

球锥组合体在热外压作用下的稳定性

章凌 王立朋 莫怡华

(北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

文 摘 球锥组合体作为飞行器头部,热外压稳定性是结构设计的主要问题。本文对薄壳结构进行稳定性分析,将临界外压的有限元计算值与试验修正的理论值进行对比,获得有限元分析的修正系数为 0.8;然后采用数值和试验相结合的方法、并考虑材料力学性能的温度效应,对复合材料球锥组合体在热外压载荷下的稳定性进行研究,高温下材料性能退化对临界载荷的影响显著,加热不均匀对临界载荷也有一定影响,线胀系数对临界载荷的影响很小。

关键词 复合材料,球锥组合体,热外压载荷,稳定性

Stability Research of Blunted Cone-Flare Under Thermal Load and External Pressure

Zhang Ling Wang Lipeng Mo Yihua

(BeijingInstitute of Space System Engineering, Beijing, 100076)

Abstract As the head of an aircraft, the blunted cone-flare undergoes thermal load, external pressure in supersonic flow, and the stability are most important issues in the structural design. In the paper, the stability of thin-walled structure is researched. First, the correction factor of FEM simulation is 0.8, which is obtained by comparing the FEM critical load and the test-corrected theoretical solutions. Then, the thermo-stability of composite blunted cone-flare under thermal load and external pressure is analyzed by combining FEM and test, and considering the material mechanical characters under different temperatures.

Abstract Blunted Cone-flare, Thermal load and external pressure, Stability

0 引言

飞行器在大气层中超声速飞行时,端头承受着严酷的气动力、气动热载荷。气动载荷与飞行马赫数、飞行攻角、结构锥角有关,可以由工程算法^[1-2]或数值方法获得。结构前端驻点的热流载荷最恶劣,与 \sqrt{R} 成反比(R 为前缘半径),半径增大时热流减小,因此大气层内高超声速飞行器头部一般采用球壳结构,并采用锥壳与后端连接。另外,为了实现飞行时与地面实时通讯,需要保证飞行器头部的透波性,金属材料 and 碳纤维复合材料均不能满足要求,可以采用玻璃纤维复合材料。

球壳和锥壳在航空航天领域已经被广泛应用,外压作用下的稳定性问题已经进行了大量研究^[3-5]。薄壁光球壳和薄壁光圆锥壳的临界外压理论解可以由小挠度理论获得^[6],然后根据试验确定修正系数。

但是小挠度理论在工程设计中存在局限性,一方面厚壳结构在外压作用下的变形不满足小挠度理论的基本假设,另一方面小挠度理论无法考虑热载荷作用下材料力学性能的下降,因此需要采用数值方法进行研究。目前复合材料热外压稳定性的数值分析也面临着多重困难:首先,由于材料性能、结构尺寸都具有不确定性,临界外压的数值计算值与试验值存在一定差距,需要确定试验修正系数;其次,严酷的热载荷导致材料力学性能严重降低,从而导致结构的承载能力大幅降低,但是目前无法获得精确的、可重复的材料高温力学性能和热物性参数;再次,根据实验室小试样有限次数的试验结果,向工程实际中大尺寸结构的外推尚缺乏统一、可靠的模型。

本文首先对薄壳结构外压稳定性进行分析,将试验修正的小挠度理论解与数值计算值进行比较,从而

收稿日期:2012-05-14

作者简介:章凌,1985年出生,硕士,研究方向为结构强度分析。E-mail:mr.zhangling@gmail.com

获得数值计算的修正系数,避免严重高估结构的外压承载能力;然后采用数值、试验相结合的方法对树脂基玻璃纤维复合材料球锥组合体在热外压载荷作用下的稳定性进行研究。

$$\frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \nabla^8 w + \frac{Et}{R^2} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \nabla^4 \left(N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) = 0 \quad (1)$$

式中, x 为圆筒轴向坐标, y 为圆筒环向坐标, E 为弹性模量, ν 为泊松比, R 为圆筒半径, t 为圆筒厚度, w 为径向挠度; N_x 、 N_{xy} 、 N_y 为作用在壳体中面单位长度上的轴向载荷、剪切载荷、环向载荷。

当圆筒两端简支时,设挠度函数为:

$$w = w_0 \sin \frac{m\pi x}{l} \sin \frac{ny}{R} \quad (2)$$

式中, l 为圆筒长度, m 和 n 为屈曲时的轴向半波数、环向半波数。

1.1.1 光圆筒壳的临界轴压

轴压载荷 T 作用下光圆筒壳仅有轴向应力 σ , 则 $N_x = \sigma t$ 、 $N_{xy} = 0$ 、 $N_y = 0$, 将(2)代入(1)求解, 并对 m 和 n 取极小值, 可得临界应力系数:

$$K_c = \frac{4\sqrt{3}}{\pi^2} z \quad (3)$$

式中,

$$K_c = \frac{\sigma t l^2}{\pi^2 D} D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)}$$

$$z = \sqrt{1-\nu^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 \cdot \left(\frac{R}{t} \right)$$

1.1.2 光圆筒壳的临界外压

外压载荷 p 作用下 $N_x = 0$ 、 $N_{xy} = 0$ 、 $N_y = pR$, 将(2)代入(1)求解, 并对 m 和 n 取极小值, 可得临界外压屈曲系数:

$$C_p = \frac{4\sqrt{6}}{3\pi} \sqrt{z} \quad (4)$$

式中, $C_p = \frac{pRl^2}{\pi^2 D}$ 。

1.1.3 球壳临界外压

球壳和具有充分大中心角 2γ 的截球壳具有相等的临界外压, 经典小挠度理论给出的临界应力表达式和光圆筒壳轴压临界应力相同, 由(3)可得球壳临界外压:

$$p = \frac{2}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} E \left(\frac{t}{R} \right)^2 \quad (5)$$

1.1.4 截锥临界外压

采用解析方法计算薄壳结构的临界外压时, 通常将截锥壳简化为当量圆筒壳, 等效参数为:

1 理论简介

1.1 圆筒壳小挠度理论

圆筒壳小挠度理论的基本方程为^[6]:

$$[l = l_{\text{cone}}]$$

$$\left\{ R = \frac{R_1 + R_2}{2 \cos \alpha} \quad (R_1 \geq 0.2 R_2) \right. \quad (6)$$

$$[t = t_{\text{cone}}]$$

式中, l_{cone} 为截锥斜长, R_1 为截锥小端半径, R_2 为截锥大端半径, α 为锥角, t_{cone} 为截锥壳厚度; l 、 R 、 t 分别为当量圆筒的长度、半径、厚度。

由(4)可得圆筒壳的临界外压:

$$p = \frac{\sqrt{6} \pi}{9(1-\nu^2)^{0.75}} E \left(\frac{t}{R} \right)^{2.5} \cdot \left(\frac{R}{l} \right) \quad (7)$$

联合(6)和(7)即可得截锥的临界外压。

1.2 热力耦合方程

大气层内飞行时头部承受着严酷的气动热载荷, 一方面导致复合材料的性能降低, 另一方面导致热变形和热应力、影响头部的外压承载能力, 因此在研究热外压稳定性时需要进行热力耦合分析。本文中加载速率较小, 结构变形不会影响温度场, 采用顺序热力耦合方法。

无内热源的热传导控制方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho c T) = \frac{\partial}{\partial x_i} \cdot \left(k \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (8)$$

式中, T 为温度, ρ 为密度, c 为比热容, k 为热导率。

考虑温度场对结构变形的影响后, 弹性本构为:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{E} [(1+\nu) \sigma_{ij} - \nu \sigma_{kk} \delta_{ij}] + \alpha T \delta_{ij} \quad (9)$$

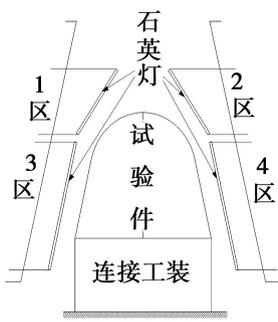
式中, ε_{ij} 为应变; σ_{ij} 为应力; E 为弹性模量; ν 为泊松比; α 为线胀系数; δ_{ij} 为单位矩阵。

热力耦合分析时顺序求解方程(8)和(9), 并考虑材料属性随温度的变化。

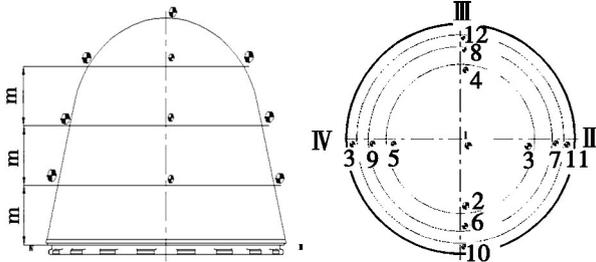
2 试验

复合材料球锥组合体的热外压试验在压力容器罐内进行, 为了模拟飞行时的热环境, 设计了以石英灯作为加热元件的两个锥形加热器, 分别实现高热流区(球壳)和低热流区(锥壳)的加载, 试验装置如图1(a)所示。

试验时在球锥组合体上布置了13个温度测点, 每个点内、外表面均布置温度传感器。测点如图1(b)所示, 测点1位于顶点, 其他12个测点位于三个截面的4个象限点。



(a) 热流加载



(b) 温度测点分布

图1 热外压试验示意图

Fig. 1 Sketch of the experiment under thermal load and external pressure

3 常温金属薄壳结构的稳定性分析

将有限元计算结果与试验修正的小挠度理论解进行对比,从而获得有限元计算的修正系数。分析时材料属性为: $E = 70 \text{ GPa}$, $\nu = 0.3$ 。

3.1 光圆筒壳的临界外压

对于中长筒壳,小挠度理论给出的临界外压与试验结果相当一致,即试验修正系数 $\varphi = 1$ [7]。对于 $R = 100 \text{ mm}$ 、 $l = 100 \text{ mm}$ 、 $t = 1 \text{ mm}$ 、两端简支的光圆筒壳,由(4)式可得临界外压为 0.644 MPa 。

将线性屈曲一阶失稳模态作为结构初始缺陷,采用 Abaqus 进行非线性后屈曲分析,失稳波见图 2 (a),临界外压为 0.776 MPa ,约为理论值的 1.19 倍。

3.2 截锥壳的临界外压

对于大端半径 $R_2 = 100 \text{ mm}$ 、垂直高度 $H = 100 \text{ mm}$ 、壁厚 $t = 1 \text{ mm}$ 、锥角 $\alpha = 15^\circ$ 、两端简支的截锥壳,由(7)式可得临界外压为 0.76 MPa 。

将线性屈曲一阶失稳模态作为结构初始缺陷,采用 Abaqus 进行非线性后屈曲分析,失稳波见图 2 (b),临界外压为 0.914 MPa ,约为理论值的 1.2 倍。

3.3 截球壳的临界外压

对于截球壳,试验值在小挠度理论值的 $15\% \sim 80\%$ 变动;对于 $R/t = 100$ 的球壳,若取试验平均值进行修正,修正系数 $\varphi = 0.58$ [7]。对于 $R = 100 \text{ mm}$ 、 $t = 1 \text{ mm}$ 、下端简支的球壳,将试验修正系数引入到(5)式可得临界外压为 4.9 MPa 。

将线性屈曲一阶失稳模态作为结构初始缺陷,采用 Abaqus 进行非线性后屈曲分析,失稳波见图 2 (c),临界外压为 5.7 MPa ,约为理论值的 1.16 倍。

3.4 球锥组合体的临界外压

球锥组合体下端简支,截锥壳尺寸与 3.2 节相同,截球壳与截锥壳在连接处相切。将线性屈曲一阶失稳模态作为结构初始缺陷,采用 Abaqus 进行非线性后屈曲分析,失稳波见图 2 (d),临界外压为 0.831 MPa 。

从 3.2 和 3.3 节分析可知,当半径和壁厚相同时,截球壳的临界外压要远高于截锥壳,因此球锥组合体在锥段失稳;由于截球壳对截锥的约束要弱于简支,因此球锥组合体的临界外压要略低于截锥壳。

3.5 临界外压修正系数

对于薄壁光圆筒壳、截锥壳、截球壳的临界外压分析,有限元计算值略高于试验修正的理论值,可作为结构设计参考。当有限元计算中引入一阶失稳模态作为初始缺陷、并采用非线性后屈曲分析时,试验平均值均约为计算值的 80% ,即有限元分析时修正系数可取 0.8 。

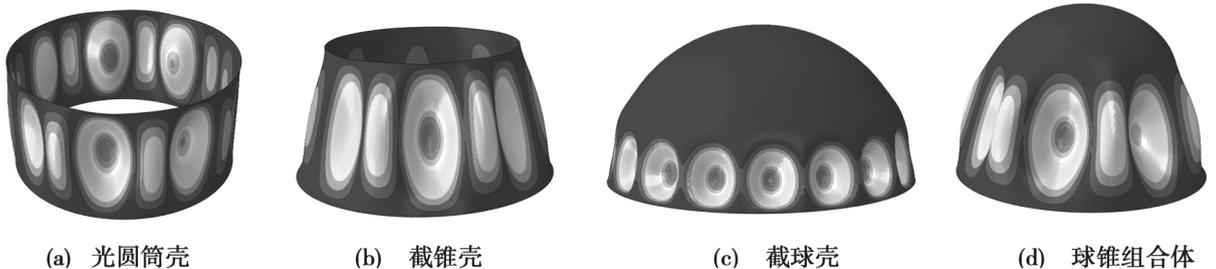


图2 薄壁壳非线性后屈曲的外压失稳波

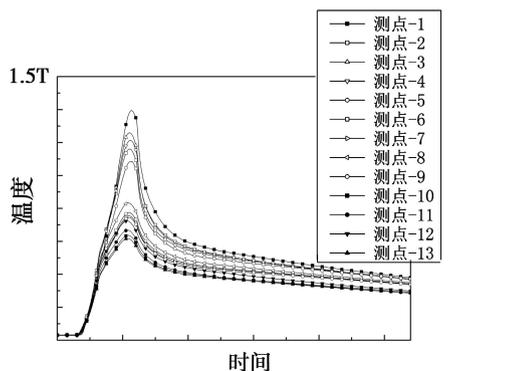
Fig. 2 Pressure induced nonlinear buckling of several thin shell structure

4 热外压作用下球锥组合体的稳定性分析

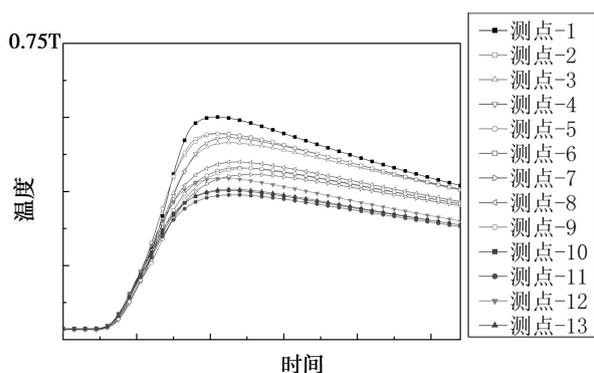
4.1 热载荷作用下的温度分布

复合材料高温热物性参数试验测量的精度和重复性都比较差,为了减小结构制造散差和材料性能测试偏差对分析结果的影响,本文以结构的实测瞬态温度作为输入条件,进行热外压稳定性分析。

球锥组合体为轴对称结构,理论上相同轴向坐标下的4个温度测点数据相同。实测瞬态温度如图3所示,相同轴向坐标下4个温度测点的峰值相差高达20%。由于失稳都首先发生在刚度较小的局部区域,然后向其他区域扩展,因此有限元分析时取4个温度测点中的最大值作为此轴向坐标下的温度,内外壁面温度随时间变化如图4(a)所示;温度沿轴向坐标变化如图4(b)所示,从顶点往后温度线性降低。



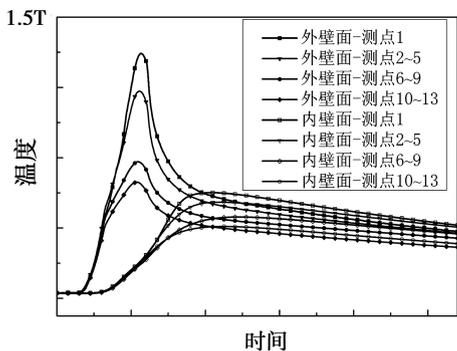
(a) 外壁面温度变化趋势



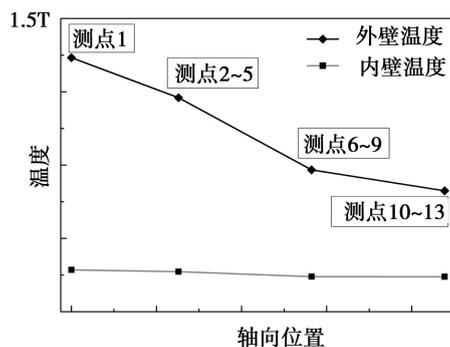
(b) 内壁面温度变化趋势

图3 热外压试验实测温度

Fig. 3 Measured temperature of the structure under thermal load and external pressure



(a) 温度随时间变化趋势



(b) 峰值出现时温度沿轴向变化趋势

图4 数值分析采用的轴对称温度场

Fig. 4 Axial-symmetric distributing temperature used in the simulation

4.2 热外压作用下的稳定性

树脂基玻璃纤维复合材料的高温力学性能测试较复杂,树脂达到玻璃化温度后会逐渐分解,因此结构力学性能与温度、时间、壁面厚度有关,开展充分的材料测试极为困难。本文主要目的是估计结构临界外压,并进行影响趋势分析,因此在稳定性分析时根据经验做出假设:室温下弹性模量为 E_0 ,后随温度升高而线性降低,温度达到 $0.75T$ 时弹性模量降为 0。

首先进行线性屈曲分析,获得一阶失稳模态;然后引入失稳波作为结构初始缺陷,进行非线性后屈曲分析。实测峰值温度下,球锥组合体的临界外压为 0.275 MPa ,失稳波如图5所示。



图5 复合材料球锥组合体非线性后屈曲的外压失稳波

Fig. 5 External pressure induced nonlinear buckling mode of a composite blunted cone-flare

4.3 材料高温力学性能的影响

球锥组合体热外压稳定性分析时,高温力学性能采用了假设值,而弹性模量和线胀系数均对温度很敏感,本小节讨论两者对临界外压的影响:(1)分析材料快速失效的影响,假设当温度达到 $0.375T$ 时弹性模量就降低为 0;(2)分析线胀系数不准确的影响,假设线胀系数为 0。

材料力学性能改变不影响失稳波形,“载荷-位移”曲线如图6所示。

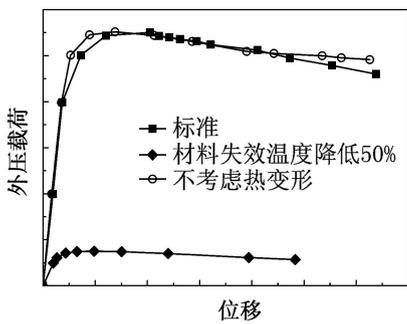


图6 “载荷-位移”曲线变化趋势
Fig.6 Pressure-displacement curve under various material supposition

当假设线胀系数为0时(不考虑热变形),球锥组合体临界外压为0.275 MPa,与4.2节中考虑热变形的临界外压相同;当材料失效温度降低时,结构的临界外压仅38 kPa。

分析表明,高温弹性模量对临界外压的影响显

著,而线胀系数的影响较小。在结构设计中需要准确估计热外压承载能力,在后续复合材料高温性能测试中,重点针对弹性模量进行。

4.4 环向加热不均的影响

飞行器在大气层内飞行时会有一定的攻角,且攻角会变化,导致头部环向加热不均匀,因此需要讨论环向加热不均对结构稳定性的影响。由于4.2节中采用环向均匀的温度场,且在同一轴向坐标下取实测最高温度作为输入条件,因此本节考虑某些区域温度偏低对临界外压的影响;热外压试验中,同一轴向坐标下4个温度测点的峰值相差20%,本节分析中也将局部区域温度降低20%。数值分析时根据象限线将头部分为4个区域,分别为 S_1 、 S_2 、 S_3 、 S_4 ,如图7(a)所示,分析时同一区域内温度相同。

当局部降温时,“载荷-位移”曲线如图8所示。

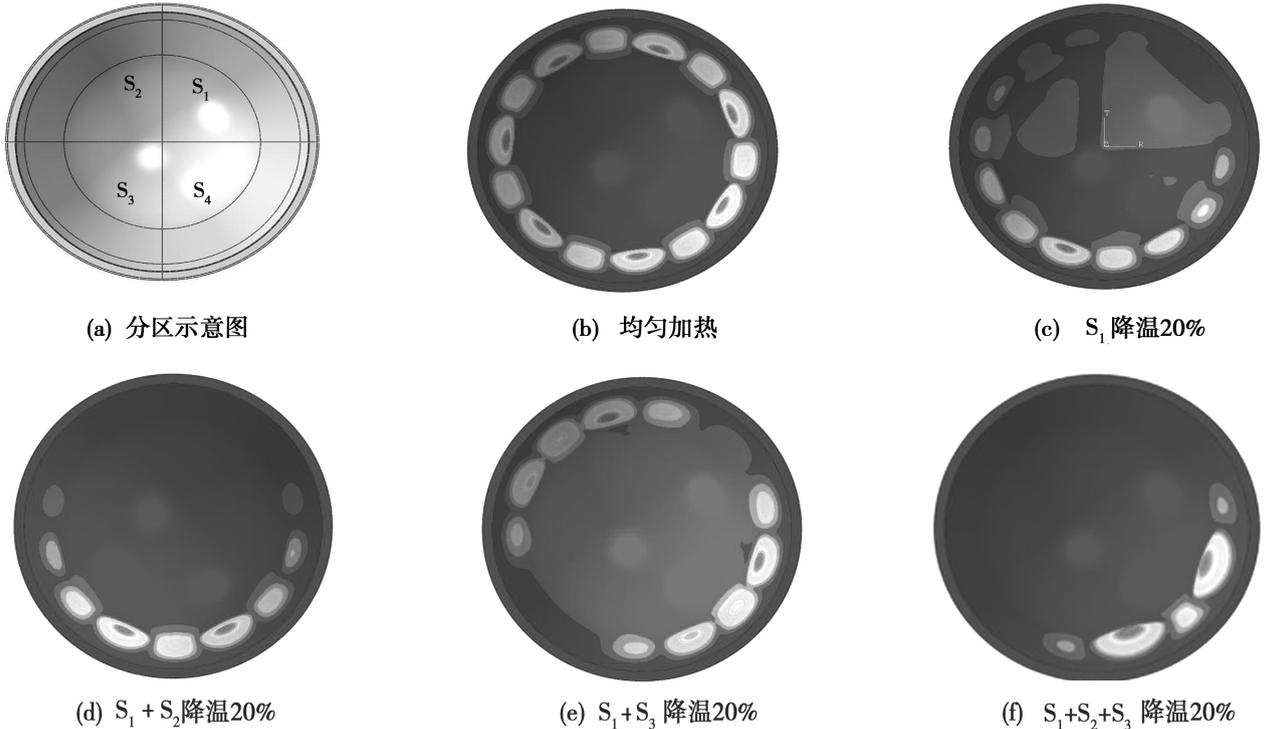


图7 外压失稳波

Fig.7 Nonlinear buckling mode of spherical head under various circum heat conditions

球锥组合体环向均匀加热时,临界外压为0.275 MPa,失稳波如图7(b)所示。当 S_1 区域、或 S_1+S_2 区域温度降低20%时,临界外压分别为0.279、0.282 MPa,失稳波分别如图7(c)、(d)所示,失稳分别发生在温度较高的 270° 、 180° 范围,热变形缺陷及环向刚度变化对临界外压影响很小。当 S_1+S_3 区域、或 $S_1+S_2+S_3$ 区域温度降低20%时,临界外压分别为0.308、

0.307 MPa,失稳波分别如图7(e)、(f)所示,失稳都被限制在 90° 范围内,低温区对失稳波的限制导致临界外压增大。

分析表明,失稳发生在温度较高区域,当高温区范围为 90° 时,失稳波形会受到两侧低温区的限制,导致临界外压增大10%;当高温区范围 $\geq 180^\circ$ 时,对临界外压的影响很小。

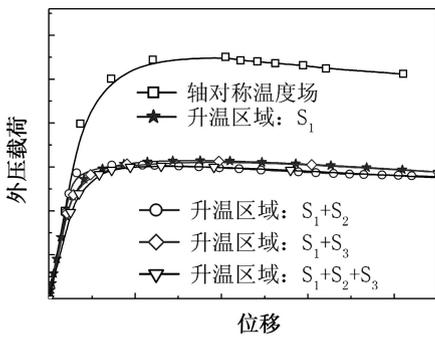


图8 载荷—位移曲线变化趋势

Fig.8 Pressure-displacement curve under various circum heat conditions

5 结论

本文采用理论、试验和数值相结合的方法,对复合材料球锥组合体在热外压作用下的稳定性进行了研究。分析得出以下结论:

- (1)对于薄壳结构,当有限元分析中引入线性屈曲一阶失稳模态作为初始缺陷,并进行非线性后屈曲分析时,计算值略高于试验值,修正系数约为0.8。
- (2)对于常温下球锥组合体,截锥的临界外压远低于截球,失稳发生在锥段。
- (3)材料力学性能中,高温弹性模量对临界外压的影响显著,线胀系数对临界外压的影响可忽略。
- (4)当温度场在环向不均匀时,失稳总发生在高

温区;当高温区角度为 90° 时,两侧低温区使其临界外压增加10%;当高温区环向角度 $\geq 180^\circ$ 时,低温区对临界外压的影响可忽略。

参考文献

- [1] Eckert E R G. Engineering relations for friction and heat transfer to surfaces in high velocity flow [M]. Readers' Forum, 1955: 565
- [2] Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1958, 25(2): 73-85
- [3] Singer Josef. Experimental studies in shell buckling [A]. Proceedings of the 1997 38th AIAA Structures, Structural Dynamics & Materials Conference [C]. //1997(3):1922-1932
- [4] Raisuddin Khan. New approach to instability testing of shells [J]. Int. J Pressure Vissels and Piping, 1998, 75(1): 75-80
- [5] Hauch Soren. Use of finite element analysis for local buckling design of pipelines [C]. // Proceedings of the International Conference on OMAE, 1998, : 5-9
- [6] 吴连元. 板壳稳定性理论[M]. 武汉:华中理工大学出版社,1996
- [7] 阿司塔霍夫 M Φ 等编. 飞机强度计算手册[M]. 国防工业出版社,1963

(编辑 任涛)