

文章编号: 1673-4599(2008)06-0074-07

浅析歼八飞机机体结构设计的四个问题

赵智明

(沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘 要: 对歼八飞机结构设计中出现的4个难点问题(机翼四梁接头耳片、原型机腹鳍、减速板、机尾罩尾尖)做一探讨性浅析。

关键词: 高应力水平; 振动; 气动弹性行为; 热应力; 蠕变

中图分类号: V222

文献标识码: A

A Preliminary Analysis of Four Problems in the F-8 Airframe Structure Design

ZHAO Zhi-ming

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: A preliminary exploratory analysis of intractable problems in the design of four structural members (joint lug for No. 4 spar in the wing, prototype ventral fins, speed brake, and tail fairing tip) in the F-8 airframe is presented in this paper.

Key words: high stress level; vibration; aero-elastic behavior; heat stress; creep

歼八飞机自1964年开始方案论证至今已40余年, 经过歼八人艰苦努力, 形成系列, 为国防事业做出了应有的贡献。

当然也难免有不足之处。如机体结构设计方面尚有力不从心之处。根据本人见解略做一浅析, 供世人参考, 目的是吸取教训, 警世后人。

1 机翼四梁接头低寿命的困扰

机翼四梁对应机身47框分别按原准机米格-21仿设计, 发现机身47框刚度不足, 与机翼四梁刚度不匹配。原因是四梁结构高度随机翼面积增大而相应增加, 其传来的载荷也成倍增长, 但47框因安装发动机的空间要求, 使结构高度无法增加, 所以提出减少四梁接头传来的载荷, 即降低四梁接头刚度。

机翼四梁与其主梁构成机翼后盒段, 与机身47框、42框相连, 所以盒段弯矩传递是双路传载。四梁减少的传递载荷可通过机翼蒙皮剪力场转移到主梁上, 而主梁又有这个潜力。

解决这个问题可以有多种方法, 最简单而直接的方法是同步降低机身机翼连接接头的高度, 甚至使其接近铰支点而传递弯矩趋近于零。

但是令人不解的是, 机身47框接头高度不变, 只是降低机翼四梁接头高度, 用加大四梁接头衬套耳片突台厚度来填补间隙空间。原准机衬套耳片突台厚度为2 mm, 而歼八飞机上下衬套突台厚度分别增大到7 mm和12 mm, 结果造成四梁接头下耳片承载严重偏心力矩, 如图1所示。

四梁下耳片受拉伸载荷, 其衬套突台厚达12 mm, 本来耳片传载就存在应力集中现象, 即耳片

孔内缘拉伸应力水平高于外缘拉伸应力水平。而偏心力矩又叠加一个拉伸应力到耳片的下面,使其孔内缘拉伸应力水平急剧提高。1989年的一次机翼四梁疲劳试验中,其9级载荷谱的第二级载荷就使耳片进入塑性(占最大载荷的38%),经反推其偏心应力占整个应力的3/4左右,可见其严重性。

造成这种局面是1975~1976年对机翼四梁接头做过一次极限设计课题研究。

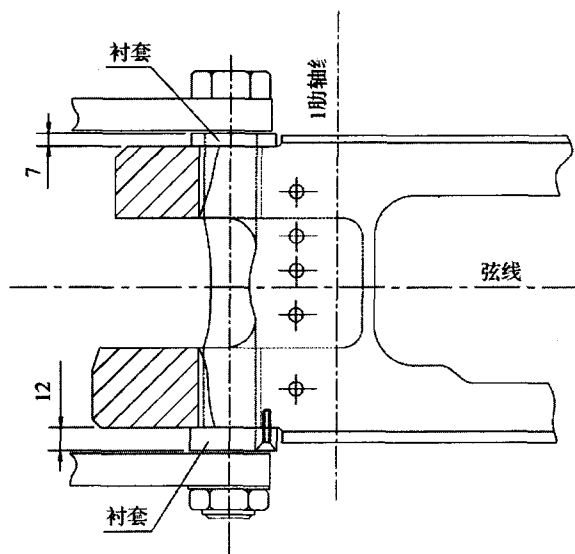


图1 机翼四梁接头

众所周知,极限设计是针对一次性加载,如静力试验或其他工程静载设计。而飞机在使用载荷下是重复加载状态,当然早期飞机设计也采用过极限设计,但那时对材料疲劳承载特性缺乏认识,而且也是在多路传载条件下,四梁接头在已经分配一定数量弯矩载荷下属于单路传载。即便多路传载,也属于均匀传载构件,没有人敢在高度应力集中构件上开玩笑。

所以,几乎在极限设计研究的同时,开始开展四梁疲劳寿命试验研究。

在全机疲劳寿命试验中成为全机疲劳寿命控制点,1500飞行小时寿命,下耳片出现裂纹(与四梁部件寿命试验十分相近),不得已,卸下衬套,铰去裂纹(由原 $\phi 31$ mm铰至 $\phi 32.6$ mm),并喷丸,换新村套,再继续试验,才凑够3000飞行小时寿命指标。

在“歼八系列飞机机翼四梁结构件疲劳试验研究”报告(定型归档)中提到喷丸的效果能提高试验寿命1~3倍,这等于将后半1500小时飞行

寿命画上问号。因为喷丸效应会因环境(时间、温度)发生松弛而失效。虽然当时国内规范尚无说明,但英国规范AP-970早有明确规定,“喷丸只作为服役飞机的储备,在寿命试验中禁止使用”。

由上述可见,机翼四梁接头极限设计的后果是降低了飞机寿命1500飞行小时(因它是一个不可拆卸的重要受力构件),歼八定寿准则是疲劳设计方法,唯有这个接头却破例引用破损安全准则,将寿命凑够到3000飞行小时,而且为了这个短寿的接头,从70年代中期直到最后定寿,结构强度人员反复做过大量试验补救,来保驾这个极限设计的苦果,因极限设计结构既定,无力回天。从技术上看,它明显地属于一个严重设计错误,后人应引以为戒。

为了改进这个设计,当然可以应用前述47框、四梁接头耳片高度同步降低的方法,但这样要做相当多的试验来满足原载荷分配关系,因此建议将四梁接头上下耳片颠倒过来,原结合螺栓不变,将会保持原传递弯矩载荷不变。如此估计两个耳片均可降低其拉伸应力约1/4左右,可按原四梁试验方法做一次疲劳寿命试验。如能满足3000飞行小时就可以了,不需要做更高的要求。好处是可以沿用歼八飞机原全机疲劳寿命试验的整体成果。

2 歼八I型(包括全天候型)双腹鳍振动

原准机米格-21机身相应部位下方中间有一个单腹鳍,结构相似,其正前方也有一个减速板,但其腹鳍没有发生过振动或损伤。歼八采用双发动机并列,机身宽度加大。为补充垂尾面积不足,采用左右两个腹鳍,分别外斜 25° ,如图2所示。

早期就发现因振动而产生结构损伤,如:

- (1) 铆钉头裂纹及个别掉渣;
- (2) 顺航向铆钉墨迹线;
- (3) 连接机身外蒙皮的型材裂纹及其连接螺钉头断裂。

经过多次修改,局部加强,效果相反,如框板裂纹,腹鳍连接框板角盒的铆钉剪断,下壁板内部增加对应腹鳍的纵向型材反而产生机身下壁板裂纹等。在动载荷作用下,结构局部刚度加强引起相邻薄弱结构件的连接区破坏是因应力集中而破坏的正常现象。这也证明振动是不能用加强的方法解决,而只能是排振。

1988~1989年最后一次重大排振修改,其修

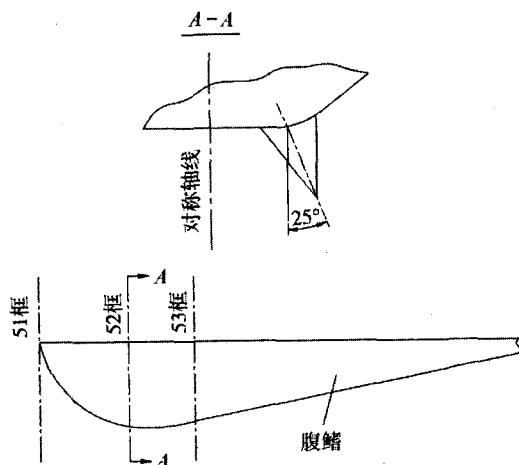


图2 歼八I型飞机双腹鳍

改措施为:

- (1) 腹鳍外表面喷涂粘弹性材料;
- (2) 腹鳍隔板直接插入机身下壁板蒙皮与框板相连, 目的是增加传剪切载荷能力;
- (3) 在腹鳍区壁板蒙皮外面补加加强垫板。

修改前实测过振动过载 200 ~ 300 G, 修改后再实测振动过载仍是 200 ~ 300 G, 振动仍未排除掉。明显地, 这仍然是一个加强方案。

从薄壁结构力学观点看, 腹鳍作为一个平板部件与机身下壁通过连接角型材相连, 其传递切向剪力载荷到机身上的刚度、强度足足有余, 而且腹鳍隔板通过角盒与框板相连, 从未发生过断裂或裂纹。至于粘弹性材料在于防噪声, 从原准机情况看, 没有任何噪声损伤痕迹。对于歼八飞机, 首先损伤的是螺栓头, 而相连机身下壁蒙皮铆钉从无任何损伤。可见腹鳍上的铆钉损伤是其振动产生的铆钉与钉孔之间的变形摩擦所致, 其墨迹线就是在潮湿空气中铝合金摩擦氧化的产物。

那么歼八I型机腹鳍为什么振动? 为什么低空大表速打开减速板振动?

为什么屡次用加强的方法而排不掉其振动呢? 是否以为腹鳍与减速板涡流谐振, 而多次修改腹鳍结构, 刚度变化了, 仍然振动呢? 于是就会意想为减速板涡流频率太宽了, 振动排不掉, 导致走入盲目加强的误区。

众所周知, 振动有3个条件: 第一, 必须有载荷(振源); 第二, 每个结构均有其固有频率(刚度决定), 一般实际发生在低频; 第三, 能否振起来还要看阻尼, 如果阻尼足够大, 使得振动收敛而振不起来, 否则发散将振动起来。

最典型意义的谐振是歼八机初期发生过载表振动, 原因是它与前机身、主起落架频率均相接近。只要一着陆, 过载表就指示7, 而飞行员并无不适应感。曾被此现象迷惑两年多, 实际是主起落架、前机身阻尼大, 振动收敛而振不起来, 因而飞行员感觉不出来。而过载表针阻尼很小, 发生振动, 只要着陆, 表针就立即指到最大。修改过载表参数就解决了。

由于腹鳍本是一个平板结构, 原为辅助垂尾防侧风起侧向稳定作用, 尽管其刚度甚差(静力试验变形很大), 但从原准机腹鳍看, 以及本腹鳍其他飞行情况看, 都不振动。

由于歼八飞机的机翼安装角度为 0° , 所以飞行状态机身有迎角, 歼八I型腹鳍外斜 25° , 因而对航向气流构成一定迎角而产生升力, 使其向外侧弯曲变形, 而机身绕流向上流动又加大了腹鳍的有效迎角。在低空大表速飞行时速压最大, 其升力也必加大, 其变形也必然增大, 使得腹鳍流场, 特别是外表面吸力流场与减速板涡流相遇而遭到破坏, 其升力骤降至零, 结构弹性反弹, 与上述气流流场交替作用, 而构成一种气动弹性行为。

众所周知, 机翼尾翼设计是要满足跨声速区气动弹性要求的, 所以必须有足够的抗弯扭刚度, 而且多数还加配重。歼八飞机平尾是刚扭同心结构, 其配重比重更大来补充其抗扭转刚度之不足。也曾发生过主起落架护板安排不当产生的涡流打在平尾上而抖振, 如果只有一次或相隔时间较长, 配重是可以保持振动收敛, 但因涡流是连续的动载, 配重也无能为力, 这个所谓涡流打在尾翼上, 实质是连续涡流破坏了平尾的流场而产生的气动弹性行为, 所以只能处理好起落架护板, 使其涡流减小, 到达平尾时已消失, 才有效地排除了这个故障, 即消除载荷法。

歼八I型腹鳍与平尾情况十分相似, 只是一个扭转振动, 一个向外弯曲振动。最有效的方法是消除载荷法, 即取消腹鳍外斜 25° , 而使其垂直于机身下壁板, 相当现有腹鳍侧向投影面积, 其效果与原腹鳍相同。但顺气流方向安装, 将不产生升力, 也无弹性变形, 即使有涡流打在其上, 也不会有气动弹性行为, 因而将有效排除这个故障。

按可靠性设计理论, 经过上述修改后的腹鳍将优于歼八II型飞机的可折叠收起的腹鳍。

3 不达标的减速板

在歼八飞机试飞期间,发现减速板存在如下故障:

(1) 打炮瞄准,打开减速板产生低头力矩;

(2) 为使减速板性能优于原准机,而加大了面积和开度,但发生了减速板振动现象,减小开度消除振动,而减速板性能反而低于原准机。

在长期使用中,用打孔的方法排振,反复加大面积,再打孔,始终未达到原设计指标,勉强达到原准机水平。

为了保证飞机有良好的减速性能,必须全面治理。

首先,飞机低头力矩问题的原因是前后减速板均布局在机身中心线下方,同时打开必然产生低头力矩。对于飞机纵向机动过载也有不利影响,如在俯冲拉起过程中,这个低头力矩将由平尾载荷分担平衡,会延长拉起时间,过载降低,所以这种布局应当改正。

建议将两块后减速板移到机身上部,为确保不冒任何风险,将4块减速板布局在座舱至33框之间,分为上下两对减速板,经吹风定下具体位置。

其次,歼八飞机的减速板是按50年代风格设计的,当时飞机质量小,惯性力小,飞行速度低,速压小。

一般来讲,减速板设置在一个蒙皮开口区内,这个开口区四周有加强隔板(大部分在两框之间),后缘框即是液压作动筒支点隔板,由于机身内部空间限制,作动筒支点被挤至蒙皮外缘较近。所以作动筒的长度被限制在开口槽长度范围内,作动筒另一点往往连接在减速板前缘区,几乎达到 $1/4 \sim 1/5$ 的长度。为了打开减速板,又必须与减速板固定在机身上的两个前交点有一定力臂长度,所以又不得不在减速板上的支点向前延伸至一定距离。减速板上的两个交点即是其纵梁的端点,它固定在机身上,为了作动筒支在减速板交点的载荷能较容易地传到纵梁上,而迫使两纵梁之间距离近些,可以看到减速板内加强垫板在两个纵梁之间为作动筒压下一个凹槽,这就是歼八现实减速板特征。

减速板力学模型实为一个铰支外伸梁,一端固定在机身上,中间由作动筒提供支点,其大部分结构(有蒙皮壁板加强区)外悬,两个细长脚支

撑在机身上,其弯曲刚度很差,固有频率低。当减速板打开后,载荷作用在外蒙皮上将产生大的端部位移变形,发生气动弹性行为(弯曲振动)。另外两纵梁近,细长腿,抗扭刚度也很差,扭转固有频率可能更低,容易产生大些扭转变形(甚至包含一些刚体扭转)而发生扭转振动。

这样的结构振动很难排除,实则是结构设计不合理。要解决问题,只能是重新思考,改变其结构设计方案。

建议按如下结构方案重新设计,以适应大速压、大面积、大开度的大载荷环境。如图3所示。

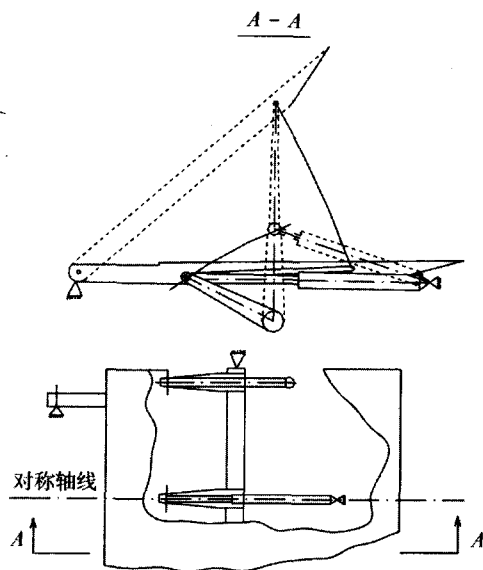


图3 减速板方案设想

减速板打开是通过一个扭力筒转动来实现的。用两对折杆支撑打开减速板。减速板上2个两端铰支杆连接在减速板侧面的主梁上,而机身上的2支杆,则一端与减速板上的铰支杆铰接连接,而另一端则作为扭力筒的摇臂固定在扭力筒上,随扭力筒的转动而转动。液压作动筒连接扭力筒中间的摇臂上,通过作动筒的伸缩而实现扭力筒的转动来达到减速板的开启和收起。

另外,还可以附加一点措施,即图3上的扭力筒除受扭转载荷外,还同时受弯曲载荷作用,为减轻其负担而消除弯曲载荷,可以在其中点设置支撑点。此支撑点和作动筒支点之间增设一个短梁柱,使两支撑点之间的反力平衡。

最后,也可以把这个扭力筒结构设置在减速板上。总之,目标明确了,方法是多样的,年轻人可以发挥创造力。

只要减速板及其固定点有足够的强度和刚度, 减速板不会振动。如此可以实现大面积、大开度的减速板。

4 后机身机尾罩尾尖(热结构)的设计问题

该机尾罩尾尖与机尾罩一样由全不锈钢材料 GP140 板材及型材制成, 零件之间连接采用滚焊和点焊工艺。尾尖和机尾罩之间采用快卸螺钉连接。尾尖简图见图 4。

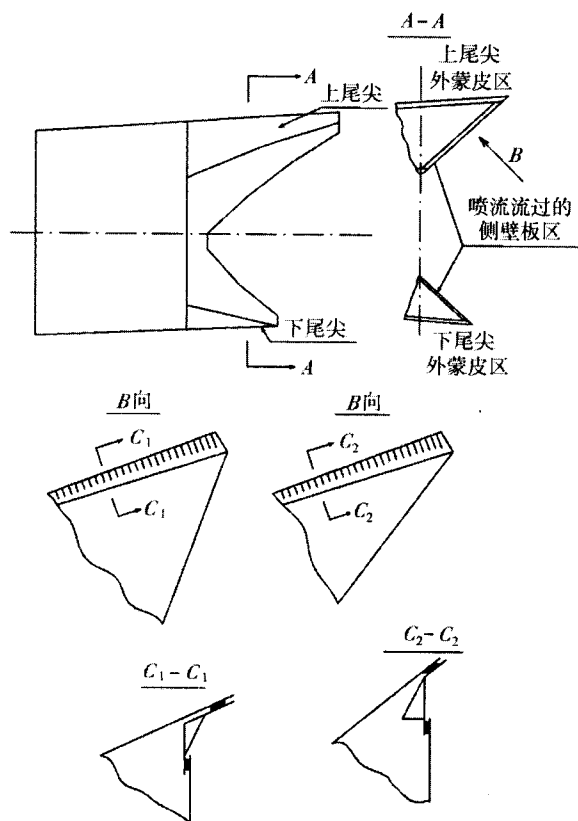


图4 机尾罩尾尖结构示意图

尾尖处于发动机喷流区。经过几次温度实测, 其温度场分布如下:

侧壁区: 600 ~ 750℃

上部外蒙皮区: 200 ~ 270℃

下部外蒙皮区: 280 ~ 320℃

其中, 低温值对应地面开车, 高温值对应大 Ma 数飞行, 而且皆为准等温区。

多数情况: 上部外蒙皮 ~ 240℃

侧壁蒙皮 ~ 700℃

尾尖承受飞行及地面开车时的气动载荷, 发动机喷流载荷, 并且因受热载荷结构可能产生的热应力。

依据外场使用情况调查, 歼八飞机老尾尖破

损情况如下:

(1) 上部尾尖外壁板蒙皮的后端区有细小裂纹;

(2) 下部尾尖外壁板蒙皮与其内部加强型材连接处严重裂纹(尤其是加强型材端连接处);

(3) 上部尾尖侧壁板

①与上部尾尖外壁板蒙皮连接端部区剪切失稳;

②中上部鼓包(失稳)

(4) 下部尾尖侧壁板

①与下部尾尖外侧壁板蒙皮连接端部区剪切失稳;

②中下部鼓包(失稳)

(5) 飞行时间长些的尾尖端部向下弯曲变形而端点下沉。

因尾尖结构损伤缺乏对策, 于 70 年代后期在原尾尖结构基础上, 在其侧壁板加装鱼鳞片结构隔热来降低尾尖主结构的温度。但是, 后来发现鱼鳞片裂纹, 固定螺钉孔扩大、掉钉等现象, 甚至发生过上部尾尖第三块鱼鳞片断裂飞掉, 所以尾尖结构又成为众目之下的老大难问题。

开始去掉下部尾尖, 但上部尾尖装有减速伞舱, 所以初期阶段设计一个与外蒙皮等厚的一个夹层结构, 但在伞舱部位又设计一个盒形件平台(固定在机尾罩后端隔板上)。最后, 仅保留伞舱部位的尾尖结构, 其余部分全取消了, 其过程达数年之久。

综上所述, 对于老尾尖热结构损伤一直没有涉足其热结构强度设计领域去解决问题。

由于外蒙皮受冷空气强迫冷却和内侧壁蒙皮受发动机喷流的强热流作用, 使它们的受热变形差异非常大, 而又牢牢地滚焊在一起。但测得的温度又各是准均匀温度场, 使得问题又变简单了。

众所周知, 一个结构件, 只有在赘余约束下才产生热应力, 或者说一个静定结构尽管受热载, 即使在有规则的变温条件下也不产生热应力, 如静定桁架、简支梁、悬臂梁, 甚至一个复杂零件自由放置, 在受不均匀温度场作用下可自由变形, 但并不产生热应力等。

由于内外蒙皮相互不能自由膨胀伸缩, 以上部尾尖为例, 假定取温度场为:

外壁蒙皮: 250℃, 侧壁蒙皮: 700℃。

GP140 物理力学性能(取自航空材料手册)见表 1。

表1 GP140 物理力学性能

温度	$E/$		$\sigma_b/$		$\sigma_{0.2}/$		$\alpha/$
/℃	GPa (kg·mm ⁻²)		GPa (kg·mm ⁻²)		GPa (kg·mm ⁻²)		(°) ⁻¹
700	121	12 347 [*]	409	41.7	169	17.2	15.5 × 10 ⁻⁶
250	167.5	17 092	587.8	60.0	缺	缺	14.0 × 10 ⁻⁶

为了实现可比性,把外壁板、侧壁板均折算为当量拉伸(压缩)面积。在不失稳条件下,检查它们之间的关系。

令 $\Delta \varepsilon_{\text{外}}$ = 外壁板应变; $\Delta \varepsilon_{\text{侧}}$ = 侧壁板应变;
 $A_{\text{外}}$ = 外壁板当量截面积; $A_{\text{侧}}$ = 侧壁板当量截面积。

在上述温度场作用下,按长度相等建立协调方程(取尾尖原始长度为 900 mm)

$$900(700 \times 15.5 \times 10^{-6} + \Delta \varepsilon_{\text{外}}) = 900(250 \times 14.0 \times 10^{-6} + \Delta \varepsilon_{\text{侧}})$$

$$\text{化简得, } \Delta \varepsilon_{\text{外}} - \Delta \varepsilon_{\text{侧}} = 7350 \times 10^{-6} \quad (1)$$

又按互相作用力相等,建立平衡方程

$$A_{\text{外}} \times E_{\text{外}} \times \Delta \varepsilon_{\text{外}} + A_{\text{侧}} \times E_{\text{侧}} \times \Delta \varepsilon_{\text{侧}} = 0 \quad (2)$$

解(1)、(2)方程,得

$$\Delta \varepsilon_{\text{外}} = \frac{A_{\text{侧}} \times E_{\text{侧}} \times 7350 \times 10^{-6}}{A_{\text{外}} E_{\text{外}} + A_{\text{侧}} E_{\text{侧}}} \quad (3)$$

$$\text{及 } \Delta \varepsilon_{\text{侧}} = \Delta \varepsilon_{\text{外}} - 7350 \times 10^{-6} \quad (4)$$

代入上述力学性能表中数据,并取不同的 $A_{\text{外}}/A_{\text{侧}}$ 之值,可得:

(1) 当 $A_{\text{外}}/A_{\text{侧}} = 2/1$ 时,则

$$\Delta \varepsilon_{\text{外}} = 1950 \times 10^{-6}$$

$$\Delta \varepsilon_{\text{侧}} = -5400 \times 10^{-6}$$

$$\text{热应力: } \sigma_{\text{外}} = 33.33 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{侧}} = -66.67 \text{ kg/mm}^2 > \sigma_b(700^\circ\text{C})$$

$$\text{且伸长量 } \Delta L = 4.9 \text{ mm}$$

(2) 当 $A_{\text{外}}/A_{\text{侧}} = 1/1$ 时,则

$$\Delta \varepsilon_{\text{外}} = 3082 \times 10^{-6}$$

$$\Delta \varepsilon_{\text{侧}} = -4268 \times 10^{-6}$$

$$\text{热应力: } \sigma_{\text{外}} = 52.6 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{侧}} = -52.6 \text{ kg/mm}^2 > \sigma_b(700^\circ\text{C})$$

$$\text{且伸长量 } \Delta L = 5.9 \text{ mm}$$

(3) 当 $A_{\text{外}}/A_{\text{侧}} = 1/2$ 时,则

$$\Delta \varepsilon_{\text{外}} = 4343 \times 10^{-6}$$

$$\Delta \varepsilon_{\text{侧}} = -3007 \times 10^{-6}$$

$$\text{热应力: } \sigma_{\text{外}} = 74.2 \text{ kg/mm}^2 > \sigma_b(250^\circ\text{C})$$

$$\sigma_{\text{侧}} = -37.1 \text{ kg/mm}^2$$

$$\text{且伸长量 } \Delta L = 7.0 \text{ mm}$$

上述热应力 $\sigma_{\text{外}}$ 、 $\sigma_{\text{侧}}$ 及伸长量 ΔL 如图5所示。

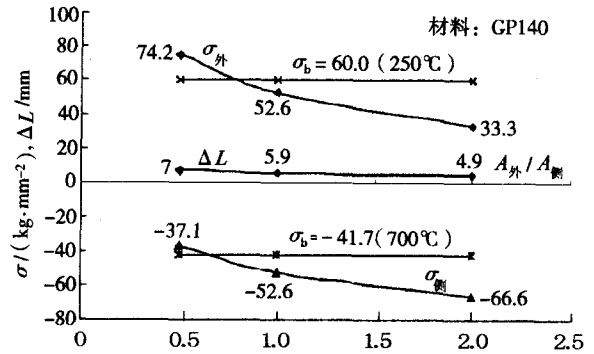


图5 热应力及变形示意图

由于 250°C 的 $\sigma_{0.2}$ 缺乏数据,只好以其 σ_b 作为对比检查的基准。

从图5可见,无论 $A_{\text{外}}/A_{\text{侧}}$ 之值如何安排,总有一个壁板热应力 $> \sigma_b$ 。找不到一个使 $\sigma_{\text{外}}$ 及 $\sigma_{\text{侧}}$ 处于 σ_b 之下的设计点,更谈不上 $\sigma_{0.2}$ 之下的设计点了。当然还没有考虑失稳的临界应力以及高温蠕变的影响。

所以在这样的温度场下,无法设计,找不到合理参数,因此只能用放松方法,即放松外壁板与侧壁板之间的约束,走热应力趋于 0 的道路,即零热应力的设计原则。

放松约束的最直接方法是切开,但这样做尾尖又失去常规载荷下抗剪切及抗扭转功能而成为几何可变结构,所以只能适当切开。在热载作用下能够相互自由伸长,但保持在气动、惯性及其他载荷下的几何不变性,即仍是一个受力的整体构件。

为保持切开后结构的完整性,最简单方法是切开后,在侧壁蒙皮开口处补一个波纹板构件,通过它把外壁蒙皮和侧壁蒙皮再连接起来而成为一体,如图5中的B向视图所示方案。即在温度场作用下,外壁板与侧壁板热膨胀伸长的差值,由波纹板的变形补偿,而承受其他载荷时又是一个完整结构。

为了对老尾尖结构及其损伤有一个清楚的理解,有必要对其作一点分析。

从尾尖结构实际情况看,外壁板有纵向型材加强,而侧壁板没有,其有效面积外壁板将比侧壁板大,又由于 250°C 的 E 值大于 700°C 的 E 值,所以外壁板刚度 $>$ 侧壁板刚度。可以认为它接近 $A_{\text{外}}/A_{\text{侧}} \geq 2/1$ 状态。因此侧壁板处于高压应力状态,而外壁板处于高拉伸应力状态,使得尾尖端头出现强剪力场,侧壁板受压失稳留下残余变形

(鼓包)。另外侧壁板在 700℃ 高温下会产生高蠕变,使其缩短。所以,冷态下尾尖端头仍有一个反向剪力场作用,两种相反剪力场作用使其端部出现剪切裂纹、失稳;失稳的鼓包形状也会有所改变。随着工作时间的增长,老尾尖出现后端下垂现象,即蠕变是侧壁板缩短而造成的,不足为怪。

关于侧壁板内部加强型材(Z 型材)受热情况是因蒙皮与型材焊在一起,舱内又无强冷条件,所以只是开始短时间蒙皮与型材之间有热应力存在,但随着时间的推移,型材将升温呈沿剖面变化的温度场,并且型材内外缘温差由大变到小(动态)。由于型材两端非刚性约束,而且接近铰支,即是一个静定构件,它将依温度场变化自动弯曲,但无热应力存在。从侧壁蒙皮看,型材两端焊点无损伤,也可以反证这一点。

发动机喷流噪声作用未伤及侧壁板结构,这可能是喷流在延伸筒内已经多孔波纹筒消声,而侧壁板又处于压应力状态,也有利于抗噪声。

再者,尾尖静强度问题,虽然有的专家认为静强度不够,但实际上是当时某强度设计员计算尾尖静强度的模型漏加(疏忽)对称条件,把应力算大,后经修正过来,静强度是够的,纯属一场误会,而且外场尾尖从未发生过静强度不够的现象。

下尾尖与上尾尖情况相似,明显不同之处是下尾尖下壁板的加强型材与外蒙皮相连接的端头连接点(焊点)普遍有裂纹。这是因为下尾尖体积小,热容量小,在发动机喷流作用下,其外壁板内部的加强型材的高温与受强冷却的外蒙皮的低温达不到一个平稳的变温度场,因此外蒙皮与型材之间产生变形不协调而产生热应力。其连接端

点将承受高剪切载荷,冷态下又因残余变形而产生一个反应力场,其端头仍受一个高剪切载荷作用。虽然两个载荷方向相反,但拉开端点连接作用是相同的,所以其损伤显著。应对这个问题很简单,只要将外蒙皮上的型材拆下来(用钻钻掉焊点),在原型材上每两个连接点之间锯开一个开口(型材剖面一半的高度),然后将其按原位铆接即可。如此,在工作条件下有缺口补偿变形长短的差异,将不再产生热应力,当然冷态下也不再残余应力场存在,从根本上消除其产生裂纹的根源。

最后,原型老尾尖是可以修改的(如图 4 中的 B 向视图),而且是简单的修改,外场使用中的原型老尾尖同样是可以修改的(包括已变形的),其修改方法相同。过去把尾尖热结构设计看作是难以驾驭而走过许多弯路,看来是不必要的。

还有一点应该说明,GP140 不锈钢材料在 700℃ 左右将出现晶间腐蚀(见航空材料手册),但以外场使用情况看,尚未出现。再者,因常规载荷的应力水平不高,所以即使在 700℃ 的高温条件下,也不会产生严重蠕变变形,而且即使产生蠕变变形,波纹板构件也会自动补偿。所以原型尾尖经过按上述方法修理将可能是一个与主体结构匹配的长寿构件。

而下尾尖因修理麻烦,也可以去掉。

上述几个问题是笔者长期从事强度研究工作的几点体会,仅供参考。

作者简介

赵智明,男,高级工程师,长期从事飞机结构强度设计工作。