

航空发动机燃滑油附件后盖裂纹原因分析与预防对策*

徐小军¹, 罗成^{1,2}, 冯逸飞¹

(1. 国防科技大学 机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073;
2. 96623 部队, 江西 上饶 334100)

摘要:针对某型航空发动机燃-滑油附件后盖同部位成批次出现裂纹的问题,提出了裂纹故障引导转移的避障策略。通过研究裂纹产生的主要原因,分析后盖不同部位所产生的裂纹可能对航空发动机造成的危害程度,调整改变原支撑结构,在后盖非关键部位形成新的应力集中点,降低关键部位应力集中区的应力幅值,迫使故障从不可修复的关键部位转移到可修复的非关键部位。经计算机仿真,确定了裂纹引导缺口的最佳参数;同时,仿真结果表明,裂纹故障引导转移策略合理可行。

关键词: 航空发动机;燃-滑油附件后盖;裂纹引导;裂纹预防

中图分类号:TK401 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2013)06-0060-05

The causal analysis and preventive measures for the fuel-oil accessories rear cover in the aero-engine

XU Xiaojun¹, LUO Cheng^{1,2}, FENG Yifei¹

(1. College of Mechatronics Engineering and Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Unit 96623, Shangrao 334100, China)

Abstract: For the problem of the cracks which appear in batches in the fuel-oil accessories rear cover, a new evadable measure for the crack guide and devolvement is put forward, by researching the main cause of the cracks and analyzing the extent of the damage caused by the cracks in different positions in the fuel-oil accessories rear cover for the aero-engine, The method changed the pristine support construction, so the new stress concentration point was formed and the stress amplitude in the key part of the stress concentration area was reduced, which transferred the crack faults from the unrepaired key part to the repairable non-critical part. Through computer simulation, the optimal parameters for the crack guided gap were determined, and the simulation result showed that the evadable measure for crack guide and devolvement is reasonable and practicable.

Key words: aero-engine; fuel-oil accessories rear cover; crack guide; crack prevention

某型航空发动机使用过程中,燃-滑油系统中的燃-滑油附件后盖在其使用时间尚未达到设计使用寿命时,就成批量地在导管支架根部附近的底盘上出现贯穿性裂纹^[1](如图1所示)。该位置出现的这种裂纹导致燃油泄漏事故,严重影响了飞行安全。目前,关于这一工程问题,还缺乏相关理论分析及有效的解决方案。为保障飞行安全、保证发动机使用寿命,亟须找出燃-滑油附件后盖裂纹故障产生的主要原因,并采取有效的预防措施延长尚未损坏的燃-滑油附件后盖的寿命以避免维修,从而降低飞机维护保养成本,减少影响飞行安全的潜在威胁^[2]。

本文在对燃-滑油附件后盖进行结构分析、受力分析、裂纹断口分析的基础上,确定了其出现裂纹的原因,提出了裂纹故障引导转移的避障策略,最后经有限元仿真,验证了该避障策略的合理

性与可行性。该避障策略对国内相关航修企业解决燃-滑油附件后盖裂纹故障问题具有较好的指导意义,同时对其他工程实际中的类似裂纹故障的预防也具有一定的参考意义。

1 燃-滑油附件后盖的结构与受力分析

燃-滑油附件后盖主要由大小法兰盘、底盘、S形油管和油管支架几部分组成(如图1所示)。底盘或S形油管出现裂纹将会导致燃油泄漏,严重影响飞行安全,所以这两处都是后盖的关键部位。油管支架主要作用是增加S形油管的强度,支架出现裂纹甚至断裂在短时间不会影响后盖的正常使用,是后盖的次要部位。在目前的实际使用中,后盖上的裂纹首先出现于支架根部与底盘的连接过渡处,接着向底盘上扩展,最后在底盘上出现贯穿性裂纹^[3]。

* 收稿日期:2013-05-22

基金项目:国家部委资助项目

作者简介:徐小军(1972—),男,湖南常宁人,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:xuxiaojunmail@sina.com

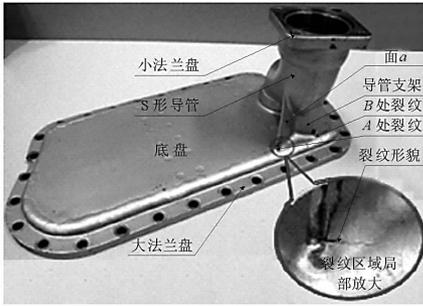


图 1 燃 - 滑油附件后盖外形及其裂纹位置与形态
Fig. 1 The shape and crack position of the fuel-oil accessories rear cover

部件安装时,燃 - 滑油附件固定在发动机压气机机匣上,后盖通过大法兰盘上的 29 个螺栓孔与燃 - 滑油附件的其它部件相连接,其上的小法兰盘与低压燃油泵的进口之间通过一根长的导管相连。此时,其支架的 a 面(如图 1 和图 2 所示)近似垂直于水平面。从安装方式上看,燃 - 滑油附件后盖受力情况较为复杂,下面分别对其所承受的静态载荷和动态载荷进行分析。

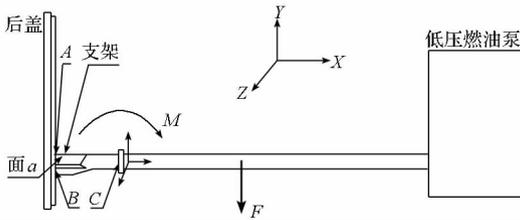


图 2 燃 - 滑油附件安装及静态受力示意图
Fig. 2 The installation and static force diagram of the fuel-oil accessories

(1) 静态载荷

发动机不工作时,后盖受到两种静态载荷的作用:

一是燃 - 滑油附件后盖与低压燃油泵之间的导管和导管内部的燃油自重力 F (如图 2 所示)。它以后盖 S 形导管处的四方法兰盘 C 为支点,对支架形成一个 XY 面顺时针方向的弯矩 M ,使支架 A 处受拉, B 处受压。

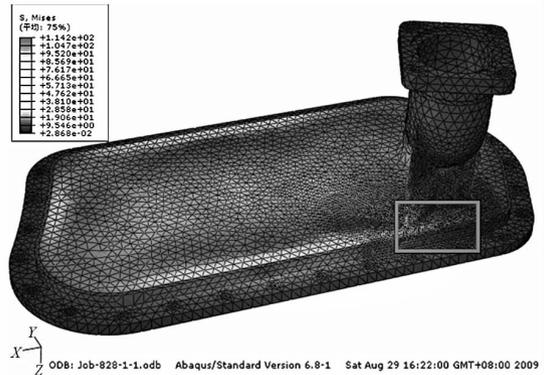
二是装配附加应力。如果后盖大法兰盘的 29 个安装螺栓拧紧力度不均匀,后盖周边的法兰盘将受到一个装配附加应力的作用,这个作用力使支架位置 A 、 B 两处受拉力作用。装配后盖与低压燃油泵之间的导管时,如果装配不当,也可能产生装配附加应力。这些装配附加应力一旦存在,会形成一个固定值,未得到释放前它们不会变小或消失。对于装配附加应力,可采取一定的措施使之减小甚至消除^[4]。

(2) 动态载荷

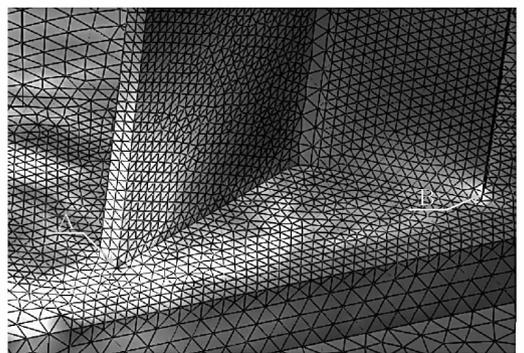
飞机飞行过程中,其工作状态大致可分为稳态飞行(如巡航)和过渡态飞行(如起飞、着陆、特技飞行等)两种。在这两种状态下,装于飞机发动机上的燃 - 滑油附件后盖受到以下两种不同类型的动态外力作用:

稳态飞行时,飞机发动机的压气机不平衡量对压气机机匣的振动传导到后盖及与它相联的供油导管上,在后盖支架处形成一个高频率、低幅值的外部激振力。过渡态飞行时,后盖及与它相联的供油导管上存在一定的加速度载荷,该载荷随飞机飞行状态的变化而变化。只要飞机发动机在工作,对于后盖来说,动态载荷就是存在的,是不可避免的。

根据上述结构分析和安装受力分析,利用 ABAQUS 建立燃 - 滑油附件后盖有限元网格模型,依据其安装条件、材料属性以及所受外载荷状况,确定有限元分析的边界条件,进行有限元应力分析,根据第四强度理论,得到燃 - 滑油附件后盖支架的 Mises(等效)应力分布云图(如图 3 所示)。



(a) 燃 - 滑油附件后盖整体应力分布云图
(a) The overall stress distribution nephogram of the fuel-oil accessories rear cover



(b) 后盖支架根部应力分布云图局部放大
(b) Magnification of the stress distribution nephogram for the rear cover's bases

图 3 燃 - 滑油附件后盖支架的应力分布云图
Fig. 3 The stress distribution nephogram of the stand of the fuel-oil accessories rear cover

由图 3 可知,后盖支架根部 A 和 B 两处具有明显的应力集中,应力集中部位和后盖裂纹的出现部位完全吻合;其中 A 处的应力集中值高于 B 处,而且 A 处是整个构件集中应力最大值所在,和实际使用中 A 处出现裂纹概率大于 B 处的情况吻合。通过图 3 和前面的结构和受力的比较分析可以说明 A 、 B 两处的集中应力和油管支架根部的裂纹故障之间有着直接的关系^[5]。

2 燃 - 滑油附件后盖裂纹断口分析

通过选取一典型的故障件,对其 A 处裂纹断口进行解剖,得到 10 倍裂纹断口照片(如图 4 所示)。

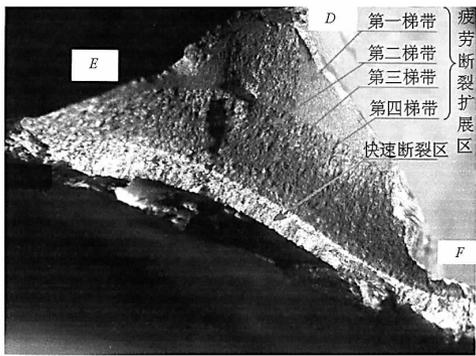


图 4 后盖支架裂纹断口 10 倍照片

Fig. 4 The fracture surface (10 times) of the rear cover's stand

从图 4 可以看出,整个断面呈三角形,其角点分别标注为 D (即图 1 中的 A 点)、 E 、 F 点。 D 点处有四个具有一定宽度且层次明显的梯带,第一梯带较平滑;第二梯带凸凹不平较明显,有氧化层;第三梯带凸凹不平非常明显,呈暗褐色;第四梯带凸凹不平较明显,有氧化层。 E 、 F 两点处可以看见水波型弧带,每个弧带都凸凹不平,有氧化层,呈暗褐色。

从断口的形貌分析,该断口有典型的疲劳破坏断口特征,即具备疲劳源、疲劳断裂扩展区和快速断裂区三个部分,可以判断它是一个疲劳断口^[10]。 D 、 E 、 F 三点为三个疲劳源,其中, D 点为第一疲劳源, E 、 F 两点为次生疲劳源。裂纹首先在 D 点产生,形成第一条断口梯带,随着断口的扩展,第二、三、四条梯带也随之形成。在外力的作用下,第一梯带断面两边互相摩擦,原本凸凹不平的断面逐渐被磨平。当裂纹扩展至第二梯带时, D 处的应力得到释放,应力开始向 E 集中,在 E 处形成新的疲劳源,进而扩展成新的疲劳带;当裂纹扩展至第三梯带时,在 F 处形成新的疲劳源,进而扩展成新的疲劳带;最后,损伤积累到一定程度时,发生失稳断

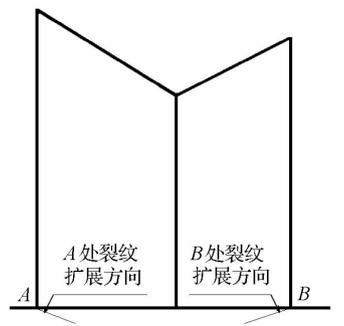
裂,断口上表现为快速断裂区^[6]。

通过裂纹断口分析可以说明,油管支架根部的应力集中是该处裂纹故障的发生源,导致了该处出现初始疲劳裂纹并向后盖底盘上扩展,最终在底盘上出现穿透性裂纹,从而导致漏油事故。

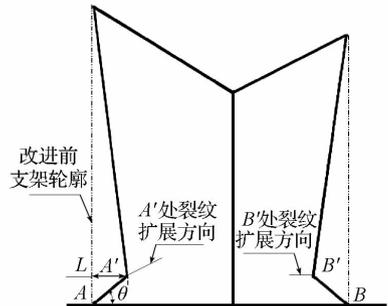
3 后盖裂纹故障预防方案

通过对后盖的结构、受力及断口分析可以判断,为了预防后盖底盘裂纹故障导致的漏油事故发生,需要从改变油管支架根部的应力集中状况入手^[7]。由此可以考虑采用一种裂纹引导转移策略,通过调整改变原油管支撑结构,在作为非关键部位的支架幅板上人为地使其形成新的应力集中点,同时降低作为关键部位的后盖底盘上的应力集中区域的应力幅值,迫使故障从难以修复的支架底盘连接处转移到易于修复的支架幅板上,减小裂纹在底盘产生的概率,达到即使裂纹出现也不对后盖的安全使用构成威胁的目的^[8]。

该裂纹引导转移策略具体方法如图 5 所示:在支架 A 、 B 两侧幅板上各补充加工一个缺口,将直角过渡结构变为斜角过渡结构,其中缺口形状由 L 和 θ 确定。开口后应力集中点将转移到两个缺口的尖角部位,从而使原来易出现裂纹故障的 A 和 B 两处应力水平大幅降低,应力集中部位向支架幅板转移,上移到非重要部位 A' 、 B' 处。



(a) 支架改进前裂纹扩展方向



(b) 支架改进后的裂纹扩展方向

图 5 支架改进示意图及支架改进前后的裂纹扩展方向
Fig. 5 Modified sketch map of the stand and crack growth direction for the stand's before and after the improvement

根据这种思路,为了确定最理想的缺口,本文选择 20 组 L 、 θ 值(如表 1 所示)进行了有限元仿真计算。通过比较有限元仿真计算结果发现:

表 1 后盖支架辐板 20 组开口参数

Tab. 1 20 groups of opening parameters in the rear cover's stand

L/mm	2					3				
$\theta/(\text{°})$	15	30	45	60	75	15	30	45	60	75
L/mm	4					5				
$\theta/(\text{°})$	15	30	45	60	75	15	30	45	60	75

1) 在支架两侧辐板上加工缺口后,应力集中区最大应力值的大小及其所在位置会发生改变,最大应力点位于缺口底部的尖角处;

2) L 值不变, θ 值由小变大的过程中,缺口应力集中区的最大应力点先逐渐远离支架根部,到一定角度后又逐渐向支架根部靠近;而最大应力值则先逐渐减小,到一定角度后又逐渐增大;

3) θ 值不变, L 值在 $\leq 5\text{mm}$ 范围内由小变大的过程中,缺口应力集中区的最大应力值有逐渐减小的趋势;

总的来说,有限元仿真的结果证明了前述的分析。后盖支架改进前,由于直角过渡结构的应力集中效应, A 、 B 两点受到较大的应力作用,当出现疲劳裂纹时,其发展方向如图 5(a) 所示;改进后,由于支架 A 、 B 两侧辐板上缺口的存在,应力集中点向两个缺口转移, A 、 B 两点的应力水平大幅度减小。由于支架 A 、 B 两点应力集中位置的转移,当支架出现裂纹时,裂纹会首先在两缺口尖角处萌生,其发展如图 5(b) 所示。当两处裂纹发展到一定程度时,可能会出现裂纹交汇,此时支架断裂,后盖结构转变为无支架后盖形式。由于支架断裂是个缓慢的过程,而且支架断裂后,无支架的后盖还具备较长的疲劳寿命,此时后盖为双安全余度设计,其总寿命将显著提高^[9]。

根据上述分析得到的缺口参数和应力集中状况变化之间的规律,结合不同参数确定的应力变化云图(如附录所示),本文确定了一组最优的缺口参数值, $L=5\text{mm}$ 、 $\theta=45^\circ$ 。此时,应力集中区的最大应力点位于缺口根部尖角处,距离支架根部较远,同时最大应力点的应力值也较小,是一种综合结果较优的方案(具体应力分布云图如图 6 所示)。

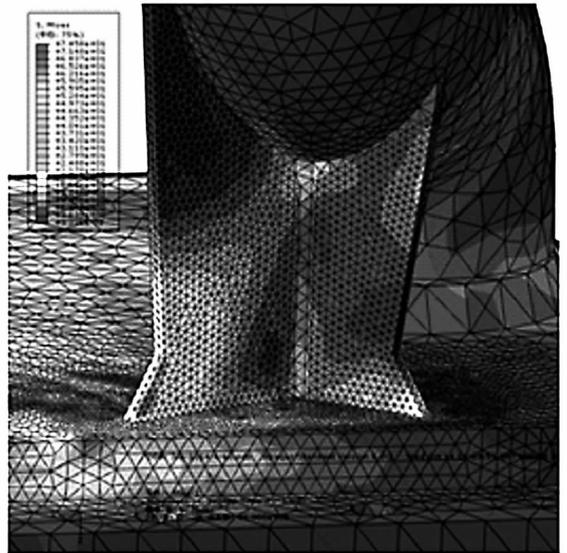


图 6 $L=5\text{mm}$ 、 $\theta=45^\circ$ 时支架根部应力分布云图

Fig. 6 Stress nephograms of the stand's root when $L=5\text{mm}$ 、 $\theta=45^\circ$

4 结论

1) 对燃-滑油附件后盖进行结构、受力及裂纹断口分析的基础上,确定了其出现裂纹失效的主要原因是应力集中引起疲劳破坏;

2) 提出了转移应力集中点、降低集中应力幅值,以实现裂纹故障引导转移的避障策略,并进行了理论上的分析;

3) 经有限元仿真,验证了避障策略的合理性与可行性,确定了一组最优的裂纹引导缺口参数,用于指导工程实践。

4) 后盖支架结构设计存在缺陷,需要进行支架根部过渡结构改进设计,否则裂纹故障难以从根本上完全避免。

参考文献 (References)

- [1] 郑强. 油箱壁板裂纹分析[J]. 失效分析与预防, 2012, 7(2): 38-41.
ZHEN Qiang. Cracks analysis on wainscot of gasoline tank[J]. Analysis and Prevention for The Invalidation, 2012, 7(2): 38-41. (in Chinese)
- [2] 王克然, 杨广双, 李树柏, 等. 某型飞机蓄压油箱修补延寿研究与应用[J]. 飞机设计, 2005(1): 21-27.
WANG Keran, YANG Guangshuang, LI Shubai, et al. An applied study of repairing an accumulator fuel tank for prolonged service life[J]. Plane Design, 2005(1): 21-27. (in Chinese)
- [3] Stevenson M E, Barkey M E, Bradt R C. Fatigue failures of austenitic stainless steel orthopedic fixation devices[J]. ASM International, PFANF8, 2002, (3): 57-64.
- [4] 闫晓中, 王生楠, 苏毅. 整体壁板三维裂纹应力强度因子计算与分析[J]. 航空工程进展, 2011. 5(2): 205-209.
YAN Xiaozhong, WANG Shengnan, SU Yi. Research and analysis on methods of three-dimensional crack stress intensity

factor for integral panel[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2011,5(2):205-209. (in Chinese)

[5] 王生楠,张妮娜,秦剑波. 整体机身结构纵向裂纹转折与止裂特性分析[J]. 西北工业大学学报,2007,25(4):472-477. (in Chinese)

WANG Shengnan, ZHANG Nina, QIN Jianbo. Exploring engineering significance of turning of longitudinal crack in integral airframe structure [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25 (4): 472 - 477. (in Chinese)

[6] 罗成,潘存云,杨坤玉. 某型航空发动机燃-滑油热交换器模态试验中传感器布点优化策略[J]. 机械科学与技术,2011,30(7):1041-1046.

LUO Cheng, PAN Cunyun, YANG Kunyu. Optimal sensor placement for the modal tests of an aero-engine's heat exchanger [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering,2012,7(2):38-41. (in Chinese)

[7] 高志坤,韩振宇,佟文伟,等. 空心风扇叶片榫头裂纹原因分析[J]. 失效分析与预防,2012,7(2):114-117

(136).

GAO Zhikun, HAN Zhenyu, TONG Wenwei, et al. Analysis on tenon cracks of hollow fan blades [J]. Analysis and Prevention for The Invalidation, 2012,7(2):114-117(136). (in Chinese)

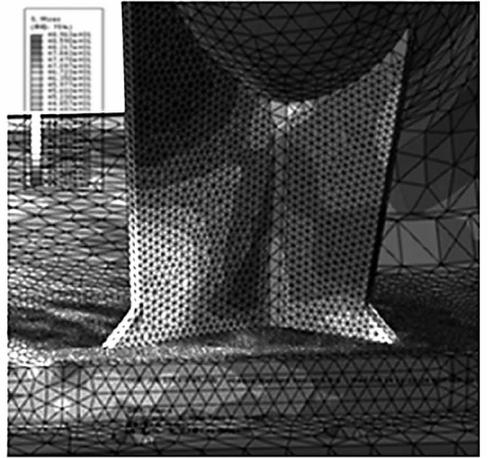
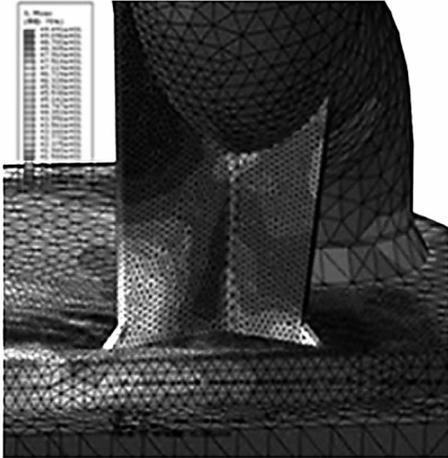
[8] 马野,许希武,宁晋建. 整体加筋壁板裂纹扩展轨迹模拟及控制分析[J]. 固体力学学报,2009,30(3),251-258. (in Chinese)

MA Ye, XU Xiwu, NING Jinjian. An analysis of crack growth simulation and crack arrest in integrally stiffened panel [J]. Chinese Journal Of Solid Mechanics, 2009,30(3).251-258. (in Chinese)

[9] 杨坤玉,徐小军,潘存云,等. 航空发动机燃-滑油热交换器焊缝裂纹原因分析[J]. 失效分析与预防,2011,6(4):242-248.

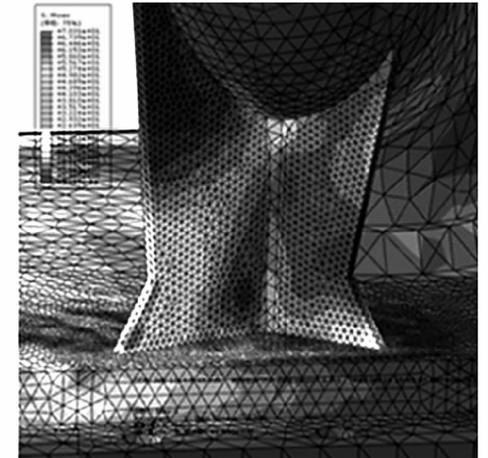
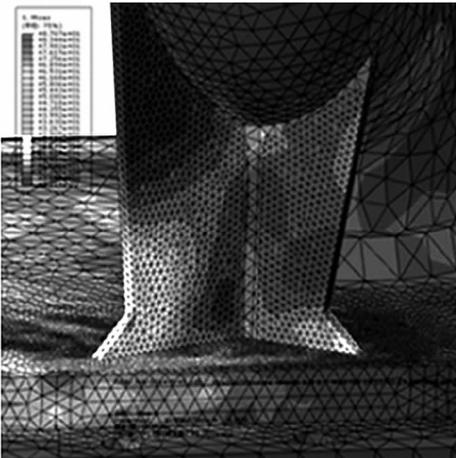
YANG Kunyu, XU Xiaojun, PAN Cunyun, et al. Analysis on welding cracks in fuel- lubricating oil heat exchanger of aero-engine [J]. Analysis and Prevention for the Invalidation, 2007,25(4), 242-248. (in Chinese)

附 后盖支架辐板不同开口参数情况下的仿真应力云图



(a) $L = 3\text{mm}, \theta = 45^\circ$ 时支架根部应力云图
(a) The stress nephograms of the stand's root when $L = 3\text{mm}, \theta = 45^\circ$

(b) $L = 4\text{mm}, \theta = 45^\circ$ 时支架根部应力云图
(b) The stress nephograms of the stand's root when $L = 4\text{mm}, \theta = 45^\circ$



(c) $L = 5\text{mm}, \theta = 30^\circ$ 时支架根部应力云图
(c) The stress nephograms of the stand's root when $L = 5\text{mm}, \theta = 30^\circ$

(d) $L = 5\text{mm}, \theta = 60^\circ$ 时支架根部应力云图
(d) The stress nephograms of the stand's root when $L = 5\text{mm}, \theta = 60^\circ$