环形编织层板冲击包容数值模拟

朱亦钢,邢 军,王 晋 (中航工业复合材料有限责任公司,北京 101300)

摘要:为分析航空发动机复合材料机匣对破断叶片的包容,采用有限元仿真方法开展了计算研究。通过旋转体与机匣冲击破 坏过程的计算,确定机匣的包容能力。基于具备显式求解功能的商用有限元软件 Abaqus/Explicit,采用 3 维实体单元网格,将 2 维 3 轴编织的碳纤维层合材料简化成连续的正交各向异性材料,通过软件提供的 Vumat 用户子程序接口编写 Fortran 代码定义材料 模型,计算与转轴分离后的模拟断裂叶片对机匣的冲击过程。通过冲击后的临界转速和能量吸收数据,比较了模拟计算与实物旋转 冲击模拟试验的结果,二者具有较大的可比性。虽然计算中还缺乏材料基本性能表征的理想数据,但在多种工况下仿真计算表明模 拟结果稳定,有望成为复合材料包容分析实用有效的方法。

关键词:复合材料;冲击吸能;包容;仿真模拟;有限元;机匣;航空发动机;叶片

中图分类号:V231.91 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.03.005

Impacting Containment Numerical Simulation of Braided Laminate Ring

ZHU Yi-gang, XING Jun, WANG Jin

(AVIC Composite Corporation Ltd., Beijing 101300, China)

Abstract: The break blade containment of aeroengine composite casing was analyzed by FEM (Finite Element Method) simulation. The casing containment capability was determined by simulating the impacting break process between rotating body and casing. Based on the commercial FEM software (Abaqus/Explicit) with explicit calculation function, 2D triaxial braided carbon/epoxy laminate was simplified to be continuous orthotropic materials by 3D object unit grid. The impacting process of simulation break blade on the casing separating with the bearing was simulated by the Vumat with Fortran code material model. The simulation and experimental results of object rotating impacting were compared by the impacted critical speed and energy absorption data, the simulated results are accorded with the test data. Although it is lack of ideal data of material basic performance, the simulation results are stability on variable operations, which is capable to be effective method of composite containment analysis.

Key words: composite; impact energy absorption; containment; simulation; FEM; casing; aeroengine; blade

0 引言

现代涡轮发动机对转动部件的损坏提出包容要 求^[1],尤其是对大型商用飞机发动机,当高速旋转的叶 片发生失效破坏时,需要发动机的包容机匣起到防护 作用,吸收破片的动能,避免冲出的高速叶片发生更 多的撞击破坏,增加飞机与乘员的安全性。为此,经常 在叶片旋转面对应的机匣处设计具有抗冲击作用的 包容结构或包容环。随发动机推重比和经济性要求的 提高,树脂基纤维增强复合材料以其较高的比强度、 比刚度和可设计性,正在替代部分金属结构部件,被 广泛应用在先进涡扇发动机低温部件上,其在发动机 上的用量呈增加的趋势^{[2-4},其中包括已经在新型发动 机 Gnex 的冷端机匣上的应用^[5],复合材料机匣同样应 该满足包容的要求。机匣包容性能的确定需要系列计 算与试验验证,初始设计对材料、厚度及叶片飞出的 动能和机匣包容的有效厚度进行估算以确定对叶片 的包容能力,计算基于半经验工程方法。叶片包容性 试验是发动机适航验证的重要项目,花费巨大,发动

收稿日期:2013-03-17 基金项目:国家重点实验室基金(9140C4405041004)资助 作者简介:朱亦钢(1960),男,硕士,高级工程师,从事复合材料构件力学设计与试验工作;<u>E-mail:zygso@sohu.com</u>。

引用格式:朱亦钢,那军,王晋. 环形编织层板冲击包容数值模拟[J]. 航空发动机,2014,40(3):24-28. ZHU Yigang, XING Jun, WANG Jin. Impacting containment numerical simulation of braided laminate ring[J]. Aeroengine, 2014,40(3):24-28.

机公司都审慎实施¹⁶。叶片撞击复合材料包容环是1 个复杂的受力破坏过程。增强纤维和树脂基体的材料 性能、铺层、撞击物及接触方式等多种因素会不同程 度地引导冲击的进程,最终决定碎块冲击后的状态、 方向和能量。为确定复合材料环的吸能防护效果,采 用有限元方法仿真模拟破断叶片对机匣的冲击过程, 通过计算确定复合材料在设定条件下的吸能效果,可 以为包容结构件的设计和结构验证试验参数的确定 提供指导,从而减少实物试验的数量,为机匣结构的 优化设计提供依据。

本文基于显式算法的有限元技术,研究旋转物 体冲击复合材料环的仿真计算实现过程,解决分析 中的技术问题,以期得到对非各向同性复合材料进 行冲击虚拟试验的基本实现方法,并得到包容模拟 的合理结果。

1 仿真计算方法

冲击吸能过程的仿真模拟,是利用材料的拉伸、 压缩和剪切等基本材料属性,通过计算模拟了在破断 叶片冲击作用下机匣的响应过程。在受力分析的模拟 仿真软件中,Abaqus 是目前国际上公认1种功能强 大的基于有限元方法的工程模拟软件^{III},具备丰富的 单元、材料模型和接触分析技术,是非线性计算能力 很强的软件,可兼顾进行时间隐式和时间显式的计 算,动态冲击问题适合采用显式方法。软件的高级应 用给用户提供了基于 Fortran 语言的2次开发的途 径,在此基础上可以通过编写程序代码表述复杂的材 料本构关系模型,选择 Abaqus 软件进行分析,具有较 大的扩展空间。

复合材料的本构需要用各向异性材料属性表征。因为厚板冲击穿透是在厚度方向的作用,该方向的应力变化不可忽略,计算采用实体单元。Abaqus 当前版本中的显式方法还不支持铺层的单元,在Abaqus/CAE中构建的复合材料铺层3维实体单元目前只适用于隐式求解,用显式方法解决3维动态冲

击,可以用正交各向异性 材料的方法进行模拟。纤 维增强复合材料单层的正 交各向异性如图1所示。 图中,1表示沿增强纤维 的方向,2表示铺层面内



图 1 单层正交材料的方向

与1垂直的方向或横向,3表示铺层方向。 对正交材料,单元弹性段的应力应变关系为 [σ₁₁] [D₁₁₁₂ D₁₁₃₃ 0 0 0][ε11]

		 1122	1100					
$\sigma_{ m 22}$		D ₂₂₂₂	D ₂₂₃₃	0	0	0	ε22	
$\sigma_{\scriptscriptstyle 33}$			D ₃₃₃₃	0	0	0	ε33	(1)
$\sigma_{ extsf{12}}$	=		C) ₁₂₁₂	0	0	γ12	
$\sigma_{ ext{13}}$		sym			D ₁₃₁	3 0	γ22	
$\sigma_{ ext{14}}$						D ₂₃₂₃	γ23	ļ

刚度矩阵中的系数与材料弹性常数有如下关系 D₁₁₁₁=E₁(1- ν_{23} ν_{32}) γ , D₂₂₂₂=E₂(1- ν_{13} ν_{31}) γ , D₃₃₃₃= E₃(1- ν_{12} ν_{21}) γ , D₁₁₂₂=E₁(ν_{21} - ν_{31} ν_{23}) γ =E₂(ν_{12} - ν_{32} ν_{13}) γ , D₁₁₃₃=E₁(ν_{31} - ν_{21} ν_{32}) γ =E₃(ν_{13} - ν_{12} ν_{23}) γ , D₂₂₃₃=E₂(ν_{32} - ν_{12} ν_{31}) γ = E₃(ν_{23} - ν_{21} ν_{13}) γ , D₁₂₁₂=G₁₂, D₁₃₁₃=G₁₃, D₂₃₂₃=G₂₃

其中 $\gamma = \frac{1}{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{21}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{33} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}$

在显式计算程序中,剪切模量 G_{ij} 是张量参数,为 工程剪切模量的 2 倍。

对于材料的起始损伤,有各种形式的应力应变准则和断裂力学准则,但目前对如何选择复合材料破坏 准则还没有统一认识。本文采用文献[7-8]中的应用。 对于纤维断裂

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{T}}\right)^{2} + \frac{\sigma_{12}^{2} + \sigma_{13}^{2}}{S_{f}^{2}} \ge 1$$
 (2)

对于基体开裂,面内横向拉断

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{\mathsf{Y}_{\mathsf{T}}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\mathsf{S}_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\mathsf{S}_{\mathsf{m}23}}\right)^2 \ge 1 \tag{3}$$

对于基体挤裂,面内横向受压

$$\frac{\sigma_{22}}{2\mathsf{S}_{12}}\Big)^2 + \left[\left(\frac{\mathsf{Y}^c}{2\mathsf{S}_{12}}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_{22}}{\mathsf{Y}_c} + \left(\frac{\sigma_{22}}{2\mathsf{S}_{12}}\right)^2 \ge 1 \quad (4)$$

式中:X_T为材料沿纤维方向的纵向拉伸强度,受压时 应采用抗压强度;S_f为纤维的剪切强度;Y_T、Y_c、S₁₂、S_{n23} 分别为铺层面的横向拉伸强度、横向压缩强度、面内 剪切强度和横向层间剪切强度。

通过扩展编程接口 Vumat 定义计算材料当前的 本构关系 D_t,其中包括损伤失效过程中的性能退化。 Vumat 程序的调用格式为:

subroutine vumat (nblock, ndir, nshr, nstatev, nfieldv, nprops, lanneal, stepTime, totalTime, dt, cmname, coordMp, charLength, props, density, strainInc, relSpinInc, tempOld, stretchOld, defgradOld, fieldOld, stressOld, stateOld, enerInternOld, enerInelasOld, tempNew, stretchNew, defgradNew, fieldNew, stressNew, stateNew, enerInternNew, enerInelasNew)

程序中根据当前分析步中的真实应变增量 strainInc 确定材料点的应力 stressNew,或

$$\sigma_{t+\Delta t} = \sigma_t + \mathsf{D}_t \cdot \Delta \varepsilon \tag{5}$$

材料的层间性能经过简化的连续处理,假定每层 织物相对于壁厚很薄,层间方向以连续体代替沿厚度 性能不均匀的材料。试验所用的编织复合材料环形件 是编织带沿圆周方向卷绕而成,每层之间没有铺层角 度的变化,相当于所有层是在同一方向,单元在厚度 方向的划分可独立于铺层。计算时等同于整个厚度上 连续的正交各向异性的材料。特别关注不同铺层方向 变化时,需沿厚度依据铺层方向的不同划分单元。对 规则的圆筒形状,采用柱坐标系表示材料方向,可以 简化环形网格的材料方向定义。

2 模拟计算

冲击计算针对实物的模拟试验结果。试验用的复合材料模拟环是用编织材料卷绕压成圆筒,圆筒外径为 170 mm,壁厚 10 mm,圆筒轴向长 72 mm,模拟缩小的机匣包容环,将其一侧固定在测试平台底座上。 模拟破断叶片是长 50 mm、宽 20 mm、厚 5 mm 的矩 形钛合金块,试验前是 1 个带轴对称的 2 片叶轮,旋 转金属件在一定速度下与轴断裂分离成为冲击物,模 拟叶片断片的冲击,试验方法参考文献[9-10]。经数

次不同转速的冲击后,试 验得到圆筒冲击穿透的临 界转速约为 63000 r/min。 试验后破坏的试验件如图 2 所示。金属块穿透筒壁 后至使外层穿孔附近材料 出现了分层。



计算用的编织材料性 图 2 冲击破坏后的试验件 能数据选取同类材料基本性能^[11],见表 1。

环形圆筒和冲击块的几何模型形状如图 3 所示。 模拟缩比的机匣包容环,几何尺寸参照实物旋转冲击 模拟试验的数据,圆环外径 170 mm,壁厚 10 mm,轴 向长 72 mm,其边界条件一侧圆周采用固定约束模拟 图 2 的状态;圆环中间的矩形块模拟断裂的叶片,钛 合金材料的矩形块长 50 mm,宽 20 mm,厚 5 mm,开 始脱离连接时有 1 个沿圆筒轴线旋转的初始转动速

表 1 计算用编织倾纤维极的性能							
参数	数值	参数	数值				
$ ho/(\mathrm{kg/m^3})$	1500	X _t ,X _c /MPa	1045、377				
$E_1E_2E_3/GPa$	51.4、25.0、9.4	$Y_{tx}Y_{c}$ / MPa	361、344				
V_{21} V_{13}	0.071 \0.31	$Z_t Z_c / MPa$	26、166				
V ₂₃	0.33	S _f / MPa	190				
G_{12} , G_{13} /GPa	18.96、4.5	S ₁₂ / MPa	307				
G ₂₃ /GPa	3.0	S ₁₃ S ₂₃ / MPa	84				

度,使其失去向心约束, 块体以断裂时的运动速 度冲向环形筒壁。

计算得到的旋转冲击 仿真结果如图 4 所示。其 云图表示其中的应力,计 算中删除了完全失效的 单元。图 4(a)~(f)表示不 同时间冲击的渐进过程。



金属块未从环形件穿过的过程如图 5 所示。图中 的过程是在较低转速时,环形壳体没有完全破坏到让 冲击物穿透,金属块从一侧弹出的情况。





(e) 1.8 ms(f) 3.8 ms图 5 金属块未从环形件穿过的过程

与直线发射的弹体冲击普通平板的试验不同,旋 转角速度与剩余线速度之间没有可比性,试验中的金 属弹性体撞击后还可破断,这时包容效果可依据环形 件对动能的吸收进行比较,系统冲击发生前后的能量 变化为

$$\Delta E = E_0 - E_f \tag{6}$$

如将损失的能量参照初始能量换算成冲击之前 的转速就可得当量的临界转速

$$n_{50} = n_0 \sqrt{\frac{E_0 - E_f}{E_0}}$$
 (7)

式中:no为冲击块与转轴分离时的转速。

对比试验结果,模拟不同转速冲击的计算情况与 试验破坏的预期接近,数据见表 2。表中临界转速由 式(7)计算得到,未穿透时的吸能值不能用于计算临 界转速,在速度超过临界转速后,速度增加带来系统 能量吸收的变化,转速较高时,吸收能量增加,这与一 些研究认为较高的速度对应较多吸能的结论一致。除 包容环吸收更多能量外,作为弹塑性材料的金属冲击 物也发生较大变形,金属块在较高速度变形时也吸收 了较多的能量。

表 2 [0/±60]编织层板旋转冲击模拟计算结果							
转速/	角速/	总动能 /	冲击后动能 /	耗减 ΔE/	临界转速/		
$(\mathbf{r/min})$	$(\operatorname{rad/s})$	J	J	J	$(\mathbf{r/min})$		
50000	5236	690	33	657			
63000	6597	1095	62	1033			
74000	7749	1511	176	1335			
82000	8587	1855	331	1524	74325		
90000	9425	2235	681	1554	75046		
100000	10472	2759	1013	1746	79551		

3 分析讨论

Abaqus 软件中针对复合材料提供的惟一失效模 型是 Hashin 方法,该方法在软件中适用于不考虑厚 度方向应力变化的壳单元,不能用于3维实体。后期 版本的 Abagus/CAE 软件中的复合材料模块尽管提 供了较好的正交材料层合功能,但合成后的材料也不 支持3维单元的显式求解。因此,需要使用软件提供 的 Fortran 接口 Vumat,由用户子程序定义材料性能, 在每层单元中再设定各向异性材料的各自铺层方向。 本例中的板由相同编织物在同一方向上层压而成,沿 厚度没有铺层方向的变化,据此可将整体板简化成正 交各向异性材料。在此简化基础上,厚度方向的单元 划分可越过层间边界不受层数限制。对于不同方向铺 层的材料,相同计算过程依然适用,只是单元网格划 分要顾及每种铺层的边界,并对每层材料定义材料取 向,铺层方向的1次改变至少对应1层网格,但单元 层数的增加需占用较多的计算机资源。

在大型有限元分析中计算成本对网格细分的制约 总是不可避免的。对显式求解,网格的细分不仅使单元 数量增加导致计算时间和内存增加,稳定时间增量的 减少还增加了相同时间段内需要的计算次数。稳定时 间 Δt与最小单元尺度 Lmn 和应力波速 Cd 的关系为

$$\Delta t \approx \frac{L_{\min}}{C_{d}}$$
 (8)

显然层合材料在厚度方向上的小尺度细分将大幅提高运算成本。

分析软件的前处理界面 Abaqus/CAE 对冲击侵 蚀问题未提供完整的处理功能,其交互操作还不能完 成所有前处理工作,需要在输入文件上定义内部接 触,这也包括各向同性材料的计算。复合材料则还需 要通过用户程序接口定义材料模型,过程比较繁琐。

模拟计算时采用的部分数据是同类材料的典型

值。材料基本数据的准确性必然影响到计算输出的结果。材料强度及其理论、纤维剪切性能、损伤后模型、 温度及速率相关等因素都会影响计算的准确性,需要 深入研究。

4 结论

冲击计算的研究表明:复合材料包容环的包容能 力可以通过模拟仿真方法进行预测,模拟方法能有效 用于冲击分析和优化设计。通过仿真方法算出各种条 件下的冲击过程,可得到物体冲击后相应的速度、路 径、能量状态的数据,由此大量减少进行实物试验的 次数。但复合材料的冲击仿真也尚未达到理想完善的 程度,材料模型、基本数据的表征还缺少广泛深入地 研究,尤其是表达动态性能的模型数据,其研究依托 一系列的试验技术和表征的工作,数据积累将有助于 提高仿真预测的准确性和可靠性。文中给出通过能量 得到临界转速的公式,用于对比评估包容吸能仿真的 计算结果,但较高的冲击速度使吸能值增加。

参考文献:

- [1] 中国飞行试验研究院. GJB 3366-1998 航空涡轮发动机包容性要求[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,1998:1-3.
 China Academy of Flight Test. GJB 3366-1998 Envelope requirement of turbine engine [S]. Beijing: The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department,1998:1-3. (in Chinese)
- [2] 梁春华. 未来的航空涡扇发动机技术 [J]. 航空发动机, 2005,31(4):54-58.
 LIANG Chunhua. Future aircraft turbofan engine technologies [J]. Aeroengine, 2005, 31(4):54-58. (in Chinese)
- [3] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机,2006,32(1):1-8.

LIN Zuoming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)

 [4] 邓君,陈伟,关玉璞,等. 平板叶片冲击复合材料层合板的数 值模拟方法[J]. 航空发动机,2009,35(6):40-43.
 DENG Jun,CHEN Wei,GUAN Yupu, et al. Numerical simulation method for plate blade impact composite laminates [J]. Aeroengine, 2009, 35(6): 40-43. (in Chinese)

[5] 陈光. 用于波音 787 客机的 GEnx 发动机设计特点[J]. 航空 发动机,2010,36(1):1-5.
 CHEN Guang. Design characteristics of GEnx engine for B787

[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 1-5. (in Chinese)

[6] 韩永强,李泳凡,任文成. 航空发动机叶片包容性试验技术 初探[J]. 航空发动机,2009,35(3):50-53.
HAN Yongqiang,LI Yongfan,REN Wencheng. Preliminary investigation of aeroengine blade containment testing technique
[J]. Aeroengine,2009,35(3):50-53. (in Chinese)

[7] 庄茁,由小川,廖剑辉,等. 基于 Abaqus 的有限元分析和应用[M]. 北京:清华大学出版社,2009:494.

ZHUANG Zhuo, YOU Xiaochuan, LIAO Jianhui, et al. Finite element analysis and application based on Abaqus[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 494.(in Chinese)

[8] 陆晓,宣海军,廖连芳.碳纤维层合板弹体冲击仿真方法研究[J]. 材料工程,2009(增刊2):25-28.
LU Xiao,XUAN Haijun,LIAO Lianfang. Simulation of ballistic impact on carbon fiber laminate panels [J]. Journal of Materials Engineering,2009(S2):25-28. (in Chinese)

- [9] 宣海军,洪伟荣,吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容试验及数值模拟[J]. 航空动力学报,2005,20(5):762-767.
 XUAN Haijun,HONG Weirong,WU Rongren. Aeroengine turbine blade containment tests and numerical simulation [J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5):762-767. (in Chinese)
- [10] 张晓峰,宣海军,吴荣仁. 航空发动机叶片包容模拟试验与数值仿真研究[J]. 航空发动机,2005,31(4):39-42.
 ZHANG Xiaofeng, XUAN Haijun, WU Rongren. Experimental investigation and numerical simulation of aeroengine blade containment [J]. Aeroengine,2005,31(4):39-42. (in Chinese)
- [11] Roberts G D, Goldberg R K, Binienda W K, et al. Characterization of triaxial braided composite material properties for impact simulation[R]. NASA-TM-2009-215660.
- [12] 于连超,陈伟,关玉璞,等. 多层机匣包容性数值仿真研究
 [J]. 航空发动机,2009,35(4):29-32.
 YU Lianchao, CHEN Wei, GUAN Yupu, et al. Numerical simulation of multiplelayer casing containment[J]. Aeroengine, 2009,35(4):29-32.