

文章编号: 1000-8055(2001)04-0335-05

航空发动机复合材料机匣屈曲特性的有限元分析

齐红宇¹, 温卫东¹, 齐红元², 王林江¹

1 南京航空航天大学 202 教研室, 江苏 南京 210016;

2 北方交通大学 机电学院, 北京 100044

摘要: 复合材料是 60 年代出现的一种性能优异的新型材料, 目前复合材料在航空航天结构领域里已得到了一些的应用。本文利用线性板壳理论和线性屈曲模型, 针对某航空发动机树脂基复合材料外涵道机匣构件及此材料层合板进行结构有限元建模与屈曲特性的有限元分析, 以期为航空发动机的结构设计提供参考依据。

关键词: 复合材料; 机匣; 有限元; 屈曲

中图分类号: V 231. 91

文献标识码: A

1 引言

先进复合材料是 60 年代出现的一种性能优异的新型材料, 目前一些先进复合材料在航空航天结构中已获得了一些应用, 已成为航空航天四大结构材料之一。

复合材料具有比强度和比刚度高、可设计性强等许多优异特性, 用其制成航空发动机结构部件可使部件的重量下降 20%~30% 左右, 对改善结构综合技术性能具有重要意义。某发动机复合材料机匣采用对半部分变厚度薄壁、连接处有 TiC-4 金属板加强的混合结构, 带有前后安装边的圆锥体结构。机匣承受多种载荷如轴向力、扭矩、弯矩以及内压等。机匣的屈曲将破坏发动机的进气流场的流动特性, 并使发动机产生振动, 严重时会使整个飞机发生抖动以及结构屈曲破坏。然从最近的科研成果来看, 国内外研究复合材料层合板集中在矩形板的前后屈曲及分层屈曲的进一步深化研究^[1, 2]。对于壳体结构的研究一般集中在圆柱壳体及加筋圆柱壳的的屈曲方面^[3, 4], 对于树脂基的复合材料发动机机匣结构研究的还比较少, 因此研究树脂基复合材料机匣的屈曲特性对

实际工程设计是很有意义的。

2 复合材料层合板壳的有限元建模

针对复合材料机匣结构和承受载荷的特点, 用弹性力学的精确解法求得解析解是非常困难的, 应用有限元数值方法对发动机机匣进行屈曲分析是一个有效的工具。本文采用的是用薄板壳单元即由平面应力单元和平板弯曲单元的组得到的四节点薄板壳单元解决屈曲问题^[5]。

薄板壳单元的刚度矩阵可由平面应力状态和弯曲应力状态的两种刚度矩阵组合而得到。对于平面应力状态推导出单元刚度矩阵:

$$K_{ij}^{(m)} = \iint (B_i^{(m)})^T D^{(m)} B_j^{(m)} dx dy \quad (1)$$

其中“ m ”表示薄膜应力状态。在平板弯曲状态的情况, 可得单元刚度矩阵:

$$K_{ij}^{(b)} = \iint (B_i^{(b)})^T D^{(b)} B_j^{(b)} dx dy \quad (2)$$

其中“ b ”表示弯曲状态。组合上述的两种状态之后, 就可以得到薄板壳单元刚度的表达式。需要指出的是在局部坐标系中, 节点位移参数不包含 θ 项。但为将局部坐标转化到总体坐标系中, 并进行集成, 需要将 θ 包括在节点位移的参数中。这样

收稿日期: 2000- 11- 23; 修订日期: 2001- 05- 14

基金项目: 航空发动机结构强度“九、五”项目预研课题(24 8 1 26)

作者简介: 齐红宇(19-), 男, 南京航空航天大学动力工程系 202 教研室, 博士生

节点的位移向量表示为:

$$a_i = [u_i \ v_i \ w_i \ \theta \ \theta \ \theta]^T \tag{3}$$

则薄板壳单元的刚度矩阵表示如式(4):

$$K_{ij} = \begin{bmatrix} K_{ij}^{(m)} & 0 & 0 \\ 0 & K_{ij}^{(b)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4}$$

其中: $[k_{ij}^m]$, $[k_{ij}^b]$ 分别为平面应力问题和薄板弯曲问题的相应子矩阵。

在一般的情况下, 组成层合板的正交各向异性铺层单层厚度很薄, 层数较多。研究表明通常只要铺层组数大于 8, 其耦合项的影响就变得很小了, 耦合项对屈曲载荷的影响已处在工程允许的误差范围内, 可以将其看成正交各向异性层合板。在工程应用中, 通常采用线性屈曲控制方程求解临界载荷, 然后再根据实验结果修正。应用有限单元法进行屈曲临界载荷的求解, 实质是求特征值问题。求出的最小特征值对应的载荷称为屈曲临界载荷^[5]。

3 复合材料机匣屈曲的有限元分析

本文针对 T300/BM P-316 复合材料进行屈曲分析, 其单向层合板的基本力学性能(室温): 纵向拉伸模量 E_{1t} 为 128.8 GPa; 横向拉伸模量 E_{2t} 为 8.3 GPa; 纵向压缩模量 E_{1c} 为 124.9 GPa; 横向压缩模量 E_{2c} 为 10.1 GPa; 纵横剪切模量 G_{12} 为 4.1 GPa; 主泊松比 ν_1 为 0.355。层合板的铺层方式 $[-45^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ 。为了解该层合板屈曲的基本特性及了解有限元建模与进行复合材料结构屈曲分析的有效性, 在进行复合材料机匣建模与屈曲分析之前, 先进行层合板的屈曲分析研究。

3.1 复合材料层合板屈曲分析

计算采用的层合板为矩形板, 几何尺寸如表 1。分析采用两种边界条件, 第一种为四边固支的情况, 采用 C_1 类位移边界条件。而第二种为三边简支、一边自由的情况, 采用 S_1 位移边界条件^[5]。施加第一种边界条件时, 对层合板进行结构离散共划分 450 单元, 496 节点, 2342 个自由度。施加

表 1 T300/BM P-316 层合板的几何尺寸

边界条件	宽厚比	长度/mm	宽度/mm
四边固支	40	400	100
三边简支一边自由	40	180	100

第二种边界条件时, 对层合板进行结构离散 800 个单元, 861 个节点, 4122 个自由度。

表 2 复合材料层合板的计算结果

边界条件	数值结果	理论结果	相对误差
四边固支	41.17 kN	39.7 kN	3.5 %
三边简支一边自由	3.35 kN	3.34 kN	0.29 %

运用 NASTRAN 有限元程序计算复合材料层合板的屈曲临界载荷。计算的结果列于表 2。可以看出用有限元数值计算方法求得的层合板屈曲强度与理论值相比, 最大相对误差为 3.5%, 最小的只有 0.29%, 表明应用线性有限元数值计算复合材料层合板的屈曲临界载荷是可以满足工程要求的。同时从计算结果还可看出边界条件对屈曲临界载荷是影响很大的, 固支与三边简支、一边自由之值相差达到 87% 之多。

3.2 复合材料机匣屈曲的有限元分析

从板壳理论知, 线性板壳理论是建立在 Kirchhoff-Love 假设基础上的应用弹性力学理论。运用线性板壳理论分析薄壳结构的应力和屈曲是可以满足工程需要的。

本文中提及的复合材料机匣结构的 h/R_{min} 值在 $1/173 < h/R_{min} < 1/50$ 范围内, 满足 $h/R_{min} \leq 1/20$ 的薄壳结构要求。

本文运用建立在线性薄壳理论基础上的有限元理论对机匣进行应力和屈曲分析是能满足工程设计要求。

3.2.1 发动机机匣结构

复合材料机匣的结构简图如 1 所示。为了绘制方便, 仅画出复合材料机匣结构的上半部分。复合材料机匣总长度为 S 的圆锥形薄壳体。其中 A 部为前安装边, 此边由 TiC-4 金属材料制成; B、C 部是为 32 层复合材料和一层为 TiC-4 金属层组成的广义层合板; D 部分包含复合材料铺层层数从 32 层过渡到 20 层的变厚度的区段(即 L、K 部分)和复合材料铺层层数为 20 层复合材料(主铺层)段, 从图 1 中看出机匣在此段为有一定锥角的锥体; 其中的 E 部分为后安装边, 由 TiC-4 金属制造而成; F 和 G 部分分别为上、下机匣体的 TiC-4 金属板(其中 F 为内金属板, G 为内部金属板), 此上、下机匣是靠 TiC-4 金属板及螺栓和铆钉相联在一起的。在处理机匣的这部分时, 采用把内外层金属视为层合板的二个 0 铺层, 只不过这

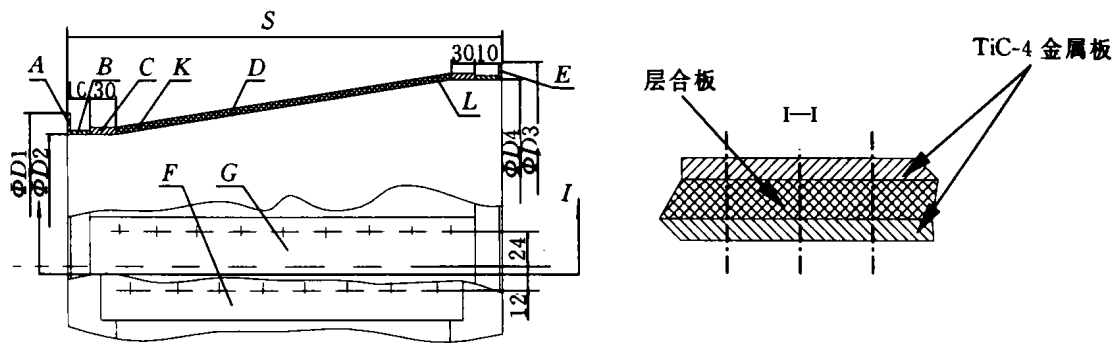


图 1 机匣的结构简图

一层的性质是各向同性, 进而得到各向异性的层合板。但此层合板不是真正意义上的层合板, 用有限元计算这种层合板的整体应力和应变是准确的, 而层间应力是不准确的。金属机匣较多地采用钎焊结构, 为增大其刚度常常用加强筋和加强环等^[6]。

复合材料机匣利用复合材料的可设计性, 采用变厚度和 TiC-4 夹层结构形式增大刚度。如图 1 中 C, L, F 和 G 部分。板壳单元是以结构中面进行划分的, 由于厚度的不同会产生单元节点不能联接。本文采用以图 1 中 D 部分的中面为基准, 由 D 部分向机匣两端外推, 如果由于变厚度造成节点不能连接, 则把不能连接的部分沿径向平移, 使节点连续。这样造成结构尺寸误差最大的地方只有 0.375 mm, 最小为 0.0625 mm 可以满足工程要求。计算金属机匣时, 一般用两种或两种以上的单元的进行结构离散, 如板壳元和直梁单元等, 这样必然给计算带来误差。而复合材料机匣由于结构的特点, 只需要采用一种单元进行结构的离散即可。机匣的前后安装边采用板壳单元, 如 A 部分与 B 部分的联接是靠结构中的圆角来过渡的, 此处划分的网格很密。另一端也雷同。在机匣屈曲状态的分析中, 将单元的长宽比控制在 3.5

以内, 用四节点薄板壳单元共划分 11242 个单元, 14789 个节点和 55272 个自由度。在 PIII500, 内存 128M 的计算机上共运行 1 小时 30 分钟。本文仅对机匣受轴向压力、外压、扭矩单独作用的屈曲进行分析。另本文屈曲分析仅限于线性、无初始缺陷、无损伤的情况下, 不考虑层间应力和横向剪切应力对结构的影响。机匣的有限元网格划分如图 2 示, 取圆柱坐标为局部坐标系。其中“1, 2”为机匣壳体的上下顶部, 与图 2 中 R 的坐标方向的延长线相交。图 2 中的“3, 4”为连接上下机匣的金属夹层部分, 与 T 为 0 时的延长线相交。

3 2 2 机匣结构的位移和力的边界条件

复合材料机匣结构的后安装边(如图 1 中的“E”部分)位移边界条件在圆柱坐标系中, 是固支的位移条件, 即约束了 3 个平动和 3 个转动位移分量。机匣的前安装边的位移边界条件为 1 个平动(沿机匣的轴向平动)和 2 个转动(绕 R, θ 轴的转动)等 3 个位移分量受到约束。机匣结构共受 3 种载荷的作用, 第一种载荷为机匣前安装边端部面上的轴向力, 此处将其转换成端部的均匀面力。第二种载荷为机匣前安装边端部受扭矩和第三种载荷机匣前安装边端部受内压。

3 2 3 机匣受轴向端部压力时的屈曲分析

从图 3 的屈曲变形的情况可知, 金属夹层板处没有发生屈曲变形, 说明金属夹层板起到对机匣增强抗屈曲的作用。对于整个机匣来讲, 由于屈曲的部位并没有发生在金属夹层板处, 因此机匣受端部轴向压力作用时的屈曲是属局部屈曲。

从图 3 中的屈曲变形情况可知, 机匣的轴向屈曲的半波数为 6。经线性屈曲分析, 得复合材料机匣端部受轴向压力作用的屈曲临界载荷为 1372.4 kN。

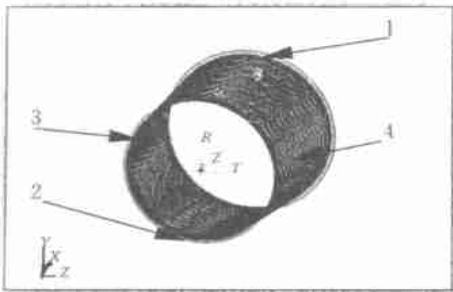


图 2 机匣结构的有限元网格图

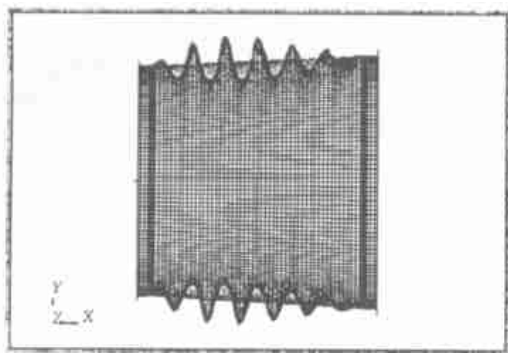


图3 机匣受轴向压力屈曲变形

3.2.4 机匣受扭矩时的屈曲分析

从图4屈曲变形的情况可知,发生屈曲变形

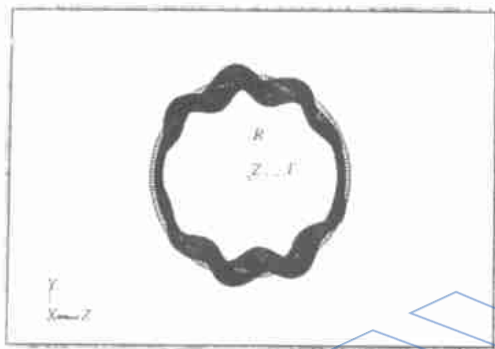


图4 机匣受扭矩的屈曲变形

最大的部位是在机匣的上下壳体的顶部。金属夹层板(图1中的“F, G”部分)的屈曲变形比较小,说明金属板起到抗屈曲作用。从图4看出屈曲未发生在金属夹层板处,因此机匣的扭矩作用下的屈曲变形也是局部屈曲,且沿机匣圆周方向的屈曲半波数为14。经过线性屈曲分析,机匣在正负两种载荷作用时的临界载荷分别为-4120.9 Nm和4121.7 Nm。所得的正负扭矩的临界载荷略有偏差,二者相差不到0.02%,满足工程要求。

3.2.5 机匣受内压时的屈曲分析

在工程实际当中,机匣受载荷是内压。由对机匣结构的受力特点可知,内压不易使机匣发生屈曲失稳。内压作用将有利于机匣抗屈曲特性的改善。运用线性有限元计算受内压机匣屈曲临界载荷为负值,这说明机匣只有受外压的情况才能产生屈曲。计算后得到复合材料机匣的屈曲变形结果如图5所示。

从图5受外压作用下屈曲变形的情况可知,发生屈曲变形最大的部位是机匣的上下壳体的顶部(图2中的“3, 4”),而金属夹层板处(图2中的

“1, 2”)并没有发生屈曲。故机匣发生的屈曲还是

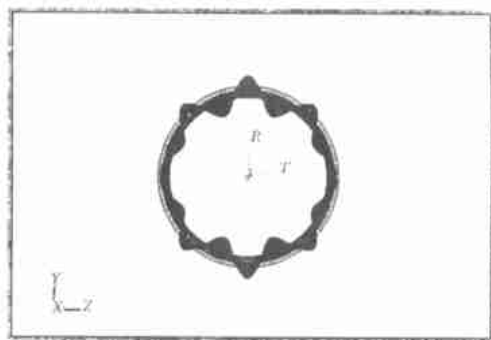


图5 机匣受外压屈曲变形

属于局部屈曲现象。从图5可以看出机匣的屈曲变形沿着圆周方向的半波数为14。经过线性有限元屈曲计算得到的屈曲临界载荷-0.0678 MPa,是负值。说明只有外压才能够使机匣发生屈曲,而内压不会导致屈曲现象。

4 结 论

(1) 从对层合板的屈曲分析看出边界条件对屈曲临界载荷大小影响是很大的, T300/BM P-316层合板在两种固支与三边简支、一边自由的边界条件下的屈曲临界载荷相差达到87%之多。

(2) 由机匣的屈曲分析知,无论是轴向压力还是扭矩和外压等,机匣的屈曲部位均发生在机匣的上下壳体的顶端,而金属夹层板没有发生屈曲。说明金属夹层板可起到提高机匣屈曲临界载荷的作用。因本文采用的是线性有限元分析方法,尽管能够描述机匣屈曲的规律,但是要获得更精确的屈曲临界载荷值还要通过实验进行适当的修正。

(3) 从轴压作用的屈曲变形知,屈曲的半波数为6,且沿机匣轴向方向发生屈曲。而扭矩、外压作用下的屈曲半波数均为14,且沿机匣的圆周方向上发生屈曲。

参考文献

- [1] 航空航天工业部科学研究院编 航空复合材料技术成果文集[C]. 北京: 航空工业出版社, 1993: 90, 21.
- [2] Suemasu H, Gocuk K, et al Compressive Buckling of Rectangular Composite Plates with Free-Edge Delamination[J]. AIAA Journal, 1995, 33: 312- 319.
- [3] 卓曙君等 复合材料加筋柱壳的稳定和振动相关性研究, 复合材料及其结构的力学、设计、应用和评价[M]. 北京: 北京大学出版社, 1998: 109.
- [4] Kim K, Voyiadjis G Z Buckling Strength Prediction of

CFRP Cylindrical Panels Using Finite Element Method
[J] Composites Part A: Applied Science and
Manufacturing, 1999, 30A (9): 1092

[5] 李顺林等 复合材料工作手册[M] 北京: 航空工业出版社,
1987: 221.

[6] 李达明 有限单元法在燃气涡轮发动机零件强度计算中的
应用[M] 北京: 国防工业出版社, 1987: 265

(责任编辑 王震华)

FEA Method for the Critical Buckling Load
of Aeroengine Composite Case

Q I Hong-yu¹, W EN W ei-dong¹, Q I Hong-yuan², W AN G L in-jiang¹

- 1 Department of Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China;

2 College of Mechanical & Electric Engineering, Northern Jiao tong University,
Beijing 100044, China

Abstract: The advanced composite material as a new material has been developed since 1960's. Now laminated continuous fiber-reinforced composite materials are being used in some primary components in aircraft structures. Using linear shell and buckling theory and modeling finite element, this paper analyses the buckling of laminated plate and composite aeroengine case. At the same time some advice on engineering design is given.

Key words: composite material; aero-engine case; finite element analysis; buckling

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP331- 334)

A Study of Probability Distribution
of Multiparameter Load Spectrum Combination

SONG Ying-dong¹, W EN W ei-dong¹, GAO De-ping¹, ZHANG Yong²

- 1 College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China;

2 Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: A method of multiparameter load spectrum formulation for aeroengine is provided. Firstly, according to the loading condition of the engine component, a parameter is selected as the nom. Secondly, the biparameter tables from the initial multiparameter load-time histories are made. Thirdly, by performing a statistical analysis of biparameter table data, the dependency relationships and interval spaces among the parameters can be obtained, and the pseudo-parameters are determined. Fourthly, the pseudo-biparameter tables are deduced from the initial multiparameter load-time histories, and the marginal and conditional probability distributions of the concerned parameters can then be estimated. Finally, based on probability theory the joint probabilities of any parameter combinations are calculated. Using this method, the paper deals with the multiparameter load spectrum of a fighter engine, and provides the joint probabilities of the combination between three directional overload coefficients and the engine rotational speed.

Key words: load spectrum; probability distribution; multiparameter system; statistics