

损伤对航空发动机锯齿形尾喷管力学性能的影响

杜春志,董少哲,庞帅,刘兵飞*

中国民航大学航空工程学院,天津 300300

摘要 锯齿形尾喷管,是一种位于发动机喷口处由环形分布的锯齿组成的航空动力学装置,用于降低发动机噪声。锯齿形尾喷管在使用过程中反复变形,必然会出现结构性损伤问题。在已有形状记忆合金本构模型和碳纤维复合材料疲劳试验的基础上,引入损伤因子,利用有限元仿真研究了形状记忆合金和碳纤维复合材料疲劳损伤对锯齿形尾喷管力学性能的影响。结果表明,锯齿形尾喷管的结构损伤主要由形状记忆合金决定,随着循环次数的增加,锯齿形尾喷管上所受最大等效应力逐渐减小,最大位移逐渐增加。相较于尾喷管单齿的损伤结果,在相同损伤因子下锯齿形尾喷管所受最大等效应力大于单齿损伤时所受最大等效应力,锯齿形尾喷管的最大位移均小于单齿损伤时的尖端最大位移。

关键词 锯齿形尾喷管;形状记忆合金;结构损伤;有限元仿真

民用飞机起飞和降落时会产生航空噪声^[1],必然会对机场工作人员以及附近居民的正常生活产生影响,同时也对相关人士带来心脏和听力上的危害^[2],因此如何降低航空噪音成为航空领域迫切需要解决的问题^[3-4]。

已有的降噪方法很多,例如减少噪声源、减噪运行程序和运行的限制等^[5],其中一种方法是采用锯齿形尾喷管(variable geometry chevron, VGC),即

从减少噪声源方面切入。锯齿形尾喷管是由14个变形齿组成的可变形空气动力学装置,其位于发动机尾部的布局如图1所示。每个VGC单齿都由碳纤维复合板(carbon fibre reinforced plastics, CFRP)和3片形状记忆合金(shape memory alloy, SMA)组成,如图2所示。碳纤维复合材料^[6-9]具有优良的抗拉、抗弯曲和抗剪切能力,且具有优秀的抗腐蚀、抗高温和抗老化性能;形状记忆合金是一种能由温度

收稿日期:2020-11-23;修回日期:2021-02-19

基金项目:国家自然科学基金项目(11502284);中国科学院重点部署项目(KFZD-SW-435);中央高校基本科研业务费专项基金项目(3122015C018)

作者简介:杜春志,副教授,研究方向为飞机结构损伤与疲劳仿真,电子信箱:czdu@cauc.edu.cn;刘兵飞(通信作者),副教授,研究方向为航空发动机尾喷管的新材料设计与疲劳损伤行为,电子信箱:bingfeiliu2@126.com

引用格式:杜春志,董少哲,庞帅,等.损伤对航空发动机锯齿形尾喷管力学性能的影响[J].科技导报,2022,40(10):137-143;doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2022.10.014

诱发相变的新型智能材料,具有形状记忆效应和超弹性等优良的力学性能^[10-13]。飞机起飞时,SMA因高温环境诱发奥氏体相变,驱动碳纤维复合板产生变形,扰乱气流起到降低噪声的作用,当飞机进入巡航阶段;SMA因低温环境诱发马氏体相变,驱动碳纤维复合板恢复初始形状^[14]。

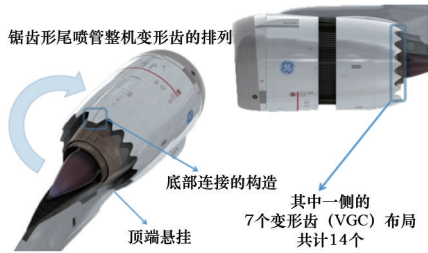


图1 锯齿形尾喷管变形齿的排列

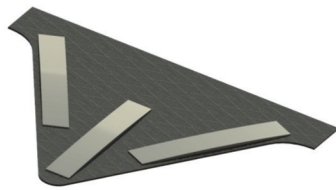


图2 VGC单齿的结构

锯齿形尾喷管在实际服役过程中不可避免地承受循环载荷作用,循环变形作用将致使SMA功能性失效^[15],记忆效应逐步衰减;同时碳纤维复合基板也会产生损伤^[16],锯齿形尾喷管整体的损伤和疲劳失效问题决定了器件的服役可靠性和使用寿命。

Liu等^[17]对SMA疲劳损伤的本构关系进行了相关研究,Travis等^[18]进行了CFRP的双轴疲劳拉伸试验,得到了CFRP的循环损伤曲线。Hartl等^[19]研究过VGC单齿和多齿的力学性能影响及优化,Liu等^[20]采用有限元方法对VGC单齿损伤问题进行了分析,然而对锯齿形尾喷管全齿的疲劳损伤研究却很少。其疲劳损伤和失效等力学问题会对发动机性能下降带来潜在风险。

鉴于此,以SMA的本构模型和CFRP的损伤曲线为基础,采用有限元的方法开展锯齿形尾喷管疲劳损伤的研究,首先讨论SMA对锯齿形尾喷管的力学性能的影响,再讨论CFRP损伤对锯齿形尾喷

管力学性能的影响,最后讨论SMA和CFRP同时损伤对锯齿形尾喷管力学性能的影响,进而分析航空发动机VGC的功能性和结构性疲劳现象。

1 材料损伤的定义

假设本研究SMA材料和CFRP材料的损伤与已有文献具有相同的损伤情况。SMA和CFRP因其承载循环载荷作用而反复变形,会产生疲劳损伤,从而导致锯齿形尾喷管产生结构性损伤。考虑损伤对材料力学性能的影响,根据损伤力学,定义损伤因子 D 的表达式为

$$D = 1 - \frac{E_D}{E} \quad (1)$$

式中, E_D 为材料在不同损伤程度 D 下的杨氏模量, E 为初始的杨氏模量。

SMA材料和CFRP材料在变温下的损伤因子 D 与循环次数 N 存在一定的函数关系,根据已有文献的研究^[21],关系如下

$$D_{\text{SMA}} = 0.019511 + 0.095647 \ln(N - 0.20675) \quad (2)$$

$$D_{\text{CFRP}} = 2.89 \times 10^{-6} N^{0.8293} \quad (3)$$

式中, D_{SMA} 是SMA材料的损伤因子, D_{CFRP} 是CFRP材料的损伤因子, N 是材料的加载循环次数。

根据Lagoudas等^[22]所推导的SMA的本构模型,材料的总应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 可以表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{S} : \boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\alpha}(T - T_0) + \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (4)$$

式中, \mathbf{S} 、 $\boldsymbol{\sigma}$ 、 $\boldsymbol{\alpha}$ 、 T 、 T_0 和 $\boldsymbol{\varepsilon}'$ 分别为有效柔度张量、柯西应力张量、有效热膨胀系数张量、温度、参考状态下的温度和相变应变。

相变应变 $\boldsymbol{\varepsilon}'$ 与马氏体体积分数 ξ 的关系为

$$\boldsymbol{\varepsilon}' = \boldsymbol{\Lambda} \dot{\xi} \quad (5)$$

式中, $\boldsymbol{\Lambda}$ 是变换张量,决定了相变应变方向。

引入损伤因子 D ,SMA的本构模型可以表示为:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \frac{\mathbf{S}}{1 - D_{\text{SMA}}} : \boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\alpha}(T - T_0) + \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (6)$$

其中

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}' = \frac{3}{2} H (1 - D_{\text{SMA}}) \frac{\boldsymbol{\sigma}'}{\sigma} \dot{\xi} \quad (7)$$

式中, H 为最大单轴变形应变。

假设损伤对马氏体体积分数的表达式无影响, 进而对有限元子程序进行修正。CFRP 材料的本构模型使用 ABAQUS 软件自带的碳纤维复合材料模型。

当载荷循环次数为 150 次时, 对应 SMA 的损伤因子为 0.5, 而 CFRP 的损伤因子为 1.84×10^{-4} , 远小于 0.5。损伤因子大于 0.5, 相当于材料已发生功能性损伤, 所以本研究只讨论损伤小于等于 0.5 时的情况。当循环次数 N 为 1、2、3、60、100、150 次时, 对应 SMA 的损伤因子 D_{SMA} 为 0、0.08、0.12、0.41、0.46、0.50; 对应 CFRP 的损伤因子 D_{CFRP} 为 0.5×10^{-6} 、 7×10^{-6} 、 8.6×10^{-5} 、 1.32×10^{-4} 、 1.84×10^{-4} 。

2 锯齿形尾喷管的建模

定义 3 个 SMA 梁绑定在碳纤维复合基板外表面, 其中 2 个分别平行于基板两侧, 另一个固定在碳纤维复合基板的对称轴上, 如图 3 所示的右侧放大结构。以真实的锯齿形尾喷管布局为依据建立模型, 由于锯齿形尾喷管左右两侧对称, 取锯齿形尾喷管一侧进行分析, 以 VGC 单齿的模型为蓝本, 采用 SOLIDWORKS 对其进行阵列建模, 形成锯齿形尾喷管左半侧三维模型, 如图 3 所示。

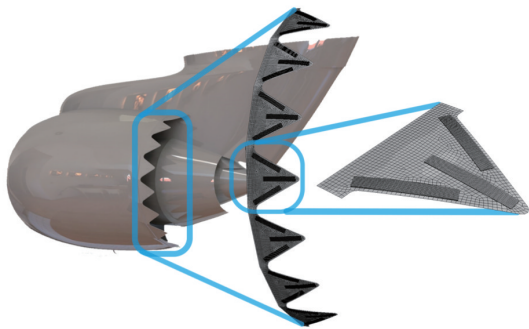


图3 锯齿形尾喷管模型

定义锯齿形尾喷管的约束条件为: VGC 单齿均匀分布在发动机尾部左右两侧, 底端固定约束与发动机相连, 相邻的 2 个 VGC 两侧相互连接, 靠近发动机尾部顶端的 2 个 VGC 一侧和底端 2 个 VGC 的一侧单独做固定约束。

锯齿形尾喷管模型的载荷条件为: 假设飞机起飞时发动机尾部的流场产生的空气动力可以等效为垂直于 VGC 单齿, 方向向内, 大小为 $227 \text{ N}^{[19]}$ 的集中力, 作用在其尖端; 发动机尾部的环境温度由 15.6°C 变化到 80°C 再变化到 15.6°C , 如此循环。

将形状记忆合金网格尺寸分别设置为 0.006、0.003、0.001 mm, 分别对其进行仿真测试, 相邻网格尺寸仿真结果数值相差在 5% 以内。经计算, 网格尺寸在 0.001 mm 时运算所占用的计算资源较多, 运算时间相对过长, 而网格尺寸在 0.006 mm 时的仿真结果数值相对不够精确, 所以选取网格尺寸为 0.003 mm 进行计算, 网格数量为 2255。

3 损伤对锯齿形尾喷管力学性能的影响分析

本研究将采用 ABAQUS 软件对锯齿形尾喷管进行有限元仿真, 由于材料损伤会对锯齿形尾喷管产生较大的影响, 依次讨论 SMA 单独损伤、CFRP 单独损伤、SMA 和 CFRP 同时损伤时对锯齿形尾喷管结构的影响。模型所需 SMA 材料属性如表 1^[21] 所示, CFRP 属性如表 2^[23] 所示。

表1 SMA 的材料属性

| M^i /°C | M^s /°C | A^s /°C | A^f /°C | E^M /GPa | E^A /GPa | α^M /°C ⁻¹ | α^A /°C ⁻¹ | H | $\rho\Delta s_0$ /MPa·°C ⁻¹ |
|--------------|--------------|--------------|--------------|---------------|---------------|---------------------------------|---------------------------------|------|---|
| 3 | 18 | 22 | 42 | 30 | 70 | 10^{-5} | 10^{-5} | 0.05 | -0.35 |

表2 CFRP 属性

| E_1 /GPa | E_2 /GPa | G_{12} /GPa | G_{13} /GPa | G_{23} /GPa | ν_{12} |
|------------|------------|---------------|---------------|---------------|------------|
| 76.3 | 43.6 | 4.8 | 4.8 | 4.8 | 0.024 |

ABAQUS 提供的用户子程序接口可以生成非标准分析的子程序来满足用户需求。用户材料子程序 (user-defined material mechanical behavior, UMAT), 是 ABAQUS 子程序的一种, 该程序能使用户使用 ABAQUS 材料库中没有定义的材料模型, 可定义材料的本构关系。本研究基于 SMA 本构模型的 UMAT 子程序, 根据式 (6) (7) 对子程序进行修正, 从而整合子程序需要调用的数据接口及损伤仿

真实的工作环境,完成对ABAQUS二次开发,进而实现对不同工况下的锯齿形尾喷管的建模仿真。

3.1 SMA 损伤时锯齿形尾喷管的力学性能分析

假设CFRP不损伤,仅SMA发生损伤,循环次数 N 分别为1、2、3、60、100、150次时,锯齿形尾喷管的等效应力云图,如图4所示。

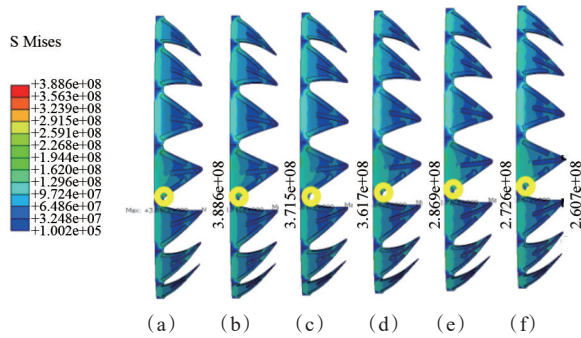


图4 SMA不同损伤程度下VGC整体的等效应力云图(a) $N=1$ 、(b) $N=2$ 、(c) $N=3$ 、(d) $N=60$ 、(e) $N=100$ 、(f) $N=150$

从图4和图5^[20]可以看出,锯齿形尾喷管整体在SMA损伤时的最大等效应力与VGC单齿在SMA损伤时的变化趋势均为逐渐减小,但在相同SMA损伤程度下锯齿形尾喷管上的最大等效应力比VGC单齿所承受的最大等效应力大约25 MPa。对于VGC单齿,仿真时两侧施加的约束条件为对称约束,而锯齿形尾喷管,其单齿之间呈非对称连接,VGC单齿只是理想的模型,实际工作情况中各个变形齿之间相互影响,其仿真较VGC单齿更接近真实工况,结果更加精确。

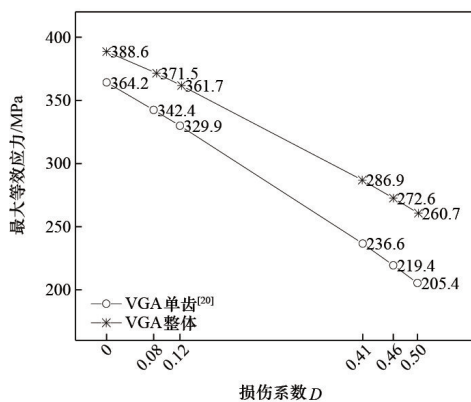


图5 SMA不同损伤程度下VGC单齿与整体的最大等效应力对比

图6为循环次数 N 分别为1、2、3、60、100、150次时,仅SMA损伤时锯齿形尾喷管的位移云图。从图6和图7可以看出,当循环次数 N 为1时,锯齿形尾喷管最大变形位移为60 mm,其最大位移与Hartl等在相同条件下所做VGC仿真的最大尖端挠度相差约4 mm,相差6%,在精度上满足要求;锯齿形尾喷管整体在SMA损伤时的最大尖端挠度与VGC单齿在SMA损伤时的尖端挠度变化趋势相同,均为逐渐增加,但在相同SMA损伤程度下锯齿形尾喷管上的最大尖端挠度要比VGC单齿的尖端挠度小约2 mm。

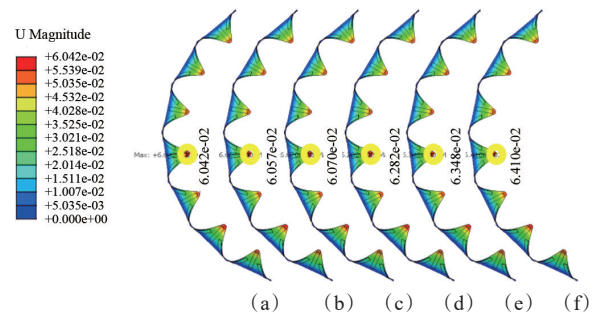


图6 SMA不同损伤程度下VGC的最大尖端挠度云图(a) $N=1$ 、(b) $N=2$ 、(c) $N=3$ 、(d) $N=60$ 、(e) $N=100$ 、(f) $N=150$

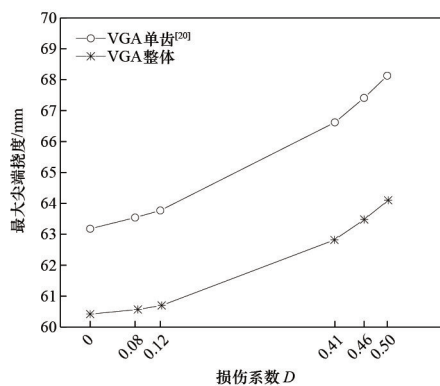


图7 SMA不同损伤程度下VGC单齿与整体的最大尖端挠度对比

3.2 碳纤维复合板损伤时锯齿形尾喷管的力学性能分析

假设SMA不发生损伤,仅CFRP发生损伤,循环次数 N 分别为1、2、3、60、100、150次时锯齿形尾喷管的等效应力云图和最大尖端挠度云图如图8

和图9所示。从图8和图9可以看出,当仅CFRP发生损伤时,锯齿形尾喷管损伤后无论是在不同循环次数下的最大等效应力还是不同循环次数下的最大尖端挠度都基本不发生变化,所以在循环次数150次以内基本可以忽略碳纤维复合板损伤对锯齿形尾喷管力学性能的影响。

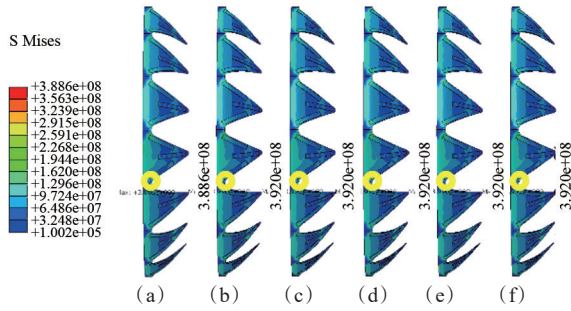


图8 CFRP不同损伤程度下VGC整体的等效应力云图
(a) $N=1$ 、(b) $N=2$ 、(c) $N=3$ 、(d) $N=60$ 、
(e) $N=100$ 、(f) $N=150$

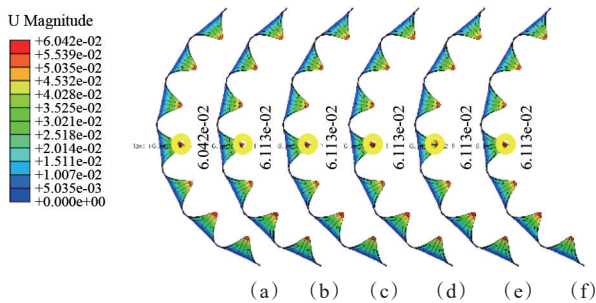


图9 CFRP不同损伤程度下VGC最大尖端挠度云图
(a) $N=1$ 、(b) $N=2$ 、(c) $N=3$ 、(d) $N=60$ 、
(e) $N=100$ 、(f) $N=150$

3.3 SMA和碳纤维复合板同时损伤时锯齿形尾喷管的力学性能分析

从图10和图11可以看出,SMA损伤时和SMA与碳纤维复合板同时损伤时锯齿形尾喷管在不同循环次数下的最大等效应力基本相同,仅碳纤维复合板发生损伤时锯齿形尾喷管在不同循环次数下的最大等效应力几乎不发生变化,在同等条件下,SMA的损伤程度要远大于碳纤维复合板。

从图12和图13显示最大尖端挠度的变化情况来看,仅碳纤维复合板发生损伤则锯齿形尾喷管在不同循环次数下的尖端挠度基本不会发生变化;仅

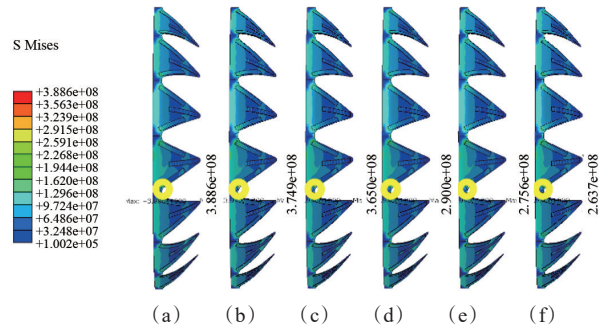


图10 SMA和CFRP同时损伤时VGC的等效应力云图
(a) $N=1$ 、(b) $N=2$ 、(c) $N=3$ 、(d) $N=60$ 、
(e) $N=100$ 、(f) $N=150$

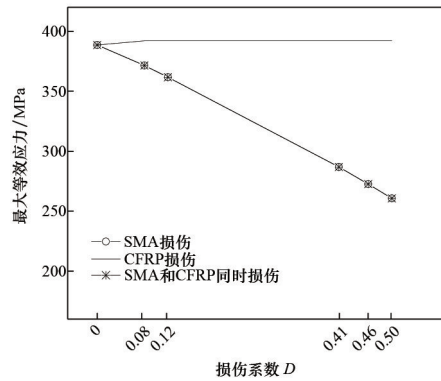


图11 SMA损伤、CFRP损伤、SMA和CFRP同时损伤时VGC的最大等效应力的变化曲线

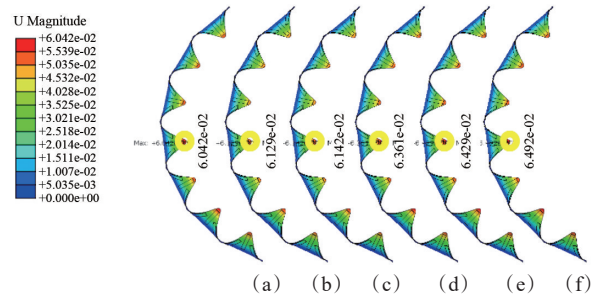


图12 SMA和CFRP同时损伤时VGC的最大尖端挠度云图(a) $N=1$ 、(b) $N=2$ 、(c) $N=3$ 、(d) $N=60$ 、
(e) $N=100$ 、(f) $N=150$

SMA损伤时随循环次数的增加最大尖端挠度的变化趋势与SMA和碳纤维复合板同时发生损伤时的变化趋势相当,都是逐步增加。随着损伤程度的增加,SMA和碳纤维复合板同时损伤时锯齿形尾喷管的最大尖端挠度在同等损伤程度下比SMA单独损伤时锯齿形尾喷管的最大尖端挠度大1 mm左右。

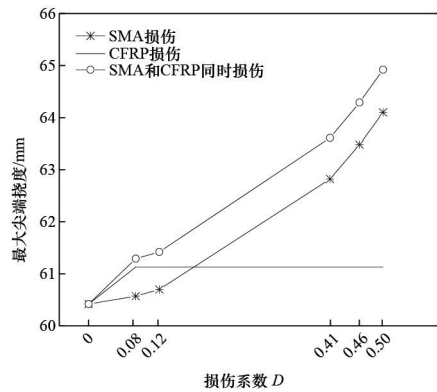


图13 SMA 损伤、CFRP 损伤、SMA 和 CFRP 同时损伤时 VGC 的最大尖端挠度变化曲线

4 结论

通过 ABAQUS 软件探讨了 SMA 和碳纤维复合板损伤对锯齿形尾喷管力学性能的影响,主要结论如下:(1) 锯齿形尾喷管的损伤主要由 SMA 的损伤所决定;(2) 随着循环次数的增加,锯齿形尾喷管上所受最大应力逐渐减小,最大位移逐渐增加;(3) 相较于 VGC 单齿的仿真,损伤后在相同的循环次数下锯齿形尾喷管的所受最大等效应力均大于 VGC 单齿仿真时所受最大等效应力,而损伤后在相同的循环次数下锯齿形尾喷管的最大尖端挠度均小于 VGC 单齿仿真时的尖端挠度。

参考文献 (References)

- [1] June J C, Thomas R H, Guo Y. System noise prediction uncertainty quantification for a hybrid wing-body transport concept[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(3): 1157-1170.
- [2] Casario K, Howard K, Smith M G, et al. The effects of nocturnal aircraft noise on self-reported sleep[J]. *Sleep*, 2020, 43(Suppl 1): 73-74.
- [3] Wu Y, Ai Y, Ze W, et al. A novel aerodynamic noise reduction method based on improving spanwise blade shape for electric propeller aircraft[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2019(4): 1-10.
- [4] Abbasi S, Soury M. Reducing aerodynamic noise in a rod-airfoil using suction and blowing control method[J]. *International Journal of Applied Mechanics*, 2020, 12(4): 185-187.
- [5] Prasad C, Morris P. Effect of fluid injection on turbulence and noise reduction of a supersonic jet[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 2019, 377(2159): 235-239.
- [6] Pérez M A, Pernas-Sánchez J, Artero-Guerrero J A, et al. High-velocity ice impact damage quantification in composite laminates using a frequency domain-based correlation approach[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 147: 107-110.
- [7] Wei Q, Zhu L, Zhu J, et al. Characterization of impact fatigue damage in CFRP composites using nonlinear acoustic resonance method[J]. *Composite Structures*, 2020, 253: 112-120.
- [8] Demircan O, Al-darkazali A, İnanç İ, et al. Investigation of the effect of CNTs on the mechanical properties of LPET/glass fiber thermoplastic composites[J]. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2020, 33(12): 1652-1673.
- [9] Fang H, Gu J, Li Z, et al. An analytical model for temperature and crystalline evolution analysis of carbon fiber reinforced polymer composites during cooling[J]. *Polymer Composites*, 2020, 41(10): 4074-4083.
- [10] Sun K, Yi X, Sun B, et al. Study on microstructure and properties of TiBw/Ti-V-Al light weight high temperature shape memory composite[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2021, 851: 156-159.
- [11] Konlan J, Mensah P, Ibekwe S, et al. Vitrimers based composite laminates with shape memory alloy Z-pins for repeated healing of impact induced delamination[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 200: 1083-1086.
- [12] Fu J, Hu Z, Song X, et al. Micro selective laser melting of NiTi shape memory alloy: Defects, microstructures and thermal/mechanical properties[J]. *Optics & Laser Technology*, 2020, 131: 1063-1070.
- [13] Pérez-Landazúbal J I, Sánchez-Alarcos V, Recarte V, et al. Influence of structural defects on the properties of metamagnetic shape memory alloys[J]. *Metals*, 2020, 10(9): 1131-1136.
- [14] Mabe J, Cabell R, Butler G. Design and control of a morphing chevron for takeoff and cruise noise reduction[C]// 11th AIAA/CEAS aeroacoustics conference. Monterey, California: AIAA, 2005: 2889-2890.
- [15] Cortés-Puentes L, Zaidi M, Palermo D, et al. Cyclic loading testing of repaired SMA and steel reinforced concrete shear walls[J]. *Engineering Structures*, 2018, 168:

- 128–141.
- [16] Takeda T, Narita F. Fracture behavior and crack sensing capability of bonded carbon fiber composite joints with carbon nanotube-based polymer adhesive layer under Mode I loading[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 146: 26–33.
- [17] Liu B, Jin S, Chen K, et al. Study on cyclic deformation behavior of shape memory alloy materials considering damage and the residual strain[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2019, 797: 1142–1150.
- [18] Travis S, Siddhant D, Aditi C. Fatigue damage behavior in carbon fiber polymer composites under biaxial loading [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 174: 106–110.
- [19] Hartl D J, Mooney J T, Lagoudas D C, et al. Use of a Ni60Ti shape memory alloy for active jet engine chevron application: II. Experimentally validated numerical analysis[J]. *Smart Materials and Structures*, 2009, 19(1): 15–21.
- [20] Liu B, Jin S, Dong S, et al. Studies on the fatigue damage behavior of active jet engine chevron[C]. *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Cham, Switzerland: Springer International Publishing, 2020: 133–174.
- [21] Liu B, Jin S, Li X, et al. Study on behaviors of shape memory alloy materials under temperature cycling considering the damage[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2020, 31(7): 990–997.
- [22] Lagoudas D C, Bo Z, Qidwai M A. A unified thermodynamic constitutive model for SMA and finite element analysis of active metal matrix composites[J]. *Mechanics of composite materials and structures*, 1996, 3(2): 153–179.
- [23] 贺平, 刘金勇. 碳纤维层合板有限元分析[J]. *数字海洋与水下攻防*, 2018, 1(3): 32–35.

The effects of damage on mechanical behavior of jet engine variable geometry chevron

DU Chunzhi, DONG Shaozhe, PANG Shuai, LIU Bingfei*

Aeronautical Engineering College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract The variable geometry chevron (VGC) is a sawtooth aerodynamic device composed of an annularly distributed single chevron at the tail of the engine, and is used to reduce the engine noise. The VGC is deformed repeatedly during takeoff and landing of the aircraft, which would cause the structural fatigue of the VGC. Based on the existing constitutive model of the Shape Memory Alloy (SMA) and the fatigue test of the Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP), a damage factor is introduced in a finite element subroutine to analyze the mechanical properties of the VGC when the SMA and the CFRP are damaged in a certain degree. It is shown that the damage of the VGC is mainly caused by the SMA. As the number of the deformation cycles increases, the maximum Mises stress in the VGC gradually decreases and the maximum displacement gradually increases. Compared with the simulation of a single chevron, the maximum Mises stress of the VGC with the same damage degree is larger, and the maximum displacement of the VGC is smaller than the tip deflection of the single chevron. The research results can provide a guidance for the safe operation of the VGC.

Keywords variable geometry chevron; shape memory alloy; structural damage; finite element simulation ●



(责任编辑 王丽娜)