

# 飞机结构型材压损应力的 工程分析方法探讨

## Study of the Computing Methods to Calculate Crippling Stress for Aircraft Structure Shapes

李 真 / Li Zhen

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘 要:

介绍了角元法、切割法和板元法三种飞机结构型材压损的计算方法。采用切割法和板元法对某型飞机机身长桁压损试验件进行了计算,结果表明切割法和板元法均为偏保守的计算方法,切割法偏保守4%以上,板元法偏保守11%以上。切割法的计算结果更接近试验结果,为提高机体结构效率,减轻结构重量,建议采用切割法进行工程计算。

**关键词:**压损;板元法;切割法;型材

[Abstract] In this paper, three major engineering methods to calculate the crippling stress of column are described and investigated: the angle method, the Gerard method, and the plate segment method. The Gerard method and the plate segment method are employed to calculate the crippling stress of fuselage stringers, the result shows that the two methods are all conservative, the conservation of Gerard method are above 4%, the conservation of plate segment method are above 11%. The result of Gerard method are more accuracy. To improve the structural effective and reduce the structural gravity, the Gerard method are suggested.

[Key words] Crippling Stress; the Plate Segment Method; the Gerard Method; Column

## 0 引言

飞机结构中使用的长桁、横梁、立柱等型材,一般为中短柱或短柱,承载能力与型材压损强度和长细比有关。因此,要进行压缩强度的分析计算。

压损的破坏形式一般是型材元件在低于破坏载荷时首先发生局部失稳,其横剖面会出现局部扭曲变形,然后型材的弯角还能支撑已经发生局部失稳的结构继续承载,当弯角处的应力超过型材材料的屈服应力时,型材不能继续承受载荷而破坏,此破坏称压损破坏,此载荷称压损破坏载荷,此载荷对应型材剖面上的平均应力称为压损应力。

## 1 工程方法介绍

工程上,计算型材压损应力有三种方法:角元法、切割法、板元法。

### 1.1 角元法计算压损应力

角元法一般用来计算钣金弯型材剖面的压损应力<sup>[1]</sup>,把弯制型材剖面划为若干角元。剖面各角元压损强度总和为整个剖面的压损强度。对于弯制的角形、槽形、Z形和矩形管,按式(1)计算剖面角元的压损应力:

$$\sigma_f / \sqrt{\sigma_{0.2} E} = C_s / \left( \frac{b'}{t} \right)^{0.75} \quad (1)$$

角元压损载荷:  $P_f = \sigma_f A$ , 角元剖面面积:  $A = [(b'/t) - 0.214(R/t)] 2t^2$ 。

式中:

$C_s$  与角元两端支持有关的系数;

$R$  为弯曲半径;

$\sigma_f$  为剖面的压损应力;

$\sigma_{0.2}$  为材料的压缩屈服极限;

$t$  为板元件厚度;

$E$  为弹性模量。

### 1.2 切割法计算压损应力

对于不同的型材剖面,用不同的经验公式计算压损应力<sup>[2]</sup>

(1) 对于角形、管形、V形和多拐角形剖面按式(2)计算:

$$\sigma_f/\sigma_{0.2} = 0.56 [(gt^2/A)(E/\sigma_{0.2})^{1/2}]^{0.85} \quad (2)$$

(2) 对于 T 形、十字形和 H 形剖面按式(3)计算:

$$\sigma_f/\sigma_{0.2} = 0.67 [(gt^2/A)(E/\sigma_{0.2})^{1/2}]^{0.40} \quad (3)$$

(3) 对于 Z 形、J 形和槽形剖面按式(4)计算:

$$\sigma_f/\sigma_{0.2} = 3.2 [(t^2/A)(E/\sigma_{0.2})^{1/3}]^{0.75} \quad (4)$$

式中:

$g$  为组成剖面。

### 1.3 板元法计算压损应力

板元法是把型材剖面划分为若干个板元,按图 1 或图 2 计算各板元的压损应力,按式(5)计算整个剖面的压损应力。<sup>[3]</sup>

$$\sigma_f = \frac{\sum_{i=1}^N (b_i t_i \sigma_{fi})}{\sum_{i=1}^N (b_i t_i)} \quad (5)$$

式中:

$b_i$  为第  $i$  个板的厚度;

$t_i$  为第  $i$  个板元的厚度;

$\sigma_{fi}$  为第  $i$  个板元的压损应力,截止值取  $\sigma_{0.2}$ ;

$N$  为组成剖面的板元总个数。

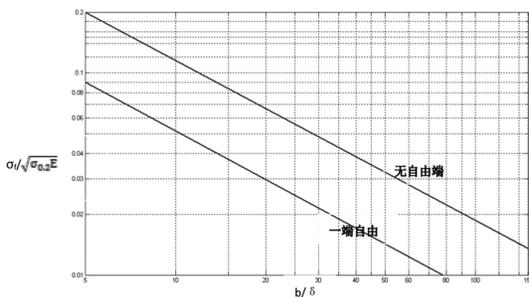
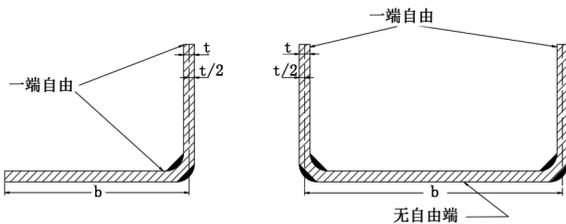


图 1 板弯型材剖面的压损应力计算曲线

## 2 试验件与试验结果

试验件为某型飞机机身长桁,分为 T 型长桁和 Z 型长桁,T 型长桁的材料为 7075-T6,截面尺寸如

图 3 所示,试验件长度为 96mm;Z 型长桁的材料为 7075-T6511,截面尺寸如图 4 所示,试验件长度为 96mm。考虑试验破坏载荷的分散性,每种尺寸的试验件为 4 件。

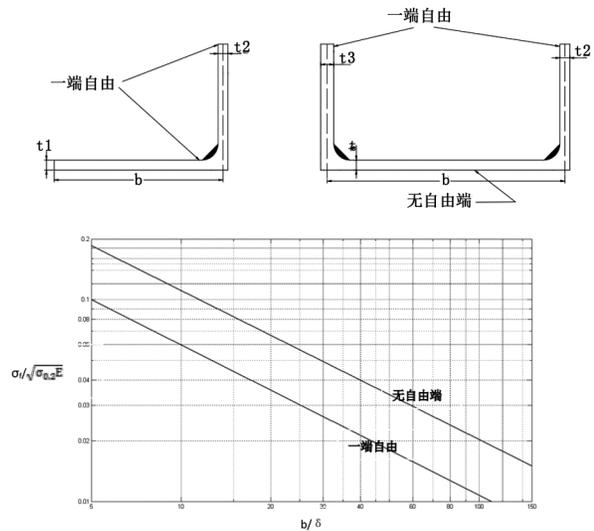


图 2 挤压型材剖面的压损应力计算曲线

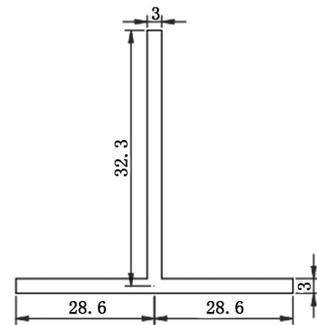


图 3 T 型长桁横截面示意图

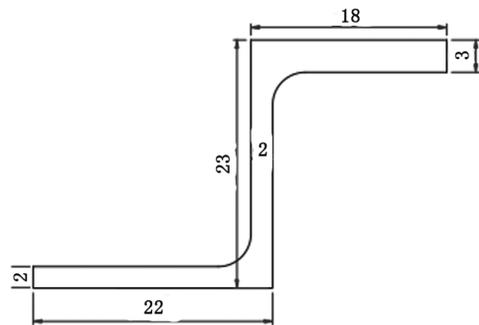


图 4 Z 型长桁横截面示意图

试验在 1 000kN 静力/疲劳试验机上进行,试验件两端没有采用夹具加载,直接在试验机平台上加载,如图 5 所示。为保证试验件加载均匀,在正式试验前,进行 2 次 30% 预估破坏载荷调试,保证试验件上粘贴应变片的测量应变均匀。



图5 T型、Z型长桁试验件安装

试验件在承受压缩过程中,随着载荷增大,长桁的缘条首先出现局部失稳,弯角处继续承载,当弯角处应力超过材料极限时,结构承载能力达到最大值,此时结构塑性变形较小。结构还可以继续承载,但承载能力变小,结构塑性变形逐渐增大。Z型长桁和T型长桁的试验件破坏如图6、图7所示,该破坏形式为典型的压损破坏形式,长桁缘条出现严重的塑性变形,弯角处也有弯曲形变。

Z型长桁的破坏载荷依次为69.4、69.8、69.2和71.6kN,平均破坏载荷为70kN;T型长桁的破坏载荷依次为123.9、126.2、127.6、125.8kN,平均破坏载荷为125.8kN。两项试验结果表明试验数据的分散性小。

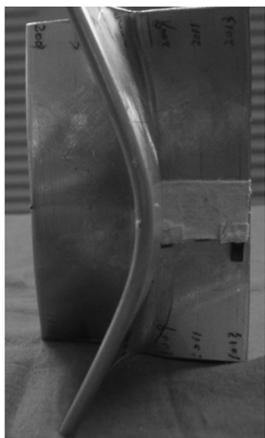


图6 Z型长桁典型破坏照片 图7 T型长桁典型破坏照片

### 3 结果对比分析

试验所用长桁为挤压型材,角元法不适用,分别采用切割法和板元法对试验件的破坏载荷进行分析计算。计算利用图3、图4中的尺寸,并取: $E =$

$73\ 723\text{MPa}$ 、 $\sigma_2 = 509.8\text{MPa}$

采用切割法,对于Z型材,厚度 $t$ 采用加权平均厚度,压损应力为 $497.8\text{MPa}$ ,承载能力为 $66.7\text{kN}$ 。对于T型材, $g$ 取3,压损应力为 $339.7\text{MPa}$ ,承载能力 $111.8\text{kN}$ 。

采用板元法对T型材、Z型材的许用压损应力进行分析,Z型长桁缘条为一边自由,一边固定,固定端个数取1;腹板为两端固定,固定端个数取2;T型长桁三个缘条均为一边自由,一边固定,固定端个数取1,代入公式(3)和(4)进行相应计算。T型材的压损应力为 $316.0\text{MPa}$ ,承载能力为 $104.0\text{kN}$ 。Z型材的压损应力为 $461.5\text{MPa}$ ,承载能力为 $61.8\text{kN}$ 。

试验结果与工程计算结果对比如表1所示,切割法、板元法计算结果均比试验结果保守。对于Z型材,切割法的计算值为试验值的95.3%,板元法的计算值为试验值的88.3%;对于T型材,切割法的计算值为试验值的88.9%,板元法的计算值为试验值的82.7%。可以看出,板元法比切割法更为保守。

表1 试验结果与工程计算结果对比

| -    | 试验破坏载荷/kN | 切割法     |       | 板元法     |       |
|------|-----------|---------|-------|---------|-------|
|      |           | 计算结果/kN | 计算/试验 | 计算结果/kN | 计算/试验 |
| Z型长桁 | 70.0      | 66.7    | 95.3% | 61.8    | 88.3% |
| T型长桁 | 125.8     | 111.8   | 88.9% | 104.0   | 82.7% |

### 4 结论

通过切割法与板元法的工程分析结果与试验结果对比表明,切割法与板元法的工程分析结果均偏保守,切割法偏保守4%以上,板元法偏保守11%以上。为提高飞机结构效率,减轻飞机结构重量,进行工程分析时建议采用切割法。

#### 参考文献:

- [1] Needham, R. A. The Ultimate Strength of Aluminum Alloy Formed Structural Shapes in Compression[J]. Jour. Aero. Sci, 1954, 21.
- [2] Gerard, G. The Crippling Strength of Compression Elements [J]. Jour. Aero. Sci, 1956, 25, .
- [3] 《飞机设计手册》总编委会编. 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.