

航空发动机转子系统模拟支承设计与刚度计算

程小勇¹ 陈果¹ 李成刚² 王晶¹ 王海飞¹

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 210016;

2. 沈阳航空发动机设计研究所 强度振动技术中心, 辽宁 沈阳 110015)

摘要:为了进行实际航空发动机转子系统组装状态下的模态试验,模拟实际航空发动机转子支承刚度,设计了转子支承结构,在CATIA软件中建立了支承的三维实体模型,将三维模型导入ANSYS Workbench中,采用自动生成网格,考虑到不同的网格划分大小对结果的影响,对支承的不同结构划分了不同大小的网格。为了精确计算支承刚度,对轴承座采用空心轴内表面上加面力、空心轴外表面上加轴承载荷、轴承外圈内表面上加轴承载荷三种施加载荷方式,并进行了计算结果比较,结果表明,支承设计满足了实际航空发动机的转子支承刚度需求,转子支承刚度的计算方法正确可靠。

关键词:航空发动机; 转子支承; 有限元分析; 静刚度计算

中图分类号: V231.9 文献标识码: A 文章编号: 1671-654X(2012)06-0009-04

Rotor Support Simulation Design and Equivalent Stiffness Computation for Aero-engine

CHENG Xiao-yong¹, CHEN Guo¹, LI Cheng-gang², WANG Jing¹, WANG Hai-fei¹

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Strength and Vibration Technique Center, Shenyang Aero-engine Design Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to carry out the modal testing of the actual aero-engine rotor system in assembly state and simulate the stiffness of the actual aero-engine rotor support, in this paper, we design the rotor support structure, a three-dimensional solid model that simulates the rotor support is created by CATIA software, then is imported into the ANSYS Workbench software, the FE model is meshed by automatic grid generation technique, considering the effect of different mesh size on the results, the different parts of the support are divided into different size. In order to calculate the stiffness accurately, the load is acted on the bearing pedestal through three methods: surface force on the inner surface of the hollow axis; bearing load on the outer surface of the hollow axis; bearing load on the inner surface of the outer ring of the bearing. Finally the calculated results of three methods are compared and the results show that this rotor support meet the stiffness requirements of the actual aero-engine rotor support, the methods of the stiffness calculation of the rotor support is correct and effective.

Key words: aero-engine; rotor support; finite element method analysis; static stiffness calculation

引言

刚度体现的是结构在外部作用力下抵抗变形的能力,刚度的大小不仅受边界条件、几何形状和外作用力的施加形式的影响,还受到结构本身材料特性的影响,比如弹性模量等。为保证航空发动机能够安全稳定地工作,避免航空发动机在工作的过程中出现较大的振动,在研究设计航空发动机的过程中必须明确发动机转子的临界转速。相关文献研究^[1-3]表明,影响航空

发动机临界转速的因素有很多,主要包括:支承刚度、材料性质、转子刚度以及质量等,其中支承刚度是最为主要的影响因素^[4-6],而且是最容易调整的参数。实践证明,支承刚度的值对于航空发动机转子的临界转速有较大的影响^[7],一般而言,航空发动机弹性支承转子的临界转速比刚性支承转子的临界转速低10%~30%,有的甚至降低40%,而且,下降的幅度随着临界转速阶次的增高越加明显。

由于进行整机航空发动机模态试验比较困难^[8],

收稿日期:2012-08-21

基金项目:国家安全重大基础研究项目资助(613139)

作者简介:程小勇(1987-),男,江苏如皋人,硕士研究生,主要研究方向为航空发动机状态检测与整机振动分析。

机匣结构在整机系统中其作用是为转子提供支承,因此,可以通过设计支承结构,模拟实际航空发动机转子的支承刚度,从而在实验室内进行转子组装状态下的模态试验,并以此了解转子的固有振动特性。鉴于此,本文专门设计了实际航空发动机的转子支承结构,利用 CATIA 软件进行了支承实体建模,然后采用 ANSYS Workbench 软件建立支承有限元模型,对支承模型进行静刚度分析,并利用不同计算方法进行了比较分析。

1 实际航空发动机支承刚度需求

某型航空发动机的总体支承示意图如图 1 所示,机匣结构包括风扇机匣、中介机匣、外涵机匣、内涵机匣等,本文模拟了其中包括的 4 处支承结构,每一处都有相应要求的静刚度设计值,其具体值列在表 1 中。本文取支点 2 处支承介绍建模以及仿真计算过程,其他支点处取相同方法进行设计与计算。

表 1 发动机支点处要求刚度值

支点序号	刚度值/N/m
1	1.600e7
2	1.000e8
3	5.000e7
4	1.250e7

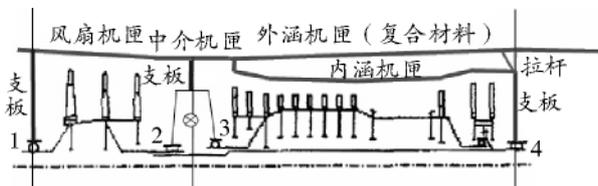


图 1 发动机总体示意图

2 基于 CATIA 的三维建模

利用 CATIA 软件实现支承结构的建模,为后续的 ANSYS Workbench 仿真计算提供便利,省去了结构设计中的螺栓连接若干处。为了模拟实际航空发动机结

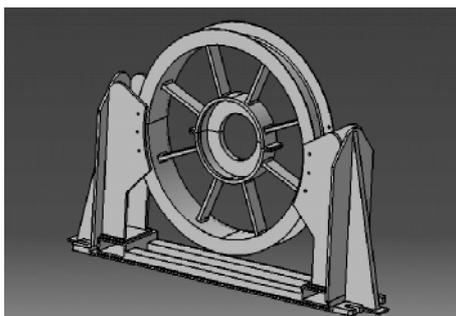


图 2 基于 CATIA 的支承三维模型

构,在设计中,将支承的结构设计为由底座、机匣、支板和轴承座组装而成。基于 CATIA 软件的支承三维模型如图 2 所示。

3 基于 ANSYS Workbench 的支承刚度的计算

对于转子支承,为了模拟实际的支承刚度,需要对支承结构进行尺寸参数的调整以达到设计目的值,其主要方法是通过改变支板的个数与尺寸来达到给定的刚度值要求。支承刚度设计的流程图如图 3 所示。

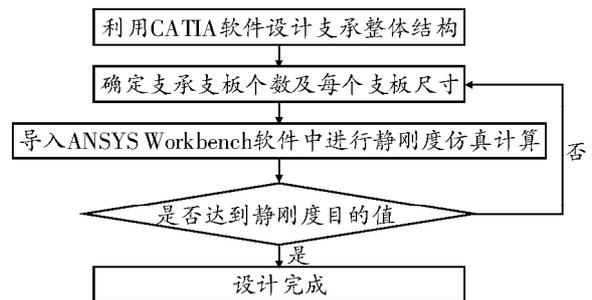


图 3 支承设计流程图

3.1 仿真计算方案

在支承设计中,刚度计算尤为重要,本文将分别计算支承垂向和横向刚度。

对支承指定方向上施加载荷 F ,根据变形特征线上节点的变形,得到此方向上的静刚度为:

$$K_{yi} = F/y_i \tag{1}$$

$$\bar{K}_y = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N K_{yi} \tag{2}$$

其中: N 为变形特征线上的节点数, F 为面力, y_i 为变形特征线上的节点 i 在此方向的位移, \bar{K}_{y_i} 为根据节点 i 得到刚度, \bar{K}_y 为刚度的平均值。

本文仿真计算的支承,每个支承处计算了垂直、水平方向的支承刚度,为了对计算结果进行比较分析,增加设计的可靠性,本文对每个支承每个方向的刚度计算中又分了 3 种方案,分别是:空心轴内表面上加面力、空心轴外表面上加轴承载荷、轴承外圈内表面上加轴承载荷,为了便于区分,对每一种方案进行了定义。

方案 1 是假设在轴承的支座内孔套上一空心轴,在轴内圈下半面上施加载荷;方案 2 是在简化的空心轴外表面上施加轴承载荷;方案 3 是假设在轴承支座内孔套上轴承,而不套空心轴,在简化的轴承外圈内表面上加载轴承载荷,在 ANSYS 中载荷施加的方式如图 4 所示。

3.2 仿真计算

3.2.1 有限元网格划分

将建好的模型从 CATIA 中导入 ANSYS Work -

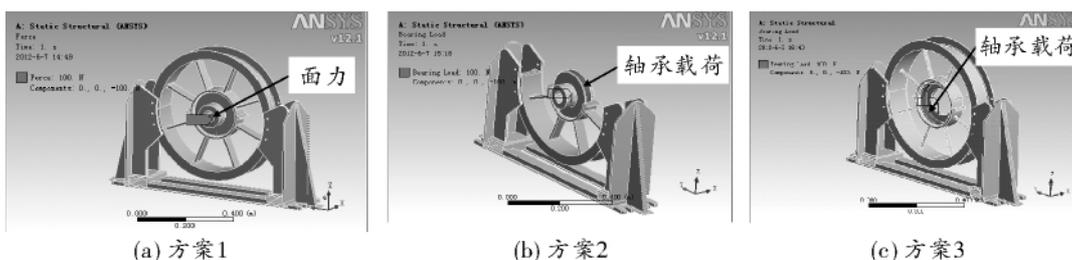


图 4 三种载荷施加方案

bench 通常的方法是将 CATIA 中的模型保存副本为 stp 格式,然后在 ANSYS Workbench 的 Static Structural (ANSYS) 的 Geometry 中导入。材料的特性参数为泊松比 $\mu = 0.3$; 密度 $\rho = 7\ 850\ \text{kg/m}^3$; 弹性模量 $E = 2.0 \times 10^{11}\ \text{Pa}$ 。ANSYS Workbench 中 Engineering Data 中默认设置为普通钢,不需更改。根据实际工作过程中的受力情况,对支承进行底座的全约束。在 ANSYS Workbench 中,网格划分方法包含若干种方法,本文计算比较了不同的网格划分大小对结果计算的影响,对支承的不同结构划分了不同的大小进行比较计算,因为等效的轴和轴承结构规则,底座上除连接部分对刚度影响较小且结构简单,故平均单元边大小设置为 Default; 底座上跟支承连接部分平均单元边大小设置为 $0.01\ \text{mm}$; 综合考虑划分对结果的影响和计算时间,轴承座平均单元边大小设置为 $0.008\ \text{mm}$ 。对支承 2 划分网格如图 5。

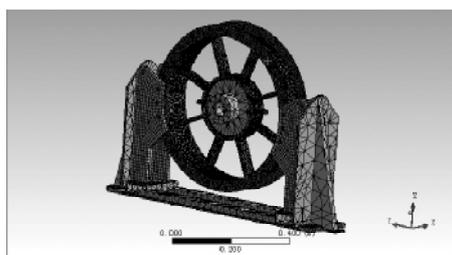


图 5 支承 2 的有限元模型

3.2.2 仿真计算

对建好的支承有限元模型分别使用静力学分析进行仿真计算,得到支承的垂向、水平方向的刚度值。利用前面建立好的支承有限元模型,对支承采用轴上加面力、轴上加轴承载荷、轴承上加轴承载荷三种方法分别施加垂向、水平方向的载荷,力的大小为 $100\ \text{N}$,选择静态分析。

选用 3 种方案,分别在空心轴内表面上加面力、在空心轴外表面上加轴承载荷、在轴承外圈内表面上加轴承载荷,进行有限元运算后,导出得到节点在力作用下的垂直、水平方向的变形。根据刚度的定义,通过计算分别得到了支承垂向、水平方向的静刚度值。

3.2.3 计算结果对比

利用 ANSYS Workbench 仿真计算,得到了支点处支承的静刚度仿真值,为了对比不同加载载荷方法的正确性,将每种方法的计算结果进行对比,详细的对比情况如表 2 所示。

表 2 支点 2 处支承静刚度对比

方案序号	支承垂向静刚度/N/m	支承横向静刚度/N/m
1	9.52 E7	7.70 E7
2	9.52 E7	7.70 E7
3	8.77 E7	7.14 E7

采用相同的方法对支点 1、3、4 三处的支承用同样的方法进行三维建模以及 ANSYS 仿真,得到了每个支承的静刚度仿真值,将垂直方向三种方法的结果列于表 3,水平方向的计算结果列于表 4。

表 3 支承垂直方向静刚度

方案	支承 1 静刚度/N/m	支承 2 静刚度/N/m	支承 3 静刚度/N/m	支承 4 静刚度/N/m
方案 1	1.58 E7	9.52 E7	4.90 E7	1.27 E7
方案 2	1.58 E7	9.52 E7	4.90 E7	1.27 E7
方案 3	1.55 E7	8.77 E7	4.15 E7	1.32 E7
设计值	1.60 E7	1.0 E8	5.0 E7	1.25 E7

表 4 支承水平方向静刚度

方案	支承 1 静刚度/N/m	支承 2 静刚度/N/m	支承 3 静刚度/N/m	支承 4 静刚度/N/m
方案 1	1.30 E7	7.70 E7	4.52 E7	1.11 E7
方案 2	1.30 E7	7.70 E7	4.52 E7	1.11 E7
方案 3	1.27 E7	7.14 E7	3.77 E7	1.12 E7
设计值	1.60 E7	1.0 E8	5.0 E7	1.25 E7

通过表 2 每个方案之间的对比,可知方案 1 和方案 2 结果一致,方案 3 计算结果与前两种方案最大有 10% 左右差别,因为前两种方案接近于实际情况,在方案 3 中未考虑轴承内圈套上轴的实际情况故计算误差较大。所以采用方案 1 和方案 2 的计算方法更为可靠。

通过表 3 与表 4 之间的对比,可知每个支承的横向刚度值都低于垂向刚度值,但都在 50% 以内,这与

和实际情况相符。结果表明两个方向得到的计算数据是有效的。

4 结论

1) 设计了转子支承三维 CATIA 模型 并建立了对应的有限元模型 在 Static Structural 中对不同零件采用不同网格大小进行网格划分 并施加载荷 从而算得了支承的刚度值。

2) 通过对比 3 种方案得到的结果 在实际计算过程中 可以采用在空心轴内表面上加面力或空心轴外表面上加轴承载荷的方法来计算支承刚度。

3) 本文研究工作对于航空发动机转子系统的模拟支承设计与刚度计算提供了重要方法和思路。

参考文献:

[1] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册(第 19 分册) 转子动力学及整机振动[M]. 北京: 航空工业出

版社 2000.

[2] 顾家柳. 转子动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
 [3] 蔡显新, 王月华, 郭小军. 航空发动机转子支承系统的优化设计[C]. 第八届全国转子动力学学术讨论会论文集, 2008.
 [4] 洪杰, 王华, 肖大为, 等. 转子支承动刚度对转子动力特性的影响分析[J]. 航空发动机, 2008, 34(1): 24 - 27.
 [5] Nelson H D, Mc Vaugh J M. The Dynamics of Rotor-Bearing Systems Using Finite Elements [J]. J. of Eng. for Indus. Trans. ASME, 1976, 98(2): 593 - 600.
 [6] Gasch R. Vibration of Large Turbo-Rotors in Fluid-Film Bearing on an Elastic Foundation [J]. J. of Sound and Vib., 1976, 47(1): 53 - 73.
 [7] 夏松波, 汪光明, 黄文虎, 等. 涡轮机支承动刚度及其对转子临界转速的影响[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1979, 28(1): 84 - 94.
 [8] 赵文涛, 陈果, 李琼, 等. 航空发动机机匣支承动刚度有限元计算及验证[J]. 航空计算技术, 2011, 41(5): 35 - 41.

(上接第 4 页)

生成航迹如图 3 所示。

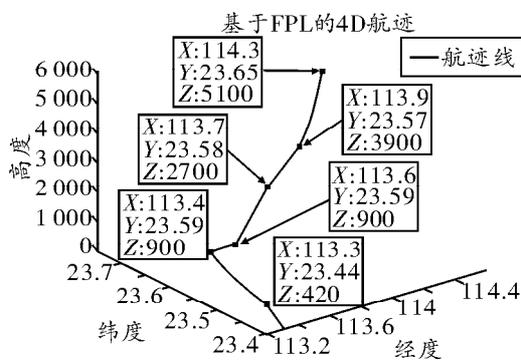


图 3 航迹生成图

如表 3 所示 根据风的计算模型 由公式(6) 得到该飞行高度的估计风速 将风的影响因素考虑在内 假定航路点过点高度不变 并结合航迹预测模型重新计算过点时间和速度 则加入风的影响因素后的实际过点时间的精度有了一定的提高。

将计算出的数据输入到计算机中 通过上文介绍的数据传输方式 运用标准化的 AIDL 语言进行快速而准确的地空通信 从而更加准确地消除可能存在的潜在冲突 更好地利用空域 提高了空域的利用率。

5 结论

本文在对 4D 航迹预测技术进行理论分析后 将

气象风这一影响实际飞行的重要因素加入到航迹预测模型当中。并基于实时信息共享的地空通信 AIDL 技术思想 实现地面和空中的交互通信从而解决冲突。运用模型计算 证明考虑风的影响因子后 使得预测的航迹更接近于实际航迹 运用 AIDL 语言这一新型的标准化计算机语言进行通信增加了航迹预测的精度 保障了航空交通运输的安全高效运行。

参考文献:

[1] 王超, 郭九霞, 沈志鹏. 基于基本飞行模型的 4D 航迹预测方法[J]. 西南交通大学学报, 2009, 44(2): 295 - 300.
 [2] Miguel A Vilaplana, Eduardo Gallo, Francisco A Navarro. Towards a Formal Language for the Common Description of Aircraft Intent [C]. 24th Digital Avionics Systems Conference, 2005.
 [3] Miguel A Konyak, Dan Warburton, Javier Lopez-Leones. A Demonstration of an Aircraft Intent Interchange Specification for Facilitating Trajectory-Based Operations in the National Airspace System [C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit 2008.
 [4] 朱成阵, 程农, 李清. 终端区四维轨迹预测[J]. 系统仿真学报, 2010(S1): 163 - 165.
 [5] 新学梅, 祁伟. 4D 轨迹预测应用系统关键技术研究[J]. 指挥信息系统与技术, 2010(1): 37 - 40.
 [6] 王冉冉, 胡明华, 谢华. 广州终端区进离场航线的四维航迹分析[J]. 江苏航空, 2010(4): 20 - 21.