转刚度。

#### 4. 以解决扭转发散问题为设计目标的刚度要求

扭转发散是机翼结构变形与空气动力交互作用导致翼面结构变形发散而破坏的现象。

当弹性恢复力矩  $>$  气动扭转力矩时, 扭转变形减少(最大飞行速度  $<$  扭转发散临界速度);

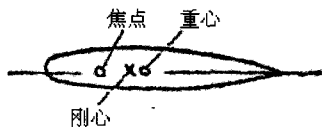


图3 机翼三心位置图

当弹性恢复力矩  $<$  气动扭转力矩时, 扭转变形不断扩大, 导致结构破坏。

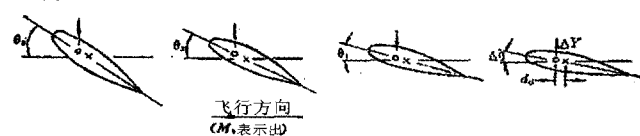


图4 机翼扭转扩大示意图

首先, 由于现代大型飞机多为后掠机翼, 因此机翼发散特点与直机翼有所不同。直机翼在迎面气流  $V$  中, 速度沿翼展没有分量, 因此机翼的弯曲不引起升力, 所以只要考虑机翼扭转即可。在后掠角为  $\Lambda$  的机翼上则不然, 由于  $V$  在展向有分量  $V \sin \Lambda$ , 所以机翼的弯曲(其挠度用  $\omega$  表示)也将引起升力, 此时的气动弹性问题要同时研究扭转与弯曲。

设飞机在巡航状态下, 假定机翼为细长悬臂梁, 其刚轴记作  $\bar{y}$ , 固支于机身, 用有效根部表示。由于机翼转过一个后掠角  $\Lambda$ , 对于  $\bar{y}$  方向的梁, 其单位展长翼段的升力为:

$$L(\bar{y}) = \frac{1}{2} \rho (V \cos \Lambda)^2 \bar{c} \frac{\partial \bar{C}_L}{\partial \alpha} \bar{\alpha} \cos^2 \Lambda = q \bar{c} \frac{\partial \bar{C}_L}{\partial \alpha} \bar{\alpha} \cos^2 \Lambda \quad (4.1)$$

其中:  $q = \frac{1}{2} \rho V^2$

$\bar{c}$  ——单位展场翼段的平均气动弦长

$\bar{\alpha}$  ——翼段的有效迎角

$\frac{\partial \bar{C}_L}{\partial \alpha}$  ——翼段的气动力导数

当机翼没有弯曲时, 有效迎角  $\bar{\alpha}$  为

$$\bar{\alpha} = \bar{\theta} + \bar{\alpha}' \quad (4.2)$$

其中:  $\bar{\theta}$  ——弹性变形扭角

$\bar{\alpha}'$  ——刚体情况下的迎角

若有弯曲时, 弯曲斜率用  $d\omega/d\bar{y}$  来表示, 则气流引起的下洗分量为  $\frac{d\omega}{d\bar{y}} V \sin \Lambda$ , 于是

$$\bar{\alpha} = \bar{\alpha}' + \bar{\theta} - \frac{d\omega}{d\bar{y}} V \sin \Lambda / V \cos \Lambda = \bar{\alpha}' + \bar{\theta} - \frac{d\omega}{d\bar{y}} \tan \Lambda \quad (4.3)$$

得到单位长度上的升力

$$L(\bar{y}) = q \bar{c} \frac{\partial \bar{C}_L}{\partial \alpha} (\bar{\alpha}' + \bar{\theta} - \frac{d\omega}{d\bar{y}} \tan \Lambda) \cos^2 \Lambda \quad (4.4)$$

解决扭转发散问题, 首先在设计时, 要使机翼刚心线尽量靠近机翼的焦点, 当机翼刚心线确定的情况下, 将刚心线的扭转刚度设为未知量  $X$ , 并将机翼分成数段, 从靠近翼根处翼段开始, 在飞行包线内选择几个临界点, 计算此翼段沿翼展外向翼面的载荷合力  $F(X)$  及其作用点, 之后求出此翼段沿翼展外向翼面的刚心线上扭矩  $T_{il}(X)$ , 对于刚心线有简化后的扭转公式:

$$\phi_i = \frac{T_{il} l_i}{GI_i} \quad (4.5)$$

其中:  $\phi_i$  ——第  $i$  段翼段的扭转变形角

$T_{il}$  ——第  $i$  段翼段沿翼展外向翼面的刚心线上扭矩

$l_i$  ——第  $i$  段翼段的刚心线长度

$GI_i$  ——第  $i$  段翼段的刚心线扭转刚度 ( $X$ )

据此求出此翼段刚心线扭转角  $\phi_i(X)$ , 得出最终的变形后的机翼迎角, 然后再对此迎角下的机翼进行压力计算, 得出刚心线上的扭矩  $T_{i2}(X)$ , 利用由公式(4.5)变化而来的公式:

$$T = \phi \cdot GI_p / l \quad (4.6)$$

将结果代入(4.6)得:

$$T_{i2}(X) - T_{il} = \phi_i(X) \cdot X / l_i \quad (4.7)$$

由此求解出各翼段刚心线扭转刚度的要求值  $X_i$ , 其具体流程如下:

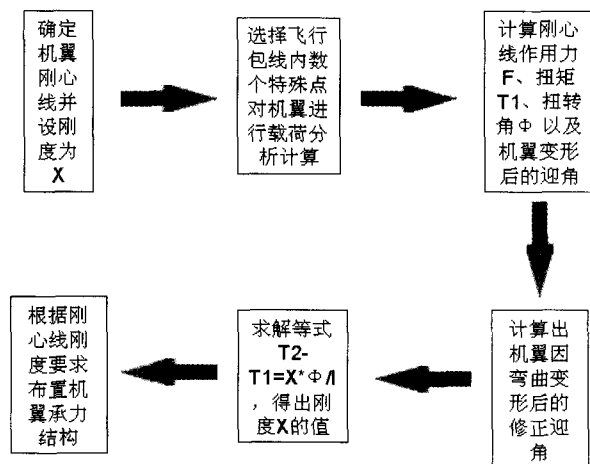


图5 满足机翼扭转发散要求的扭转刚度设计流程

#### 5. 结束语

本文探讨了大型飞机设计过程中, 几种结构刚度指标制定的方法, 具有一定的工程实践意义。大型飞机设计是一个系统工程, 设计初期的总体定义尤其重要, 将刚度要求纳入到设计指标中, 制定科学合理的顶层设计输入, 对缩短项目周期, 提高设计效率将有着积极作用。

#### 参考文献

- [1] 林衍荣. 外挂物、副翼操纵刚度对机翼颤振特性的影响[A]. 洪都航空工业集团650所, 2003
- [2] 张兴国. 大型运输机多缝富勒襟翼运动机构设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003
- [3] 陈硕, 麻力, 周懿, 祝世兴. B767后缘襟翼不协调故障分析[J]. 中国民航学院学报, 2004, 22: 4-6
- [4] 姚雪波. 前缘缝翼结构设计分析[J]. 民用飞机设计与研究, 1996
- [5] 戴思宗. 高亚音速运输机大展弦比机翼概念设计[J]. 中航一飞院, 2008
- [6] 刘国方, 张朝发, 李焕喜, 何景武. 大型飞机机身结构的特点与选材[C]. 中国航空学会2007年学术年会, 2007
- [7] 陈伟. 襟翼控制系统的故障分析与改进设计[A]. 中航一飞院, 2003
- [8] 李玉海, 石峰. 波音747飞机襟翼传动系统扭力管微动损伤失效分析[J]. 航空制造工程, 1995, 5: 33-34
- [9] 邓杨晨, 陈华, 章怡宁. 探讨飞行器翼身不同结构刚度对翼尖位移和结构重量的关系[J]. 航空计算技术, 2007, 37(4): 1-8
- [10] Edmund W. Pendleton, Denis Bessette, Peter B. Field, Gerald D. Miller, Kenneth E. Griffin. Active Aeroelastic Wing Flight Research Program: Technical Program and Model Analytical Development[J]. AIAA, 2000: Vol. 37, No. 4