

发动机加力内锥体屈曲分析与结构改进

郑晓霞, 杨 桥, 韩耀昆, 李志强

(太原理工大学 航空航天学院, 山西 太原 030024)

摘要:为了减少航空发动机加力内锥体使用中出现的屈曲失稳故障,保障发动机整机安全,基于线性屈曲理论、有限单元法理论和三维有限元数值仿真技术,开展发动机加力内锥体屈曲分析,获得加力内锥体的临界失稳载荷和屈曲失稳模式,并根据加力内锥体的结构形式和受载特点,提出多个结构改进措施。分析表明:加力内锥体在外压大于内压状态下临界失稳载荷较小,极易出现屈曲失稳,且失稳位移沿周向呈波瓣状分布;整体加厚方案可有效提升临界失稳载荷,但会带来重量的大幅增加,而在失稳变形较大位置增加壁厚的方案为最优改进方案。

关键词:发动机;加力内锥体;屈曲;仿真分析;结构改进

中图分类号:V232.6 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.04.006

[引用本文格式]郑晓霞,杨 桥,韩耀昆,等.发动机加力内锥体屈曲分析与结构改进[J].热能动力工程,2023,38(4):39-45.
ZHENG Xiao-xia, YANG Qiao, HAN Yao-kun, et al. Buckling analysis and structural improvement of engine afterburner inner cone[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(4): 39-45.

Buckling Analysis and Structural Improvement of Engine Afterburner Inner Cone

ZHENG Xiao-xia, YANG Qiao, HAN Yao-kun, LI Zhi-qiang

(College of Aeronautics and Astronautics, Taiyuan University of Technology, Taiyuan, China, Post Code: 030024)

Abstract: In order to reduce the buckling failure of aero-engine afterburner inner cone (AIC) in the use and ensure the safety of the whole engine, basing on the linear buckling theory, finite element theory and three-dimensional finite element simulation technology, the buckling analysis of AIC was carried out, the critical bulking loading and bulking mode of AIC were obtain. Several structural improvement measures were proposed according to the AIC's structure form and loading characteristics. The results showed that the critical bulking load was smaller and AIC was easy to suffer from buckling when the external pressure was greater than the internal pressure, the bulking displacement mode was distributed in a lobe shape along the circumferential direction. The overall thickening scheme could effectively increase the critical bulking load at the cost of increasing weight, the thickening scheme in the position of large bulking deformation was the optimum scheme.

Key words: engine, afterburner inner cone (AIC), buckling, simulation analysis, structural improvement

收稿日期:2022-03-08; 修订日期:2022-04-28

基金项目:山西省关键核心技术和共性技术研发攻关专项项目资助(2020XXX017);山西省基础研究计划(青年科学研究项目 202203021222129)

Fund-supported Project: Special Project Support for Research and Development of Key Core Technologies and Common Technologies in Shanxi Province (2020XXX017); Basic Research Program of Shanxi Province (Youth Science Research Project 202203021222129)

作者简介:郑晓霞(1983-),女,太原理工大学副研究员。

引 言

航空发动机处在高温、高压及高转速的恶劣环境中,为保证发动机结构安全可靠地工作,在结构设计时,零部件均应满足结构强度设计要求。为了减重,较多承力构件,特别是流道件,都设计为薄壁构件,此类构件在工作中易出现屈曲失稳问题,对整体结构安全形成潜在威胁。因此,在结构设计初期需开展薄壁件稳定性评估工作,以确保结构的安全性和可靠性。

国内外学者开展了相应的结构稳定性研究工作。任志敏等人^[1]基于冲压发动机在静热试验中燃烧室机匣出现的局部屈曲失稳问题,开展了仿真分析,获得了燃烧室壳体局部失稳变形的原因;余文学等人^[2]通过外压载荷下计算和外压试验,获得了固体火箭发动机锥形壳体在外压载荷下的临界载荷、失稳波形和位移等;洪杰等人^[3]推导了薄壁结构热屈曲失稳边界的判据表达式,并将其用在发动机火焰筒热屈曲分析中;齐红宇等人^[4-5]对航空发动机复合材料机匣在多向载荷耦合作用下的屈曲展开了分析,获得了机匣的失稳模式和临界失稳系数。Potluri 等人^[6]研究了加力燃烧室抗屈曲设计方法,并进行了试验验证;Szymczyk 等人^[7]开展了考虑屈曲条件的航空发动机机匣质量分析,发现夹层结构的质量效率最好;Choi^[8]对发动机变截面连杆的弹性屈曲强度进行了有限元分析,并采用 Merchant-Rankine 公式对弹塑性临界屈曲载荷进行了预测。高志刚等人^[9]应用工程方法开展了航空复合材料加筋板在压缩载荷下的屈曲稳定性分析,并进行了压缩稳定性实验,研究表明,计算和实验结果吻合较好;郭巧荣等人^[10]用有限元软件开展了复合材料加筋板轴向压缩载荷下的屈曲分析,获得影响屈曲的参数。张帆等人^[11]开展了航空发动机涡轮导向器屈曲分析,并对导向器局部结构进行优化改进,使其静强度和屈曲载荷有所提升。张国等人^[12]建立了复合材料压力容器含凹陷半圆环的三维屈曲模型;罗珊等人^[13]提出一种在均布外压下复合材料球壳内表面薄层脱层的屈曲特性理论;王黎辉^[14]开展了轴向压载荷下不锈钢柱形壳的非线性屈曲行为,获

得柱壳的失稳载荷和失稳模式。

本文基于航空发动机中易出现屈曲失稳的薄壁加力内锥体开展屈曲失稳分析,并给出防失稳加强措施。本文的研究成果可指导航空发动机薄壁构件结构设计和优化改进,有利于航空发动机结构轻量化设计和推重比的提高,具有重要的工程实用价值。

1 屈曲失稳机理

结构稳定性理论包括早期的经典线性稳定理论和后期发展的非线性理论^[15-17],后者包括非线性大挠度理论、非线性前屈曲一致理论、初始后屈曲理论等。早期经典线性理论由 Euler 和 Lagrange 等人提出,早期理论基于线弹性范围,在随后的研究中发现理论结果和实验差别较大。Donnell^[18]根据薄壁筒结构扭转失稳提出了非线性大挠度理论,Karman^[19]和钱学森基于该理论开展了后屈曲形态的研究,发现失稳结构具有高度不稳定的非线性后屈曲特征。

目前,屈曲分析一般包括特征值屈曲(线性屈曲)和非线性屈曲两类,特征值屈曲分析基于线弹性理论,不考虑非线性行为和初始结构损伤。

对于线性(特征值)屈曲,主要的求解步骤为:

线弹性求解的载荷位移关系:

$$\{F_0\} = [K_e] \{u_0\} \quad (1)$$

式中: $\{F_0\}$ —加载载荷,N; $\{u_0\}$ —位移,m; $[K_e]$ —弹性刚度矩阵,Pa。

增量平衡方程形式:

$$\{\Delta F\} = [[K_e] + [K_\sigma]] \{\Delta u\} \quad (2)$$

式中: $\{\Delta F\}$ —载荷增量,N; $\{\Delta u\}$ —位移增量,m; $\{\sigma\}$ —应力结果,Pa; $[K_\sigma]$ —应力状态 $\{\sigma\}$ 下计算的初始应力矩阵,Pa。

假设前屈曲行为是一个外加载荷 $\{F_0\}$ 的线性函数,则:

$$\{F\} = \lambda \{F_0\}$$

$$\{u\} = \lambda \{u_0\}$$

$$\{\sigma\} = \lambda \{\sigma_0\}$$

得到:

$$[K_\sigma(\sigma)] = \lambda [K_\sigma(\sigma_0)] \quad (3)$$

屈曲范围内的平衡方程:

$$\{\Delta F\} = [[K_e] + \lambda [K_\sigma(\sigma_0)]] \{\Delta u\} \quad (4)$$

不稳定开始之处,结构处于临界失稳载荷 F_{cr} 时,在 $\{\Delta F\} = 0$ 的情况下,外部小的扰动会导致结构变形, $\{\Delta u\}$ 出现较大的改变;

将 $\{\Delta F\} = 0$ 带入式(4)中,可得:

$$[[K_e] + \lambda[K_\sigma(\sigma_0)]]\{\Delta u\} = \{0\} \quad (5)$$

若使式(5)成立,则:

$$\Delta[[K_e] + \lambda[K_\sigma(\sigma_0)]] = 0 \quad (6)$$

在 n 个自由度的有限元模型中,上述方程为产生 λ (特征值)的 n 阶多项式,特征向量 $\{\Delta u\}$ 表示屈曲时叠加到系统上的变形,由计算出的 λ 最小值乘以加载的屈曲载荷 F 得到结构失稳的临界屈曲载荷 F_{cr} ,即:

$$F_{cr} = \lambda \cdot F \quad (7)$$

2 加力内锥体屈曲分析

2.1 结构说明

加力内锥体结构如图 1 所示。为圆锥形薄壁环形壳体,前段为圆弧形壳体,后段为锥形壳体,整体结构轴向尺寸 768 mm,最前端圆半径为 500 mm,最后端圆半径为 25 mm,筒体壁厚为 1.2 mm,最后端焊接轴向长度为 25 mm 的环向加强筋,加强筋厚度为 2 mm,内锥体材料为高温合金。

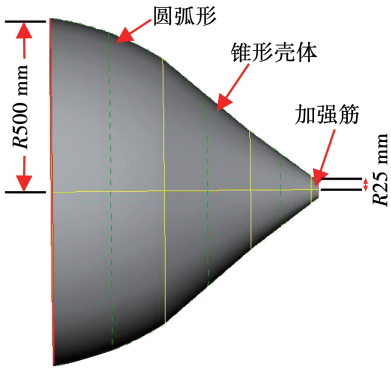


图 1 加力内锥体结构示意图

Fig.1 Structure diagram of afterburner inner cone

2.2 屈曲仿真分析

因内锥体位于加力燃烧室最内端且周围没有冷却系统,分析中假设内锥体均温,即不考虑热载荷对内锥体屈曲的影响,只考虑内、外壁压差的影响。由薄壁圆筒屈曲理论可知,内锥体在外压大于内压的

条件下会出现屈曲失稳,因此计算时假设外压大于内压,初始压差载荷为 $q_0 = 0.1 \text{ MPa}$ 。

采用大型有限元软件开展内锥体屈曲仿真分析,使用壳单元建模,单元类型为 S8R,有限元模型如图 2 所示。根据内锥体在发动机中的安装位置,计算时约束内锥体前安装边三向平动位移,后端悬臂自由。根据内锥体在发动机中的受载特点,在壳体上施加均温载荷(结合工程实际,假设温度为 $500 \text{ }^\circ\text{C}$);根据内锥体在外压大于内压情况下可能会出现屈曲失稳,计算时在壳体外壁面施加压差载荷 0.1 MPa ,加载后的模型如图 3 所示。

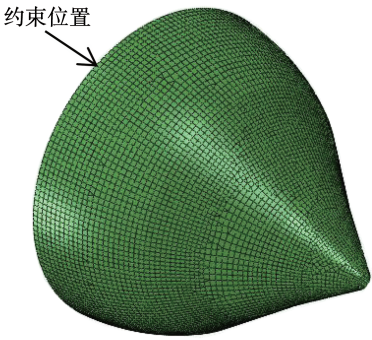


图 2 内锥体有限元模型

Fig.2 Finite element model of inner cone

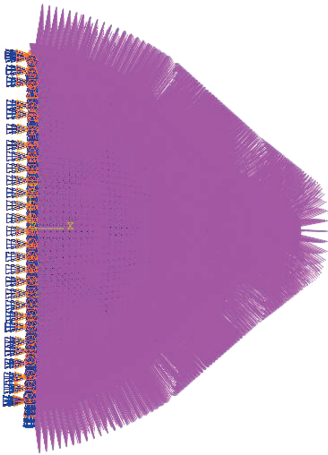


图 3 加载后的模型

Fig.3 Loaded model

采用有限元屈曲(Eigen Buckling)仿真模块开展分析,经分析获得加力内锥体的屈曲失稳模式和临界载荷系数,屈曲位移振型云图如图 4 所示。由图 4 可知,屈曲发生在内锥体中后部,位移振型沿圆

环向以鼓包和凹陷的波状形式循环交替出现,周向波数 $m=4$,轴向为一个半波 $n=1$ 。

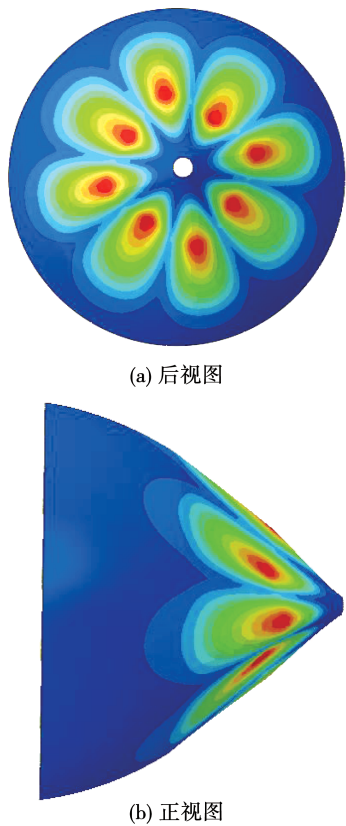


图 4 屈曲位移振型 (mm)

Fig. 4 Buckling displacement mode (mm)

在变形最大位置沿周向圆环上的节点建立路径,如图 5 所示。沿该路径的径向(沿圆柱坐标系,径向位移向外为正,向内为负)位移分布如图 6 所示。由图 6 可知,内锥体沿路径方向的位移呈正弦分布,且鼓包和凹陷位移的最大幅值相同。

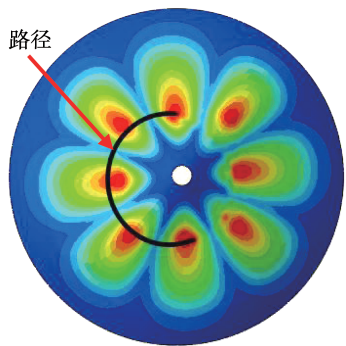


图 5 路径选取

Fig. 5 Path selection

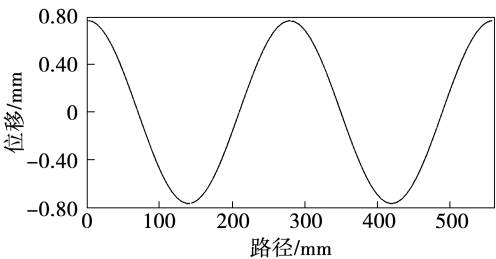


图 6 沿路径的位移 (mm)

Fig. 6 Displacement along the path (mm)

有限元分析得到内锥体临界失稳系数 $\lambda = 1.025\ 3$,临界失稳载荷系数较小,可得到内锥体的临界失稳载荷为: $q_{cr} = \lambda \times q_0 = 1.025\ 3 \times 0.1 = 0.102\ 53\ \text{MPa}$

内锥体的临界屈曲失稳载荷 q_{cr} 较小,即当外压大于内压情况下,内锥体极易发生屈曲失稳。由此类推,对于大尺寸薄壁壳体构件,一旦出现外压大于内压的情形,极易出现局部屈曲失稳。为了保证加力内锥体的稳定工作,需对结构进行加强改进。

国内某在研的航空发动机加力内锥体曾在试车后分解时发现了屈曲失稳故障,整个内锥体中后部出现了凹陷和鼓包相间的波状分布位移振型,该屈曲位移振型与本文计算结果一致,且经排故分析认为,该故障由非正常工作状态下的反压(外压大于内压)引发,进一步证实本文屈曲仿真分析方法的合理性。

由以上计算可知:(1) 内锥体临界失稳载荷为 $0.102\ 53\ \text{MPa}$,临界失稳载荷较小,即内锥体在外压大于内压的情况下极易出现失稳;(2) 内锥体屈曲发生在锥体中后部,位移振型沿呈波状形式循环交替出现,周向波数 $m=4$,轴向为一个半波 $n=1$ 。

3 内锥体结构改进

基于内锥体临界失稳载荷较小,易出现屈曲失稳的问题,根据其结构特点和受载形式提出 12 个改进方案,如表 1 所示。其中,原方案壳体壁厚 $1.2\ \text{mm}$ 方案 1~3 为整体结构加强方案,该类加强方案便于一体化加工生产;方案 4~12 为局部结构加强方案(结合图 7)。图 7 为内锥体结构分区图。

表 1 加力内锥体加强方案

Tab.1 Strengthening Scheme of afterburner inner cone

方 案	加强措施	加强后壁厚/mm
1	壁厚整体加厚 0.1 mm	整体壁厚 1.3
2	壁厚整体加厚 0.2 mm	整体壁厚 1.4
3	壁厚整体加厚 0.3 mm	整体壁厚 1.5
4	区域 2 加厚 0.1 mm	区域 2 壁厚 1.3
5	区域 2 加厚 0.2 mm	区域 2 壁厚 1.4
6	区域 2 加厚 0.3 mm	区域 2 壁厚 1.5
7	区域 3 加厚 0.1 mm	区域 3 壁厚 1.3
8	区域 3 加厚 0.2 mm	区域 3 壁厚 1.4
9	区域 3 加厚 0.3 mm	区域 3 壁厚 1.5
10	区域 2,3 加厚 0.1 mm	区域 2,3 壁厚 1.3
11	区域 2,3 加厚 0.2 mm	区域 2,3 壁厚 1.4
12	区域 2,3 加厚 0.3 mm	区域 2,3 壁厚 1.5

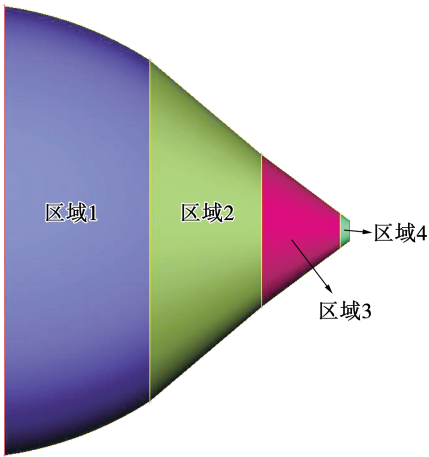


图 7 内锥体结构分区

Fig.7 Structural division of inner cone

对所提出的各个加强方案分别进行有限元屈曲仿真分析,获得临界失稳载荷系数和失稳模式,计算所得临界失稳载荷系数如表 2 所示,各方案临界失稳载荷系数对比如图 8 所示。由表 2、图 8 对比分析可得:

在壁厚加厚一定情况下(如加厚 0.1 mm,对应方案 1,4,7 和 10),整体加厚方案的临界失稳载荷系数 λ 提升幅度最大,但整体加厚会带来重量的大幅增加;壁厚对临界失稳系数 λ 影响较大,见方案 1~方案 3,整体加厚 0.1 mm(根据壁厚换算得质量增加 8.3%), λ 提升 23.3%;整体加厚 0.2 mm(质

量增加 16.6%), λ 提升 49.7%;整体加厚 0.3 mm(质量增加 25%), λ 提升 79.6%,即随着壁厚的增加, λ 约呈线性增长;区域 2,3 同时加厚对 λ 的提升量与整体加厚方案 λ 提升量效果相当,在轻量化设计中,可将区域 2,3 同时加厚方案更优;仅加强区域 2 或区域 3 均未能较快地提升 λ 值,建议将区域 2,3 同时加强。

表 2 各方案临界失稳载荷系数 λ 及提升量

Tab.2 Critical instability load coefficient λ and lifting amount for each scheme

方案	λ	λ 提升/%
原方案	1.025 3	—
方案 1	1.263 8	23.3
方案 2	1.535 3	49.7
方案 3	1.841 3	79.6
方案 4	1.114 2	8.7
方案 5	1.215 2	18.5
方案 6	1.329 1	29.6
方案 7	1.165 4	13.7
方案 8	1.319 2	28.7
方案 9	1.450 9	41.5
方案 10	1.257 5	22.6
方案 11	1.522 1	48.5
方案 12	1.820 6	77.6

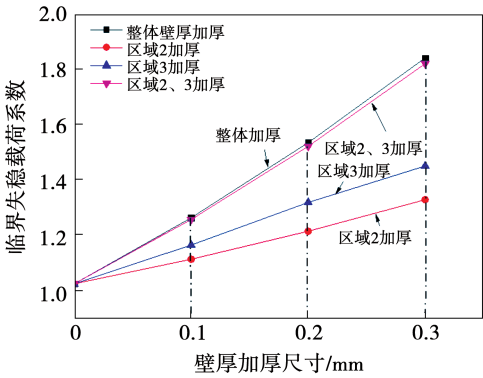
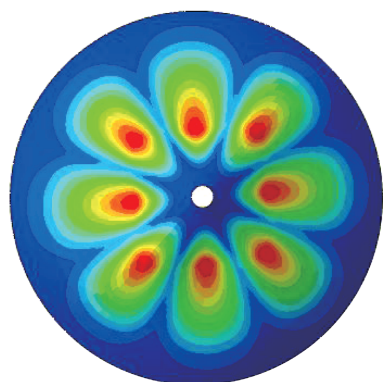


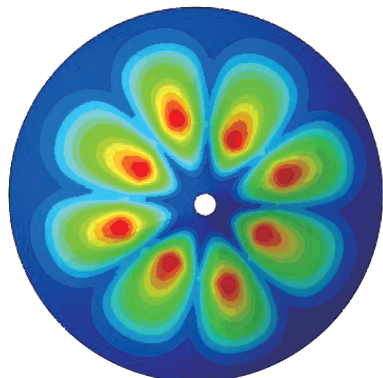
图 8 壁厚加厚方案与临界失稳载荷系数关系

Fig.8 The relationship between wall thickening scheme and critical instability load factor

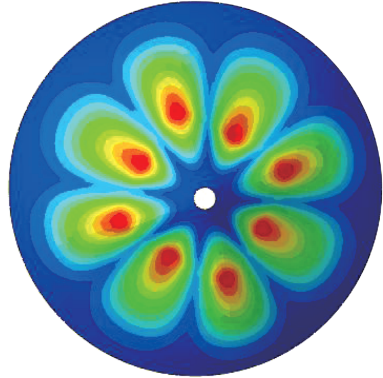
以方案 1,方案 4,方案 7 和方案 10 为例,位移振型云图如图 9 所示。



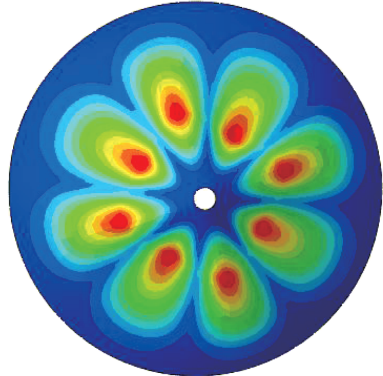
(a) 方案1



(b) 方案4



(c) 方案7



(d) 方案10

图9 位移振型对比

Fig.9 Comparison of displacement mode

由图9可知,对于所研究的加力内锥体,各改进方案的壁厚增加均不影响屈曲失稳模式,即位移振型均沿圆周向呈波状分布,周向波数 $m=4$,轴向为一个半波 $n=1$,但变形最大值及所处轴向位置略有变化。

综合分析可得,整体壁厚加厚方案的临界失稳系数提升最快,且便于制造加工,但考虑到重量问题,建议采取加强屈曲变形较大区域(区域2和区域3同时加强方案)的方案。

4 结 论

(1) 加力内锥体屈曲发生在锥体中后部,位移振型沿圆周向呈波状分布,周向波数 $m=4$,轴向为一个半波 $n=1$ 。

(2) 加力内锥体在外压大于内压时极易出现屈曲失稳,临界失稳载荷为0.102 53 MPa。

(3) 对比分析多个结构改进方案,可得整体壁厚加厚可有效提升临界屈曲失稳载荷,但会带来重量的大幅增加;建设加强屈曲变形较大的区域2和区域3。

(4) 本项目所提出的改进方案(壁厚整体或局部加厚方案)不会引起位移振型模式的改变,仅变形最大值及所处轴向位置略有变化。

(5) 在大尺寸薄壁构件设计中,要综合考虑静强度、刚度、稳定性等问题,同时要考虑制造加工问题,需要结合工程实际进行结构加强。

参考文献:

- [1] 任志敏,骆家文,李春光,等. 冲压发动机燃烧室壳体静热试验局部失稳变形分析[J]. 推进技术,2011,32(5):717-721.
REN Zhi-min, LUO Jia-wen, LI Chun-guang, et al. Analysis of local buckling distortion and deformation of a ramjet combustor shell in a structural and thermal experiment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 717-721.
- [2] 余文学,徐秉恒,刘洪超,等. 固体火箭发动机锥形壳体外压稳定性分析[J]. 固体火箭技术,2014,37(4):551-556.
YU Wen-xue, XU Bing-heng, LIU Hong-chao, et al. Buckling analysis on conical shell of solid rocket motor under external pressure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(4): 551-556.
- [3] 洪杰,高金海,马艳红,等. 火焰筒结构局部热屈曲分析方法[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):248-252.

- HONG Jie, GAO Jin-hai, MA Yan-hong, et al. Local thermal buckling analysis method of combustor liner[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(2): 248 – 252.
- [4] 齐红宇, 温卫东, 齐红元, 等. 航空发动机复合材料机匣屈曲特性的有限元分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 335 – 339.
- QI Hong-yu, WEN Wei-dong, QI Hong-yuan, et al. FEA method for the critical buckling load of aeroengine composite case[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 335 – 339.
- [5] 齐红宇, 温卫东, 王林江, 等. 航空发动机复合材料机匣在轴向压力和内压耦合作用下屈曲特性的有限元分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2002(3): 15 – 18.
- Qi Hong-yu, WEN Wei-dong, Wang Lin-jiang, et al. FEA method for critical buckling load of aeroengine composite case[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2002(3): 15 – 18.
- [6] POTLURI S S, PATEL S K. Buckling analysis of afterburner liner of an aero gas turbine engine[C]//Florida: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, 2009.
- [7] SZYM CZYK E, JACHIMOWICZ J, PUCHALA K, et al. Mass analysis of turbofan engine casing dimensioned with buckling condition[C]//Poland: Proceedings of the 15th Stability of Structures Symposium, 2019.
- [8] CHOI, BOKLOK. A study on buckling analysis of connecting rod under engine firing load[J]. Journal of the Korean Society of Mechanical Technology, 2015, 17(3): 505 – 510.
- [9] 高志刚, 冯 宇, 马斌麟, 等. 航空复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲力学性能[J]. 航空材料学报, 2020, 40(1): 53 – 61.
- GAO Zhi-gang, FENG Yu, MA Bin-lin, et al. Compressive buckling and post-buckling mechanical properties of aeronautic composite stiffened panel[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2020, 40(1): 53 – 61.
- [10] 郭巧荣, 张西峰, 朱晓红. 复合材料加筋板结构屈曲分析[J]. 中国民航大学学报, 2019, 37(1): 46 – 49.
- GUO Qiao-rong, ZHANG Xi-feng, ZHU Xiao-hong. Buckling analysis on stiffened composite structure[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2019, 37(1): 46 – 49.
- [11] 张 帆, 冯引利, 高金海, 等. 基于局部结构的涡轮导向器屈曲故障模式分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(4): 15 – 20.
- ZHANG Fan, FENG Yin-li, GAO Jin-hai, et al. Failure mode diagnosis and simulation of high-pressure turbine nozzle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(4): 15 – 20.
- [12] 张 国, 朱海洋, 蔡雅琪, 等. 复合材料压力容器含凹陷内胆屈曲的有限元分析[J]. 复合材料学报, 2022, 39(3): 1343 – 1352.
- ZHANG Guo, ZHU Hai-yang, CAI Ya-qi, et al. Finite element analysis of the buckling of the liner of composite pressure vessel with depression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(3): 1343 – 1352.
- [13] 罗 珊, 王纬波. 均布外压下复合材料球壳脱层跳跃屈曲研究[J]. 船舶力学, 2022, 26(1): 91 – 102.
- LUO Shan, WANG Wei-bo. Research on the delamination snap buckling of composite spherical shells under uniform external pressure[J]. Journal of Ship Mechanics, 2022, 26(1): 91 – 102.
- [14] 王黎辉, 李其凡, 张 建, 等. 轴压柱形壳非线性屈曲试验与理论研究[J]. 船舶力学, 2021, 25(5): 645 – 651.
- WANG Li-hui, LI Qi-fan, ZHANG Jian, et al. Experimental and theoretical study on nonlinear buckling of axially compressed cylindrical shells[J]. Journal of Ship Mechanics, 2021, 25(5): 645 – 651.
- [15] 陈铁云, 沈惠中. 结构的屈曲[M]. 上海: 上海科学技术文献出版社, 1993.
- CHEN Tie-yun, SHEN Hui-zhong. Buckling of structures[M]. Shanghai: Shanghai Scientific and Technological Literature Press, 1993.
- [16] 沈惠申. 板壳后屈曲行为[M]. 上海: 上海科学技术出版社, 2002.
- SHEN Hui-shen. Postbuckling behavior of plates and shells[M]. Shanghai: Shanghai Science and Technology Press, 2002.
- [17] 钱若军, 袁行飞, 谭元莉. 结构屈曲分析理论和方法[M]. 江苏: 东南大学出版社, 2018.
- QIAN Ruo-jun, YUAN Xing-fei, TAN Yuan-li. Structural buckling theory and method[M]. Jiangsu: Southeast University Press, 2018.
- [18] DONNELL L H. A new theory for the buckling of thin cylinders under axial compression and bending[J]. Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, 1934, 56(11): 795 – 806.
- [19] KARMAN V, TSIEN H S. The buckling of thin cylinders under axial compression[J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1941, 8: 303 – 312.

(姜雪梅 编辑)