



南京航空航天大学



基于整机模型的主轴承非稳态载荷分析与 载荷谱编制方法

 答辩人：刘曜宾 (SZ2220002)

 专 业：交通运输

 导 师：陈果 教授

汇报内容

01 绪论

02 航空发动机整机耦合振动模型

03 机动飞行下主轴承载荷的整机振动仿真分析

04 机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析

05 基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制

06 总结与展望

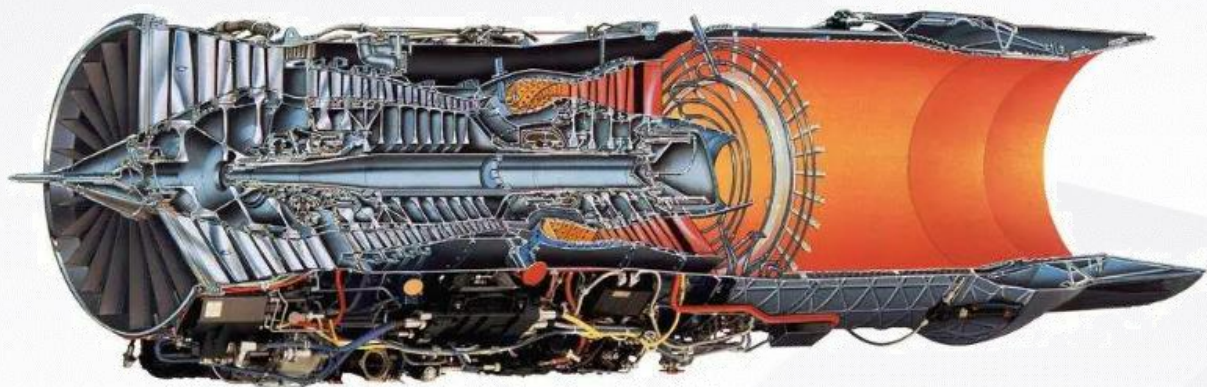
➤ 复杂服役环境下主轴承典型故障宏观动力学研究

项目来源：国家科技重大专项

➤ 基于深度异常检测和元学习的航空发动机主轴承早期故障预警与演化诊断

项目来源：国家自然科学基金面上项目

- 主轴轴承作为航空发动机中的关键部件，承担着**支撑涡轮、压缩机**及其他高速旋转部件的重要职责，是保障发动机稳定运行的基础，既要满足长寿命和高可靠性需求，还要不断适应持续发展**的高速、重载、高温、乏油**等极限工况及**变速、变载**等复杂循环工况。



- 随着现代航空发动机推重比的不断提高，航空发动机主轴承工作环境愈加复杂多变，发动机在机动飞行中的**非稳态载荷显著增加**，对主轴承的受力状况提出了全新挑战。

- 某型国产发动机因主轴承剥落累计发生10余起空中停车事故征候。
- 目前主轴承载荷研究**通常未充分考虑非稳态工况**（例如频繁起飞、着陆以及急加速/减速）对主轴承的复杂载荷影响，这些非稳态工况会导致主轴承**频繁承受较大的轴向和径向过载冲击作用**。
- 由于航空发动机主轴承位于发动机内部，其在机动飞行条件下**承受的载荷难以通过传感器直接测量**，获得相应工况下的轴承载荷成为一大技术难点。



滚动轴承外圈剥落

➡ 主轴承的寿命和可靠性不高是制约我国发展航空发动机的瓶颈问题之一。

➡ 准确仿真和分析主轴承在非稳态工况下的载荷，对于提升主轴承可靠性和优化设计具有重要的工程价值。

轴承内滚道磨损



航空发动机整机振动研究现状

- 目前常用的方法包括**传递矩阵法、有限元法和子结构模态综合法**等。传递矩阵法主要用于计算转子系统的临界转速和不平衡响应，其计算效率高，但在处理复杂边界条件时有所限制。有限元法通过细致的网格划分，能够更准确地表征复杂几何结构的动力学行为。然而，计算量随着模型复杂度的提升成倍增加。子结构模态综合法结合了前两者的优点，将复杂系统分解为多个子系统进行分析，是整机动力学建模的重要工具之一。
- 对于机动飞行下的转子动力学研究，陈曦，甘晓华等**提出了机动飞行状态下转子-弹性阻尼支承系统的动力学建模与分析方法**，郑楠通过引入固定界面模态综合法，**分析了大机动过载条件对转子系统振动响应特征的影响规律**。

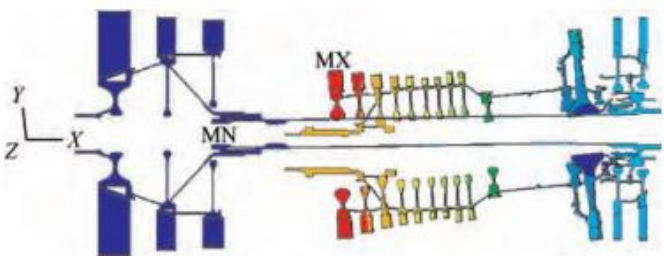


Fig. 6 Mode shape for the critical speed

- 黄太平, 罗贵火. 转子动力学优化设计[J]. 航空动力学报, 1994, 9(2): 113~116.
- Chen L Q, Wang J J, Han Q K, et al. Nonlinear dynamic modeling of a simple flexible rotor system subjected to time-variable base motions[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017, 404: 58~83.
- 杨喜关, 罗贵火, 唐振寰, 等. 高维反向旋转双转子系统的建模方法及动力特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 585~595.
- 陈果. 含复杂滚动轴承建模的航空发动机整机振动耦合动力学模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(09): 2193-2204.
- 洪杰, 宋制宏, 王东, 等. 高速转子系统支承结构及力学特性设计方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(05): 961-970.
- Wang S J, Liao M F, Wei L. Vibration Characteristics of Squeeze Film Damper during Maneuver Flight[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2015, 32(2): 193~197.
- 陈曦, 甘晓华, 任光明, 等. 机动飞行状态下转子-弹性阻尼支承系统非线性动力特性及振动控制[C]//中国振动工程学会非线性振动专业委员会. 2023: 252.
- 郑楠. 大机动过载条件下转子系统动力学建模与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.

航空发动机主轴承故障建模方法研究

- 曹宏瑞等结合中介轴承外圈的运动特性，构建了中介轴承的动力学模型。针对磨损故障，考虑了滚道表面形貌变化和轴承间隙的影响，建立了磨损故障的动力学模型，对于局部损伤故障，重点分析了接触载荷方向的变化，进而构建局部损伤故障模型。
- 马辉等建立了健康状态和局部剥落故障状态下圆柱滚子轴承的有限元模型，分析了故障区边缘单元的等效应力及滚子通过故障区的过程。
- 刘倩楠等考虑由缺陷带来的轴承间隙，以及损伤带来的赫兹接触刚度影响，建立了外圈剥落的双冲击机理模型。李昊泽等针对圆柱滚子轴承外圈故障，考虑故障尺寸与轴承转速，提出一种撞击力的激励函数，依此及案例外圈故障的动力学模型。

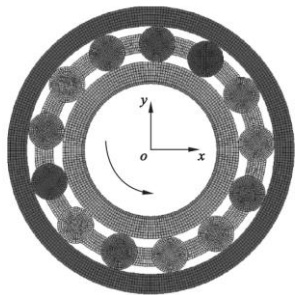


图1 二维滚动轴承有限元模型
Fig.1 A meshed 2-D FE model of rolling bearing

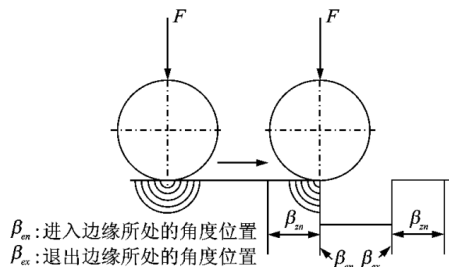


图3 滚珠与外圈之间的接触变形

Fig.3 Contact deformation between ball with outer race

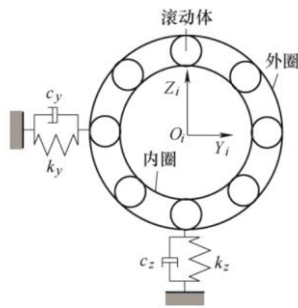


图4 轴承外圈模型

- 曹宏瑞, 景新, 苏帅鸣, 等. 中介轴承故障动力学建模与振动特征分析[J]. 机械工程学报, 2020, 56(21): 89-99.
- 马辉, 李鸿飞, 俞昆, 等. 含局部故障的滚动轴承动力学建模及振动分析[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2020, 41(03): 343-348.
- 刘倩楠, 郭瑜, 伍星. 滚动轴承外圈剥落故障双冲击特征机理建模[J]. 振动工程学报, 2017, 30(04): 670-678.
- 李昊泽, 贺雅, 冯坤, 等. 考虑时变激励的滚动轴承局部故障动力学建模[J]. 航空学报, 2022, 43(08): 87-98.

滚动轴承载荷分析方法与载荷谱编制方法

- 轴承载荷分析方法分为静力学分析、拟静力学分析、动力学分析和拟动力学分析四种；
- 牛蒯楷, 曹宏瑞等提出了一种滚动球轴承局部表面损伤故障的动力学分析方法, 考虑外圈的运动建立了中介轴承动力学模型。E. Hashish.等考虑了陀螺力矩、旋转惯性、剪切变形、内部粘性阻尼、滞后阻尼、线性和非线性刚度, 以及有限轴承和轴承支撑柔性的阻尼, 建立了柔性转子轴承系统。
- 目前对于航空发动机主轴承的载荷谱研究较少, 但我国对于其他旋转器械上的轴承的载荷谱研究较为充分；
- 花菲菲等比较和分析了几种载荷谱编制方法, 并考虑时间相关疲劳分析和损伤编辑法是最有效的出了一种载荷谱加速方法, 应用时域损伤编辑法生成了试验加速谱。陈纪光等提出了一种考虑风载特征的风机主轴承载荷谱编制方法, 采用雨流计数法编制风机主轴承载荷十级载荷谱。

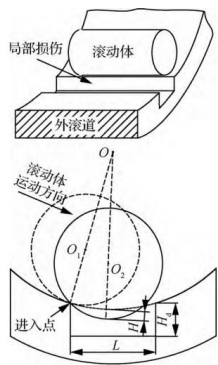


图1 滚动体与局部故障之间的接触关系

Fig. 1 Contact relationship between roller and local fault

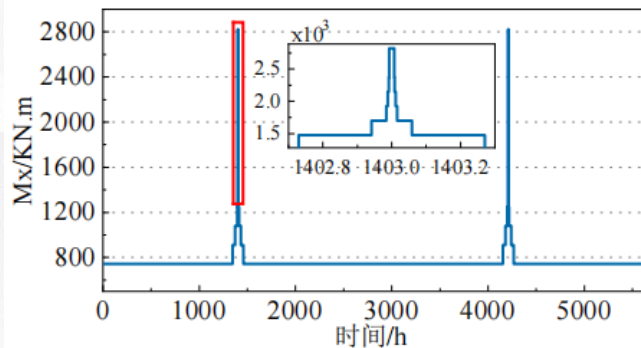


图10 风机主轴承 M_x 方向载荷谱加载方式

- 牛蒯楷, 曹宏瑞, 何正嘉. 具有局部表面损伤的滚动球轴承动力学建模[J]. 振动.测试与诊断, 2014, 34(02): 356-360+401-402.
- E. Hashish, T. S. Sankar, Finite Element and Modal Analyses of Rotor-Bearing Systems Under Stochastic Loading Conditions[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1984, 106(1): 80-89.
- 花菲菲, 郑松林, 冯金芝, 等. 基于时域损伤编辑法的整车道路模拟试验谱编制[J]. 机械强度, 2015, 37(05): 964-971.
- 陈纪光, 王建梅, 袁彦伟, 等. 考虑风载特征的风电机组主轴承载荷谱编制方法[J]. 轴承, 2024, (09): 16-21.

问题提出

1.未考虑非线性因素、误差较大

目前的机动飞行下的转子动力学分析方法不能考虑主轴承的非线性因素、轴向作用力、以及机匣的耦合作用，因此仿真出来的主轴承载荷误差较大。

2.未考虑非稳态工况

目前关于主轴承载荷分析没充分考虑实际飞行任务中机动飞行参数对轴承产生的非稳态冲击作用力。

研究内容

引入轴承非线性力、考虑气动轴向力

引入轴承的非线性力，建立带机匣航空发动机整机耦合振动模型，考虑实际飞行任务的机动飞行参数以及气动轴向力作用，并编制出主轴承载荷谱，并进行分析验证。

基于实际飞参数据

基于实际的飞行参数数据，分析得到机动飞行过程中的非稳态过程点，通过数值仿真方法得到主轴承非平稳载荷仿真分析主轴承的载荷情况。

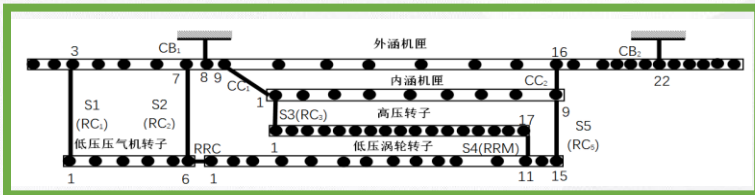
基于整机模型的主轴承非稳态载荷谱分析与载荷谱制定方法



建模

航空发动机整机耦合振动模型

(第二章)



耦合

机动飞行条件

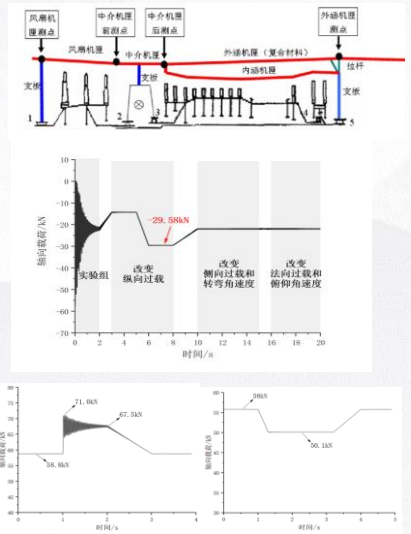
机动飞行下主轴承载荷整机振动仿真

(第三章)

整机模型
及其验证

大机动飞行
对载荷影响

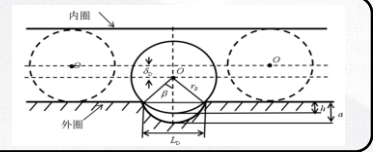
弹射起飞与拦阻
着舰载荷仿真



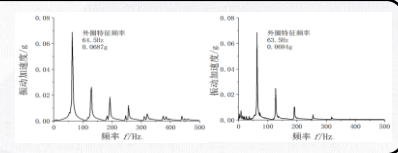
机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析

(第四章)

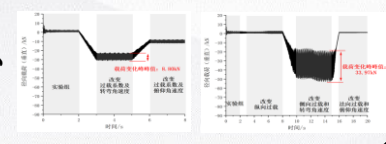
滚动轴承剥落
故障模型



故障模型
试验验证



轴承损伤大小
对载荷影响



基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制

(第五章)

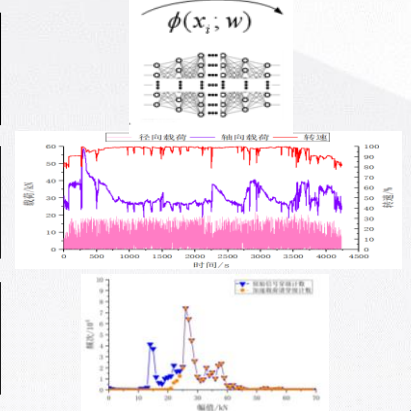
L-P理论

气动轴向力
计算代理模型

加速载荷谱编制

分析与验证

$$L_h = \frac{10^6}{60n_i} \left(\frac{C_r}{P_r} \right)^3$$



汇报内容

01 绪论

02 航空发动机整机耦合振动模型

03 机动飞行下主轴承载荷的整机振动仿真分析

04 机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析

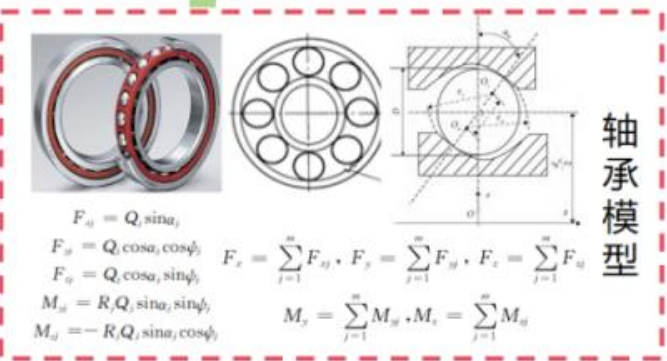
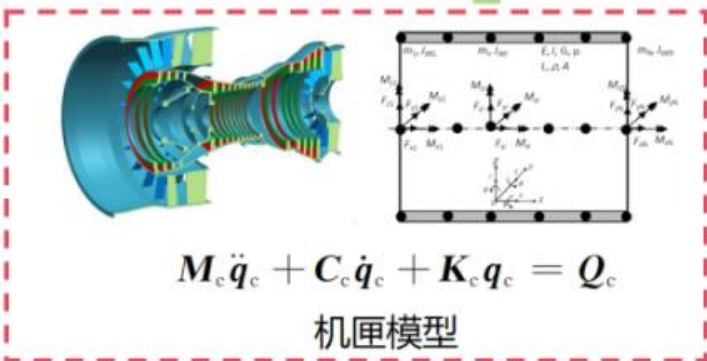
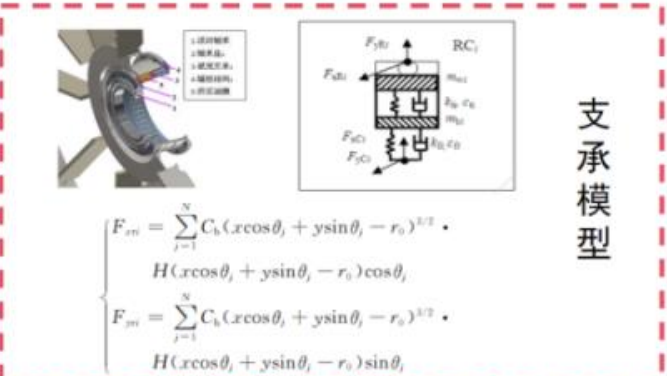
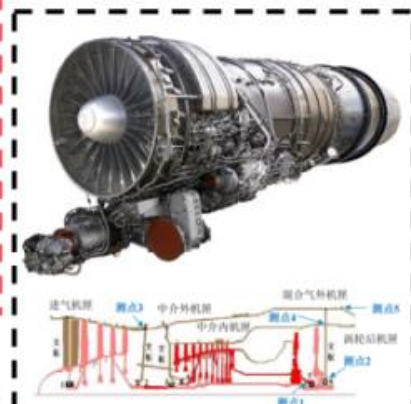
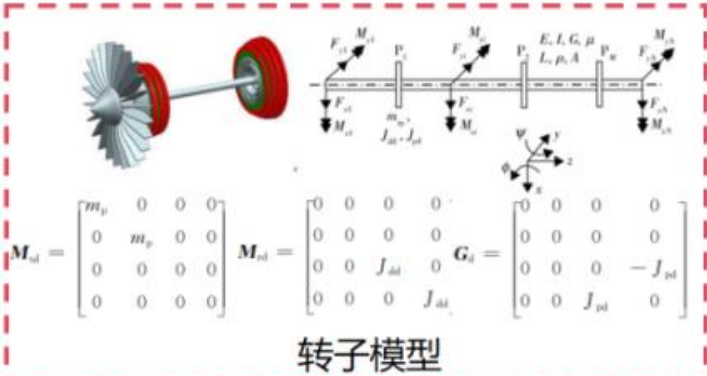
05 基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制

06 总结与展望

转子-支承-机匣耦合动力学建模

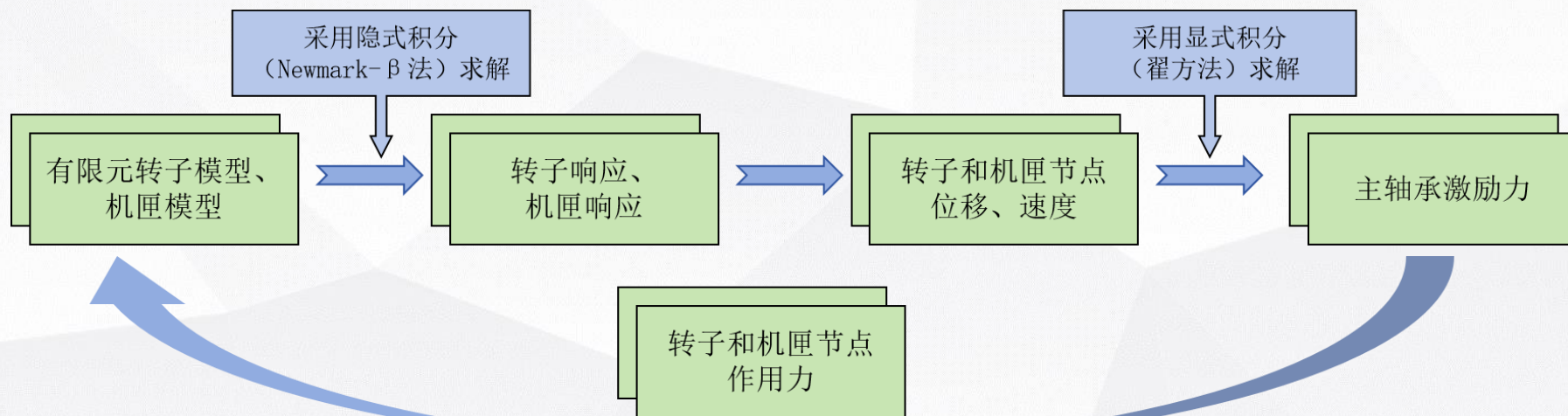
针对某型实际航空发动机，**基于转子、支承、机匣和轴承等关键部件**，建立了整机耦合振动模型。该模型考虑了各部件之间的连接关系及支承系统的相互作用，通过逐步建模各个部件并对它们的连接进行综合分析，最终**形成一个完整的整机耦合动力学模型**。

右图展示了航空发动机整机耦合动力学模型的建模过程。



转子-支承-机匣耦合动力学建模

对于整机耦合动力学的求解问题，由于其计算**包括非线性因素**，计算复杂，本文采用数值积分方法对响应进行求解。对于转子模型、机匣模型，采用**隐式积分（Newmark- β 法）求解**，得到转子与机匣的振动响应，从而得到转子和机匣节点的位移和速度，考虑到轴承与支承连接的非线性因素，采用**显式积分（翟方法）求解**主轴承的激励力，此方法**可以快速高效求解非线性问题**。轴承的激励力反作用给转子与机匣节点，作为输入到有限元转子模型和机匣模型当中，模型的计算求解流程如下图：



模型的计算求解流程

机动飞行下的转子动力学模型

机动飞行过程中，自由度的定义基于转子横截面相对于惯性参考坐标系的运动状态，具体描述包括横截面的平移位移与旋转角度变化，以全面表征转子系统的动力学行为，包括：沿转子轴向的位移 x ，径向的水平位移 y 和垂直位移 z ，以及绕 X 、 Y 、 Z 三轴的旋转角度 θ_x 、 θ_y 、 θ_z 。这种自由度描述方法不仅便于模型在复杂工况下的适配，也为后续的动力学分析提供了清晰的数学表达框架。

机动飞行条件下圆盘单元的运动方程为：

$$M_d \ddot{q}_d + (C_d + \Omega G_d + C_{db}) \dot{q}_d + (K_d + K_{db}) q_d = F_{du} + F_{db} + Q_d$$

式中：

M_d 和 G_d 为不考虑机动动作时圆盘的惯性矩阵和陀螺矩阵；

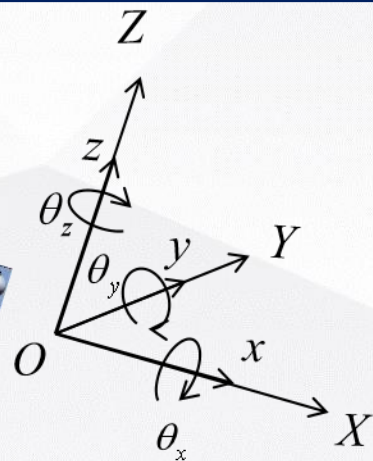
C_{db} 、 K_{db} 和 F_{db} 为机动飞行动作引起的附加阻尼矩阵、附加刚度矩阵以及附加激励力向量；

F_{du} 为圆盘受到的不平衡力；

Q_d 为作用于圆盘的广义外力。



航空发动机



飞机和发动机坐标系示意图

小结

为了后续对航空发动机主轴承的载荷进行仿真计算，探究载荷的变化规律，本章通过有限元法和拉格朗日方程，提出了某型航空发动机的整机耦合振动模型的构建方法。

- **转子-支承-机匣耦合动力学建模：**通过单独建模并耦合转子、支承和机匣，提出了一种考虑部件间非线性作用力的整机耦合动力学建模方法。
- **机动飞行条件下转子系统动力学模型的构建：**通过引入机动飞行参数，推导了圆盘单元在不同机动飞行状态下的运动微分方程。
- 为后续主轴承载荷仿真分析和加速载荷谱编制提供了理论基础和模型支持。

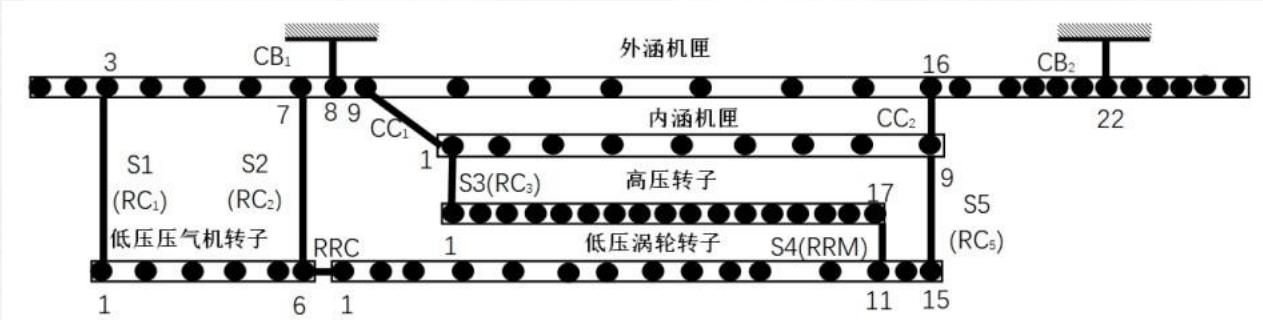
汇报内容

- 01 绪论
- 02 航空发动机整机耦合振动模型
- 03 机动飞行下主轴承载荷的整机振动仿真分析
- 04 机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析
- 05 基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制
- 06 总结与展望

某型航空发动机整机振动模型及其验证



某型双转子航空发动机



整机模型节点示意图

节点对照表

节点号	结构位置
1	进气机匣进口处
3	进气机匣后端面
4	风扇一级机匣后端面
5	风扇二级机匣后端面
6	风扇三级机匣后端面
7	中介机匣前端面
9	中介机匣后端面
16	拉杆外端
35	高压涡轮导向叶片后端
37	低压涡轮二级导向叶片后端
38	拉杆内端
42	风扇轴一支点截面
44	风扇二级截面
48	风扇轴二支点截面
57	低压涡轮轴中部
62	低压涡轮五支点截面
65	低压涡轮二级工作叶片截面
68	高压压气机三支点截面
78	高压涡轮轴中部
80	高压涡轮盘
82	高压涡轮四支点截面

某型航空发动机整机振动模型及其验证

通过响应峰值法，结合试车数据与模型仿真，识别出低压转子的低压激振风扇俯仰模态临界转速，以及高压转子的高压激振高压压气机模态临界转速。临界转速的**仿真结果与实测值计算误差均在10%以内**，表明所构建的整机模型具有较高的模拟精度，能够模拟航空发动机的振动响应。

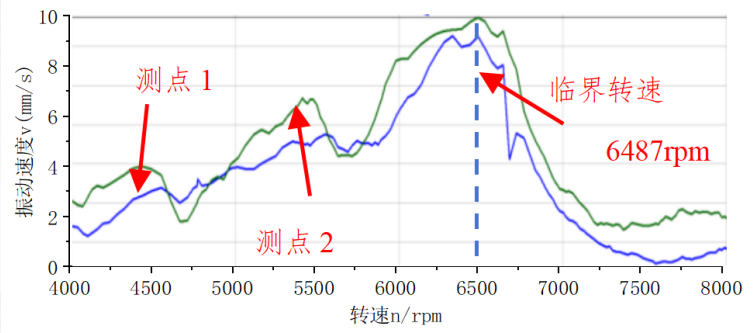


图 3-10 进气机匣测点振动速度实测值

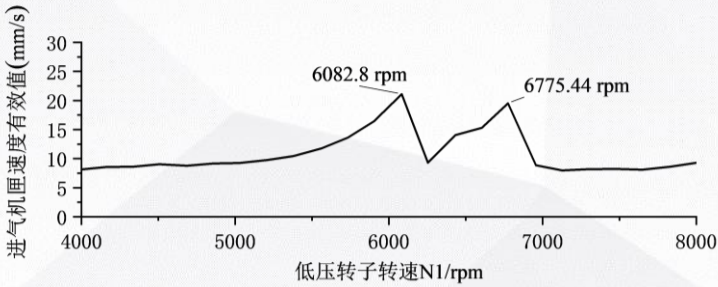


图 3-11 进气机匣测点振动速度仿真值

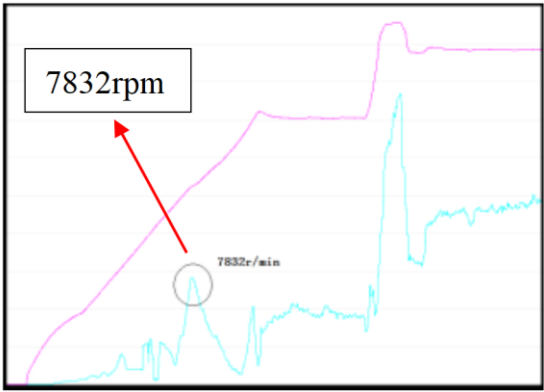


图 3-12 中介机匣测点振动速度实测值

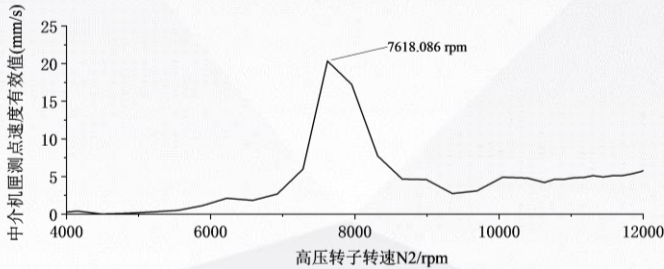


图 3-13 中介机匣测点振动速度仿真值

临界转速	临界转速计算值/(r/min)	临界转速实测值/(r/min)	误差
低压激振风扇俯仰模态	同相俯仰	6082	6.24%
临界转速	反相俯仰	6487	4.44%
高压激振高压压气机模态	7618	7832	2.73%
临界转速			

大机动飞行条件对主轴承载荷的影响规律

根据航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范中对陀螺力矩的仿真要求，从**常规工况与极限工况**两个典型机动飞行场景入手，结合仿真任务历程，分析大机动飞行条件下**主轴承载荷的变化规律**。

常规工况下的机动飞行仿真任务历程

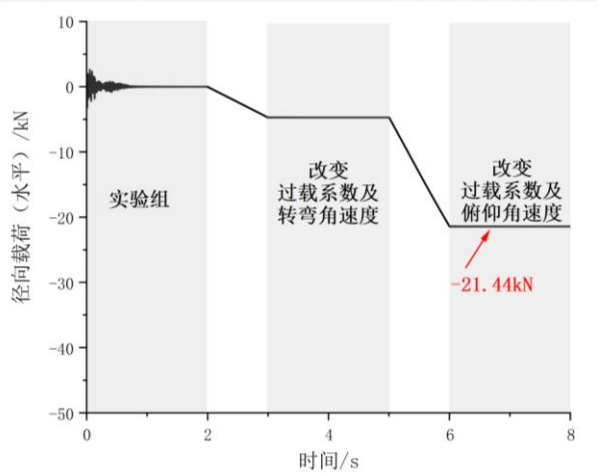
时间/s	N1/rpm	N2/rpm	纵向过载/(m/s ²)	侧向过载/(m/s ²)	法向过载/(m/s ²)	转弯角速度/(rad/s)	俯仰角速度/(rad/s)
0	8880	14675	0	0	0	0	0
2	8880	14675	0	0	0	0	0
3	8880	14675	-30	-40	-98	1.4	0
5	8880	14675	-30	-40	-98	1.4	0
6	8880	14675	-30	-40	-98	0	1.4
8	8880	14675	-30	-40	-98	0	1.4

极限工况下的机动飞行仿真任务历程

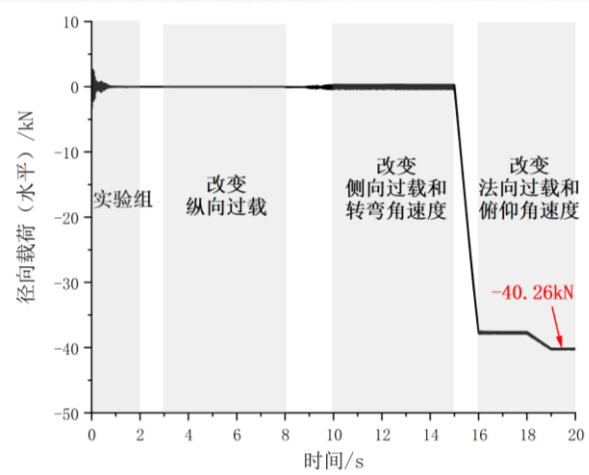
时间/s	N1/rpm	N2/rpm	纵向过载/(m/s ²)	侧向过载/(m/s ²)	法向过载/(m/s ²)	转弯角速度/(rad/s)	俯仰角速度/(rad/s)
0	8880	14675	0	0	0	0	0
2	8880	14675	0	0	0	0	0
3	8880	14675	30	0	0	0	0
5	8880	14675	30	0	0	0	0
6	8880	14675	-30	0	0	0	0
8	8880	14675	-30	0	0	0	0
10	8880	14675	0	9.8	0	3.5	0
12	8880	14675	0	9.8	0	3.5	0
13	8880	14675	0	-9.8	0	3.5	0
15	8880	14675	0	-9.8	0	3.5	0
16	8880	14675	0	0	9.8	0	3.5
18	8880	14675	0	0	9.8	0	3.5
19	8880	14675	0	0	-9.8	0	3.5
20	8880	14675	0	0	-9.8	0	3.5

大机动飞行条件对主轴承载荷的影响规律

将常规工况以及极限工况的飞行任务历程输入航空发动机整机耦合动力学模型，分别进行了详细的动力学仿真分析，**得到了主轴承在不同方向上的载荷变化时间历程**。本文重点分析了3#支点主轴承在**水平方向径向力、垂直方向径向力和轴向力**这三个方向上的变化特性。

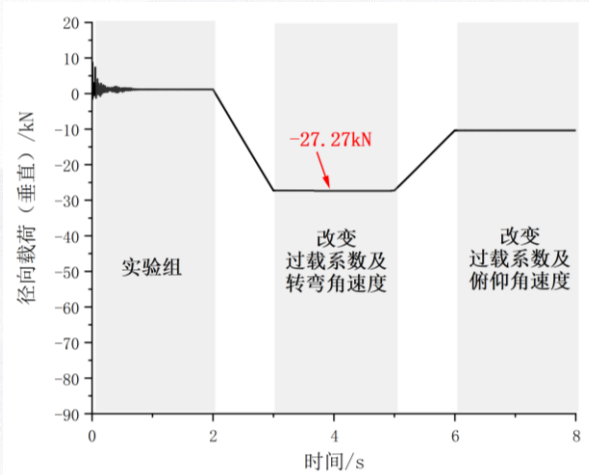


常规工况

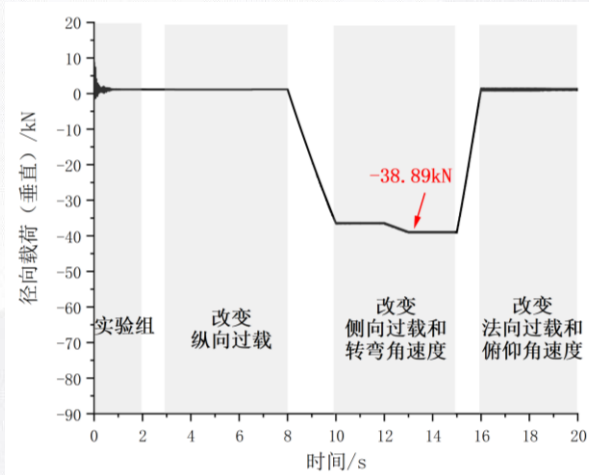


极限工况

水平方向径向载荷



常规工况



极限工况

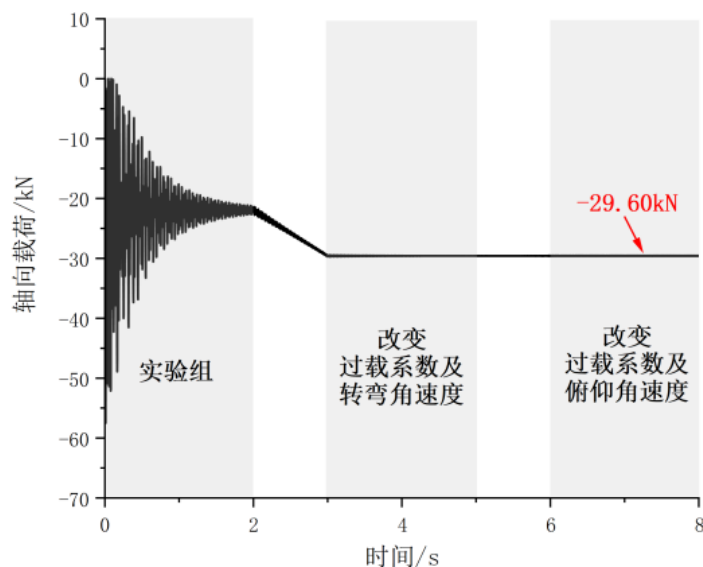
垂直方向径向载荷

大机动飞行条件对主轴承载荷的影响规律

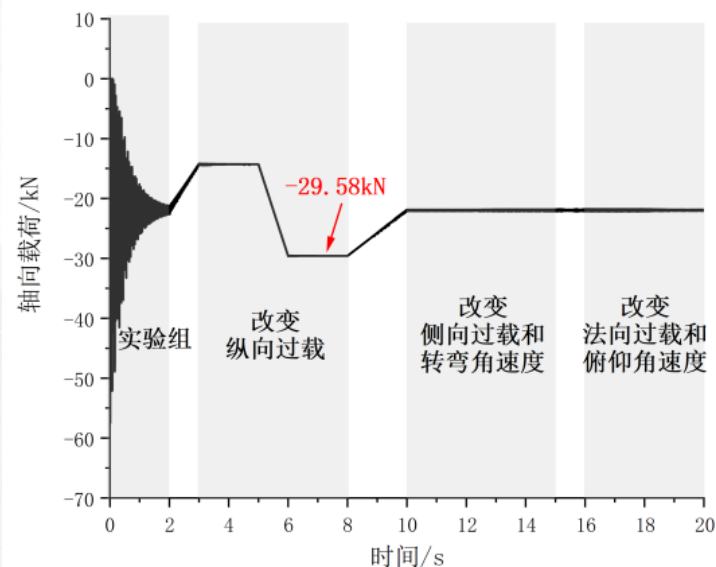
结果表明：

- (1) **水平方向径向力的变化与俯仰角速度和法向过载直接相关。**俯仰动作过程中，发动机轴线发生摆动，产生较大的惯性力，对主轴承形成额外的冲击载荷。
- (2) **垂直方向径向力的变化则与转弯角速度和侧向过载密切相关。**转弯过程中，主轴承受到侧向惯性力的冲击，显著增加垂直载荷。
- (3) **轴向载荷的变化幅度较小，其主要受纵向过载、飞行高度、马赫数以及转子转速影响。**这表明，在常规和极限工况下，轴向载荷对主轴承的寿命影响较为稳定。

常规工况
轴向载荷：



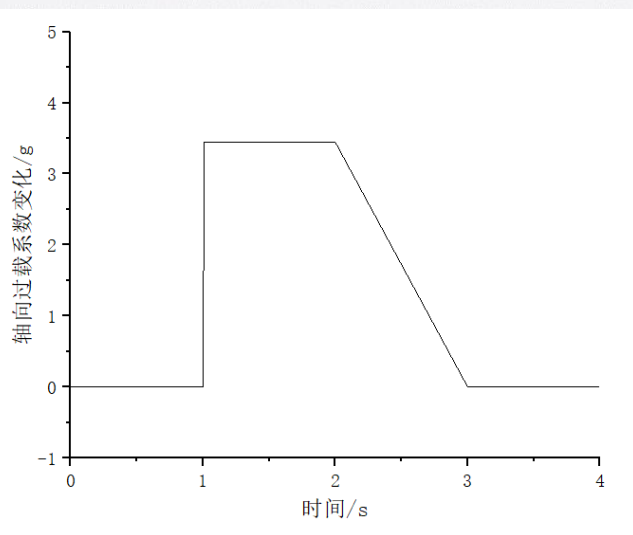
极限工况
轴向载荷：



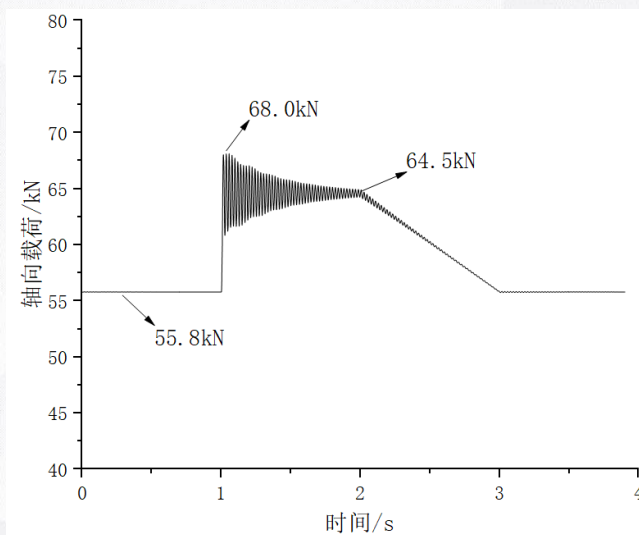
弹射起飞条件下主轴承载荷仿真

弹射起飞与拦阻着舰工况主要对**主轴承轴向载荷**产生影响。**弹射起飞期间**，航空发动机工作在最大加力状态。在仿真中，为简化分析，忽略转子不平衡作用力，冲击时间为0.01s，保持轴向过载系数为最大值1s。

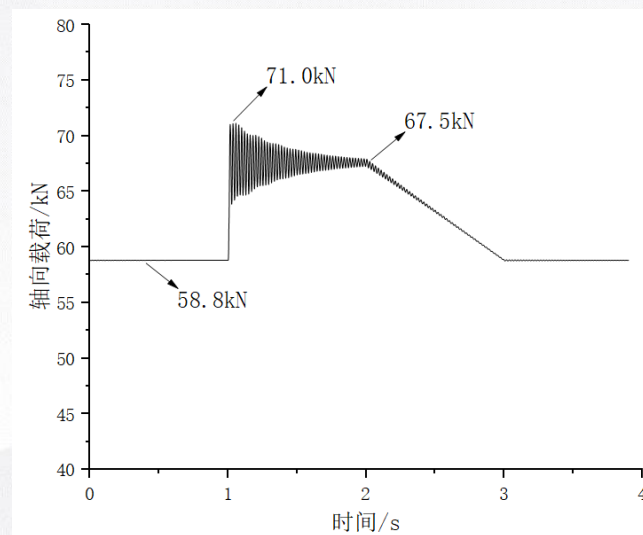
为了模拟在不同冲击条件下的主轴承载荷，仿真计算了在0马赫数和0.25马赫数下的主轴承轴向载荷的仿真结果，仿真的轴向过载变化情况以及**3#支点主轴承轴向载荷**如下图所示：



仿真的轴向过载变化趋势



马赫数为0时轴向载荷变化



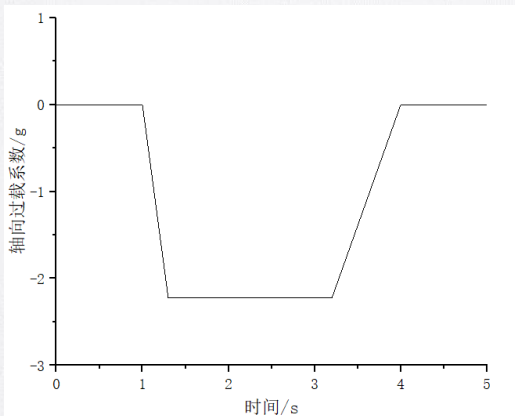
马赫数为0.25时轴向载荷变化

在弹射起飞的瞬时，轴向力会**瞬间增大**，给主轴承带来冲击作用，瞬时载荷能扩大**约12.2kN**，在最大轴向过载稳定时，轴向载荷也比弹射起飞前增加约8.7kN；不同的马赫数会对主轴承轴向载荷产生影响，**马赫数增加会使轴向载荷增大**，马赫数为0.25时比马赫数为0时**轴向载荷普遍增加了3kN**。

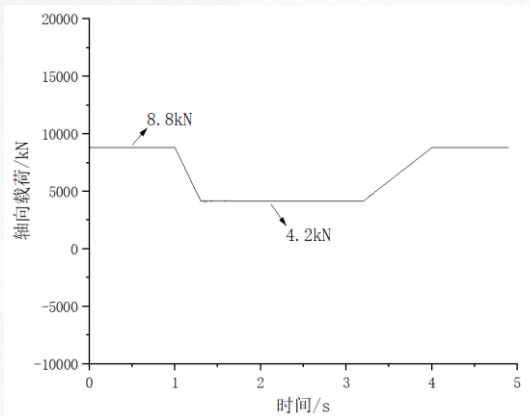
拦阻着舰条件下主轴承载荷仿真

飞机在**拦阻着落阶段**，飞机会在被拦截时在0.3秒左右达到最大的加速度值，此后保持此加速度不变，在最后阶段飞机的质心加速度逐渐线性降低直至为零，为了简化问题，考虑拦阻着舰阶段考虑发动机功率分别为暖机与全加力情况，不考虑转子不平衡量。

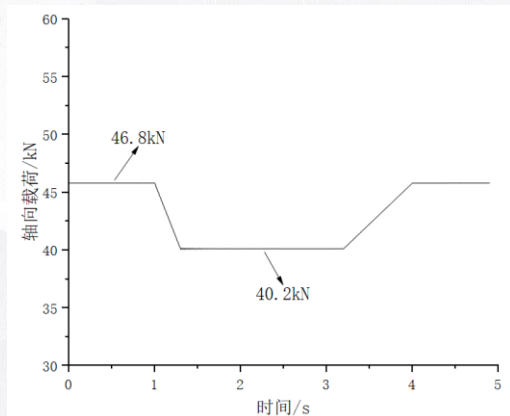
仿真的不同状态下的拦阻着舰下的**2#、3#支点主轴承轴向载荷变化**如下图所示：



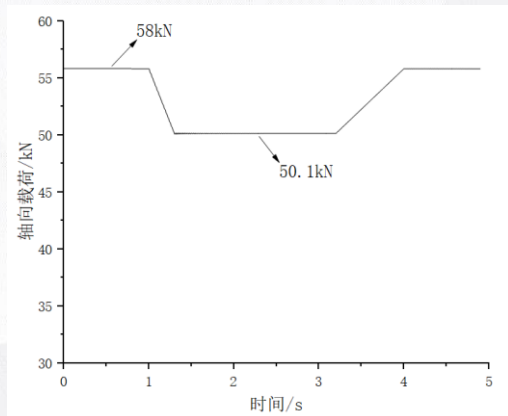
仿真的轴向过载变化趋势



2#支点主轴承轴向力（全加力）



3#支点主轴承轴向力（暖机）



3#支点主轴承轴向力（全加力）

执行拦阻着舰时，**3#支点主轴承轴向载荷将变小**，减少的载荷分别有6.6kN、7.9kN，减少后仍处于一个较高的水平，方向也未发生改变，**仍处于正常的工作范围之内**；**2#支点主轴承轴向载荷同样会减少**，但由于2#支点轴承与低压转子相连，轴向载荷较小，在着舰过程中**有可能会发生轻载与换向的风险**。

小结

本章主要针对某型航空发动机构建了整机振动模型，并与真实发动机试车数据进行了临界转速比较，验证了整机模型的有效性。仿真分析了大机动飞行条件下主轴承载荷的变化规律，然后进行了弹射起飞与拦阻着舰下的主轴承轴向载荷仿真，主要结论如下：

- (1) **构建了某型航空发动机整机振动模型**，通过响应峰值法，利用试车数据分析和整机模型仿真对比低压转子与高压转子两种模态下临界转速进行对比分析，验证整机模型的有效性和可靠性。
- (2) **通过构建常规工况与极限工况下的飞行任务历程，仿真不同飞行条件下的主轴承载荷变化情况**。仿真结果表明：在机动飞行过程中，3#支点主轴承的水平方向径向力主要受到法向过载和俯仰角速度的影响；垂直方向径向力则主要受侧向过载和转弯角速度的影响；而轴向力则受纵向过载、飞行高度、马赫数以及转子转速的共同影响。
- (3) **仿真分析了这两种弹射起飞与拦阻着舰工况下的载荷变化**。结果表明：在弹射起飞瞬间，会对轴承轴向载荷带来10kN以上的冲击作用；在拦阻着舰过程中，3#支点主轴承轴向载荷会发生减小，但仍处于正常的范围，一般不会产生轻载和换向，2#支点主轴承则有可能发生轻载或换向。

汇报内容

01 绪论

02 航空发动机整机耦合振动模型

03 机动飞行下主轴承载荷的整机振动仿真分析

04 机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析

05 基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制

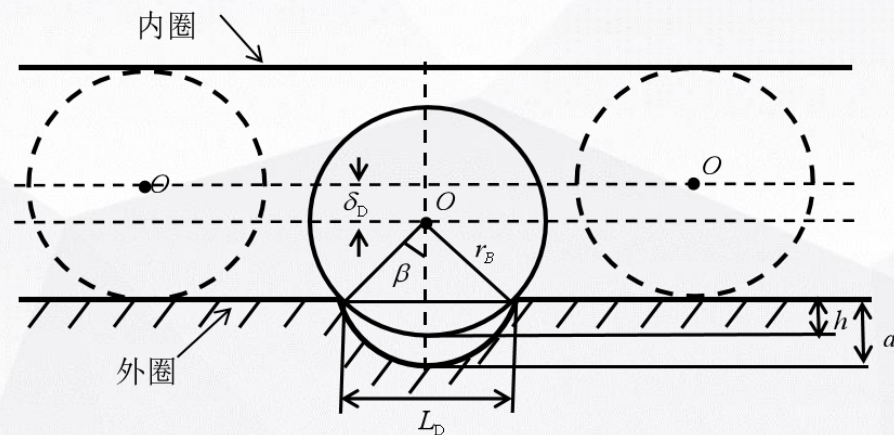
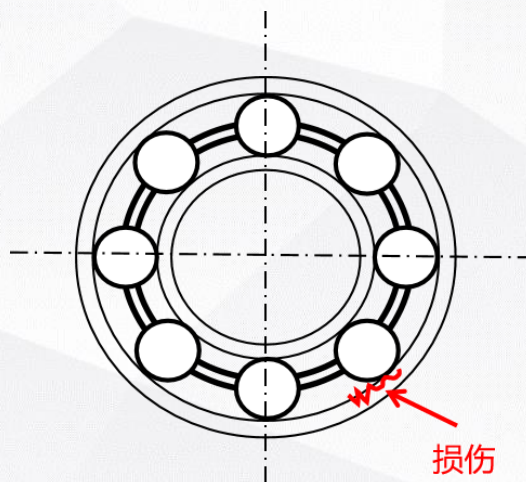
06 总结与展望

滚动轴承剥落故障模型及其验证

- 当轴承的**外圈存在损伤**时，滚动体与损伤表面接触的非连续性将导致载荷分布的剧烈变化，从而**引发周期性冲击和振动**。
- 对于第 j 个滚珠，当轴承的外圈存在损伤时，设滚珠通过损伤引起间隙变化量为 δ_{Dj} ，其他因素产生的法向压缩量为 δ_{0j} ，可求得滚珠对滚道的接触力：

$$\begin{cases} Q_j = k_n (\delta_{0j} - \delta_{Dj})^n, & \delta_{0j} - \delta_{Dj} > 0 \\ 0, & \delta_{0j} - \delta_{Dj} \leq 0 \end{cases}$$

k_n 为滚珠与滚道载荷-变形系数;
 n 为接触指数



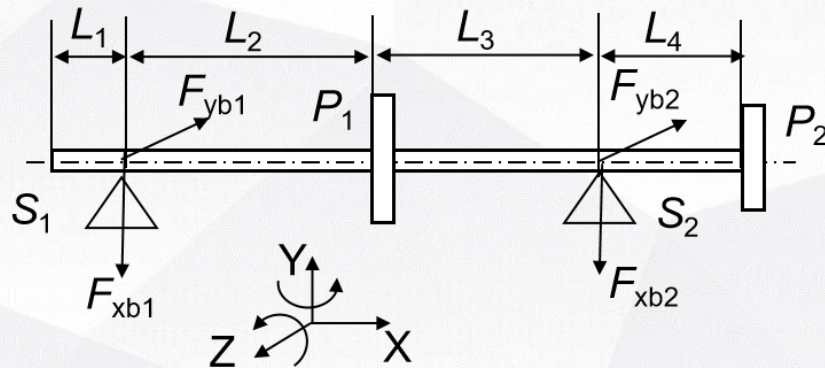
轴承外圈损伤示意图

滚动轴承剥落故障模型及其验证

- 该验证试验器由转轴，圆盘和轴承座等组成，依靠调速电动机进行驱动，试验过程中**转速由电涡流传感器**通过感应与转轴之间的位移测量，依靠距离的变化脉冲计数；**振动加速度由加速度传感器**进行测量，采样频率为10kHz。



试验器实物图



试验器模型

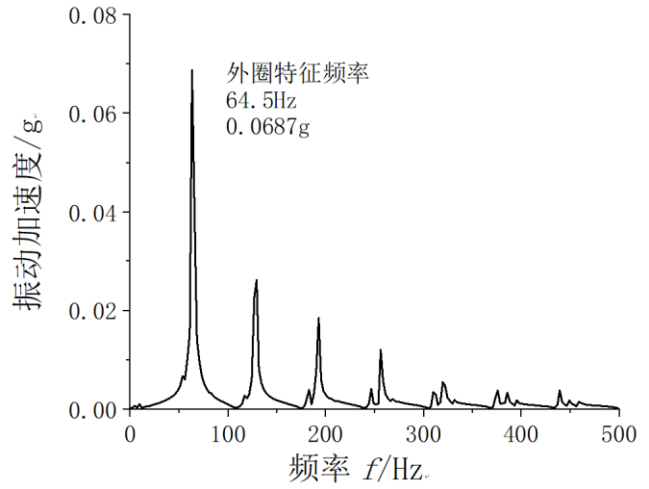


被试外圈故障轴承

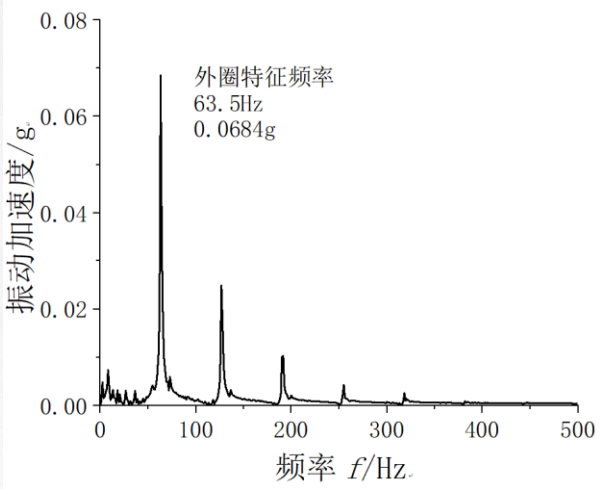
滚动轴承剥落故障模型及其验证

依据试验器的动力学模型，可耦合轴承故障模型，来**模拟仿真试验器系统的振动加速度响应**。在故障测试仿真中，将轴承的外圈损伤直径与试验统一定为0.6mm，通过仿真在1500rpm、1846rpm、2041rpm的转速下的系统响应，得到被试轴承轴承座处的振动加速度信号的时域波形、频谱以及小波包络信号和小波包络谱。

针对外圈故障，在相同的损伤尺寸大小的情况下，特征频率及其幅值的仿真和试验结果达到了很好的一致性，其**误差均在10%以下**，由此可以**验证滚动轴承外圈故障模型的正确性**。



仿真的小波第1层细节包络
信号频谱（1500rpm）



试验的小波第1层细节包络
信号频谱（1500rpm）

仿真和试验结果对比汇总

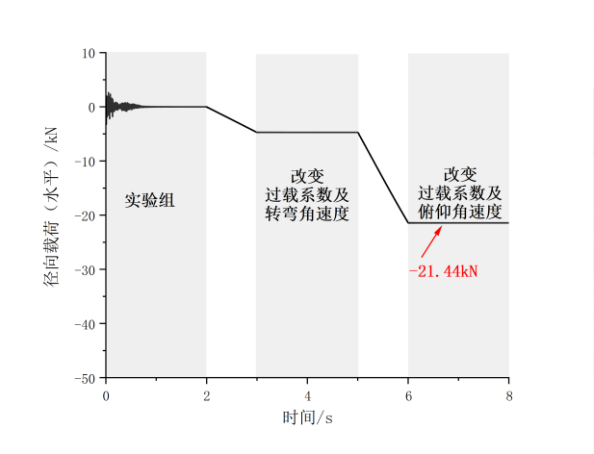
	1500rpm		1846rpm		2041rpm	
	特征频率/Hz	幅值/g	特征频率/Hz	幅值/g	特征频率/Hz	幅值/g
仿真结果	64.5	0.0687	80.6	0.0511	87.9	0.0257
试验结果	63.5	0.0684	79.3	0.0518	87.9	0.0238
误差	1.57%	0.44%	1.64%	1.35%	0.00	7.98%

大机动飞行条件下的主轴承损伤对其载荷影响的仿真

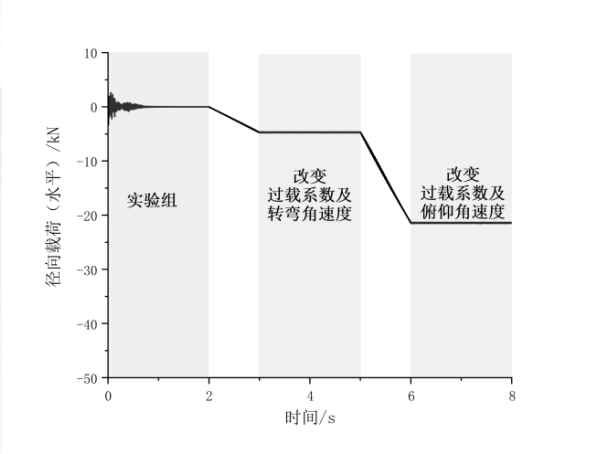
根据第三章中的常规工况和极限工况的机动飞行历程，进行主轴承损伤的仿真分析。研究主轴承损伤对**3#支点主轴承径向载荷**的影响，并与无轴承故障情况下的载荷变化进行对比。仿真设置**3#支点主轴承外圈**作为损伤部位，**损伤深度统一为1mm，外圈损伤的圆周位置在垂直下方**。损伤的直径分别设为**2mm、5mm和10mm**，以模拟不同程度的损伤对载荷的影响。

大机动飞行条件下的主轴承损伤对其载荷影响的仿真

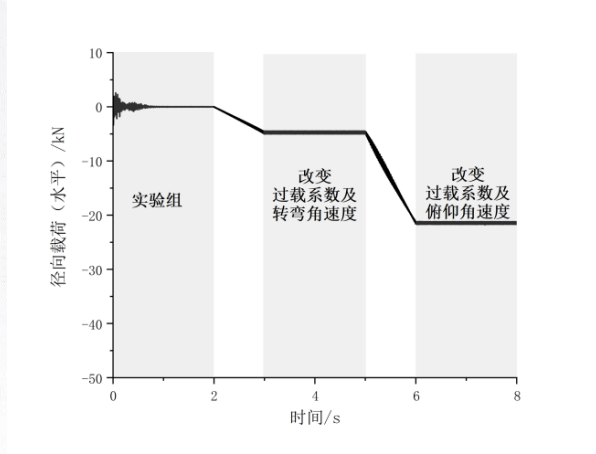
水平方向径向载荷



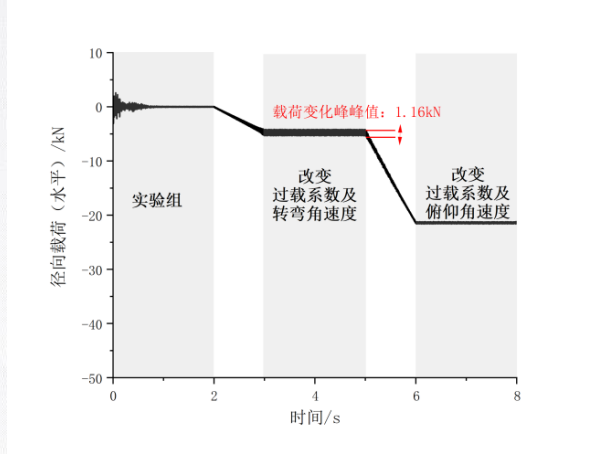
无轴承损伤（常规工况）



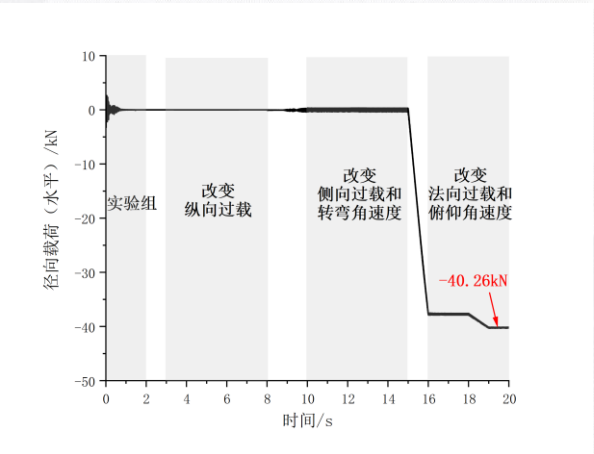
损伤直径2mm（常规工况）



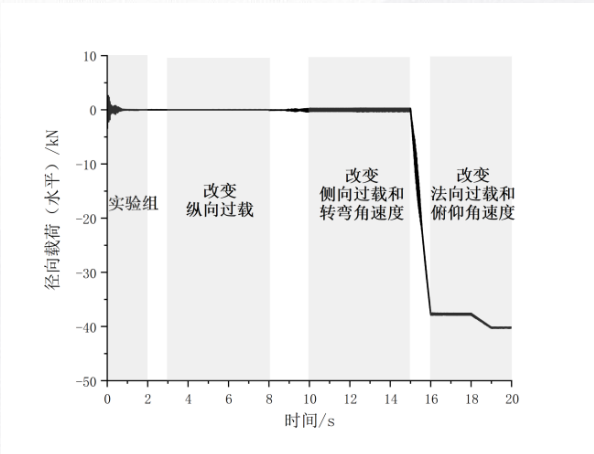
损伤直径5mm（常规工况）



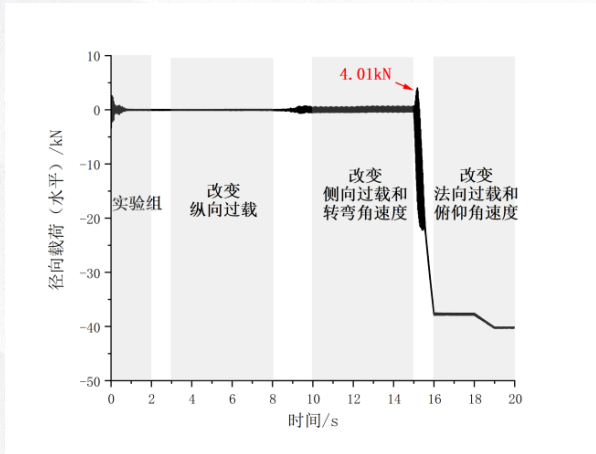
损伤直径10mm（常规工况）



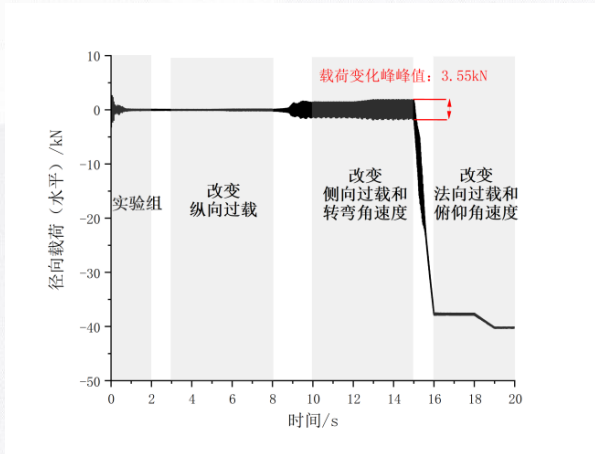
无轴承损伤（极限工况）



损伤直径2mm（极限工况）



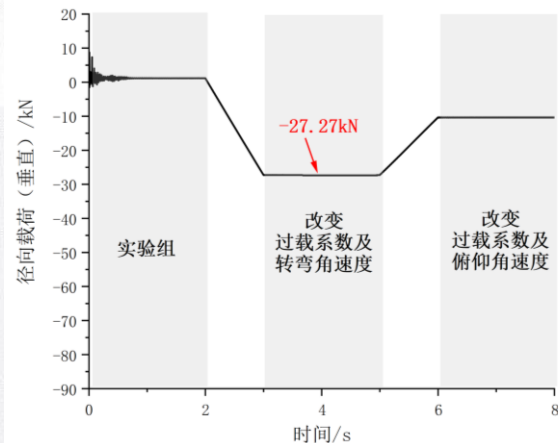
损伤直径5mm（极限工况）



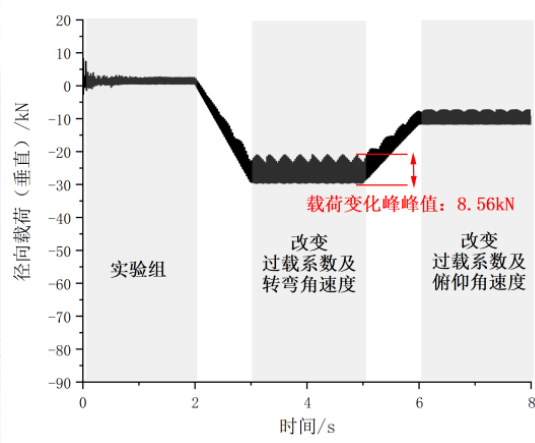
损伤直径10mm（极限工况）

大机动飞行条件下的主轴承损伤对其载荷影响的仿真

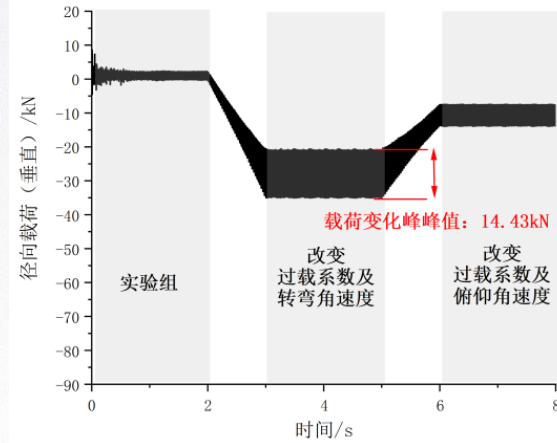
垂直方向径向载荷



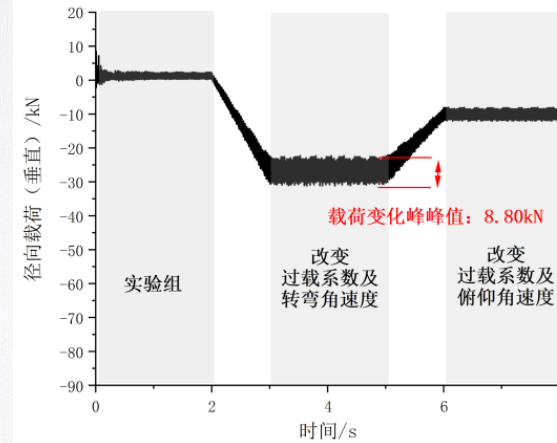
无轴承损伤（常规工况）



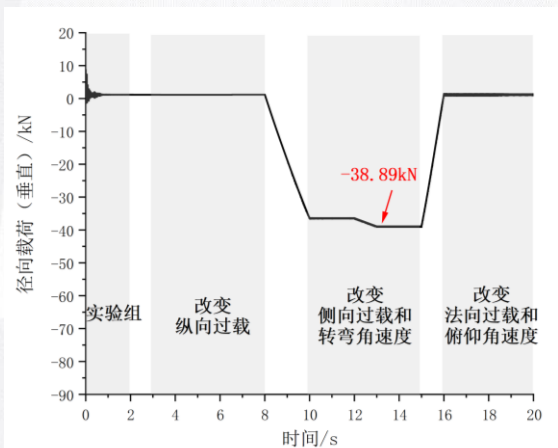
损伤直径2mm（常规工况）



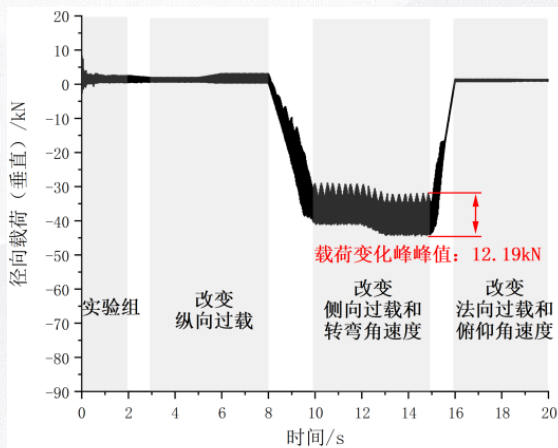
损伤直径5mm（常规工况）



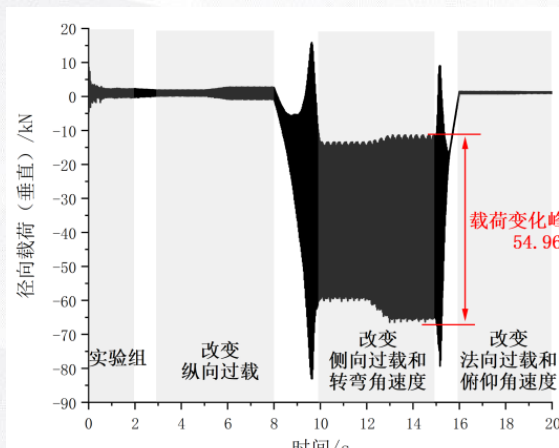
损伤直径10mm（常规工况）



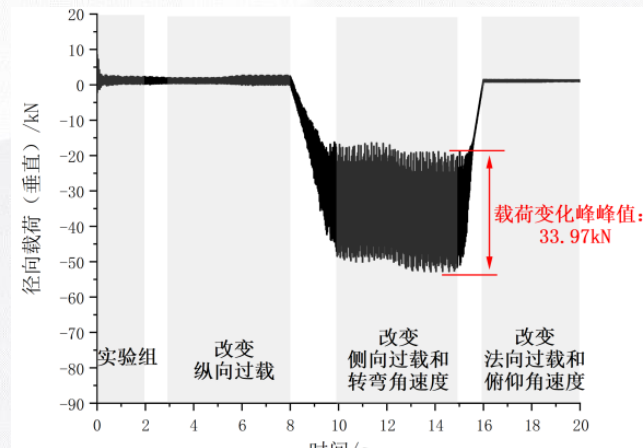
无轴承损伤（极限工况）



损伤直径2mm（极限工况）



损伤直径5mm（极限工况）



损伤直径10mm（极限工况）

大机动飞行条件下的主轴承损伤对其载荷影响的仿真

- 水平方向径向载荷：极限工况与常规工况对比来看，由于轴承损伤在垂直方向，因此水平方向引起的冲击载荷并不大。
- 垂直方向径向载荷：在损伤扩展的过程中垂直方向径向载荷会产生较大的变化，极限工况与常规工况相比载荷变化更为剧烈。常规工况下载荷变化峰峰值最大约有14.43kN；而在极限工况下改变侧向过载和转弯角速度的情况下，载荷变化的峰峰值能达到54.96kN左右。由此可见轴承存在损伤时，其极限工况下的工作载荷更为恶劣。并且在侧向过载的突然变化中，载荷也会有急剧的增加；随着轴承损伤逐渐扩展，振幅会逐渐增大，滚子与滚道间的冲击模式会发生改变，当达到最大的振幅后，载荷变化的峰峰值会有减小的趋势，但仍处于剧烈的振动变化之中，并且剧烈程度要高于小损伤的情况。

小结

本章针对航空发动机主轴承的剥落故障，建立了滚动轴承外圈剥落故障模型，并通过转子-滚动轴承故障试验器进行了故障模型的验证，然后针对飞机机动飞行任务，仿真模拟了轴承不同大小的损伤给大机动飞行条件下主轴承载荷带来的影响，结果表明：

- (1) 轴承外圈损伤在垂直方向上时，由于轴承外圈固定，内圈旋转，因此在水平方向上引起的冲击载荷并不大。
- (2) 在损伤扩展的过程中垂直方向径向载荷会产生较大的变化，并且极限工况与常规工况相比载荷变化更为剧烈，在损伤直径5mm时载荷变化量能达50kN。
- (3) 轴承存在损伤时，其极限工况下的工作载荷更为恶劣。并且在侧向过载的突然变化中，载荷也会有急剧的增加。
- (4) 具有损伤的主轴承在机动飞行中更加危险，因此对航空发动机主轴承的早期故障诊断具有极其重要的意义。

汇报内容

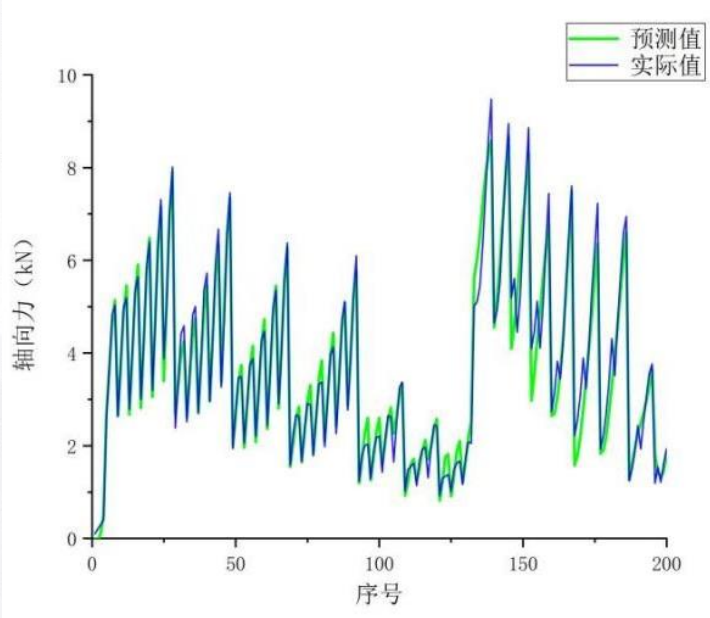
- 01 绪论
- 02 航空发动机整机耦合振动模型
- 03 机动飞行下主轴承载荷的整机振动仿真分析
- 04 机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析
- 05 基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制
- 06 总结与展望

气动轴向力计算代理模型

为了更真实地模拟航空发动机的轴向力，通过**支持向量回归技术**基于真实航空发动机的气动有限元模型计算结果，构建了**气动轴向力的计算代理模型**。该模型显著提高了整机振动仿真的效率，为后续的主轴承载荷分析提供了可靠的输入数据。通过验证计算，SVR模型对典型数据的拟合结果表现出极高的精度。计算得出的均方误差MSE=0.1371，相关系数r=0.96。表明气动轴向力计算代理模型**具有较高的可靠性**。

实际气动有限元模型计算得到的部分数据

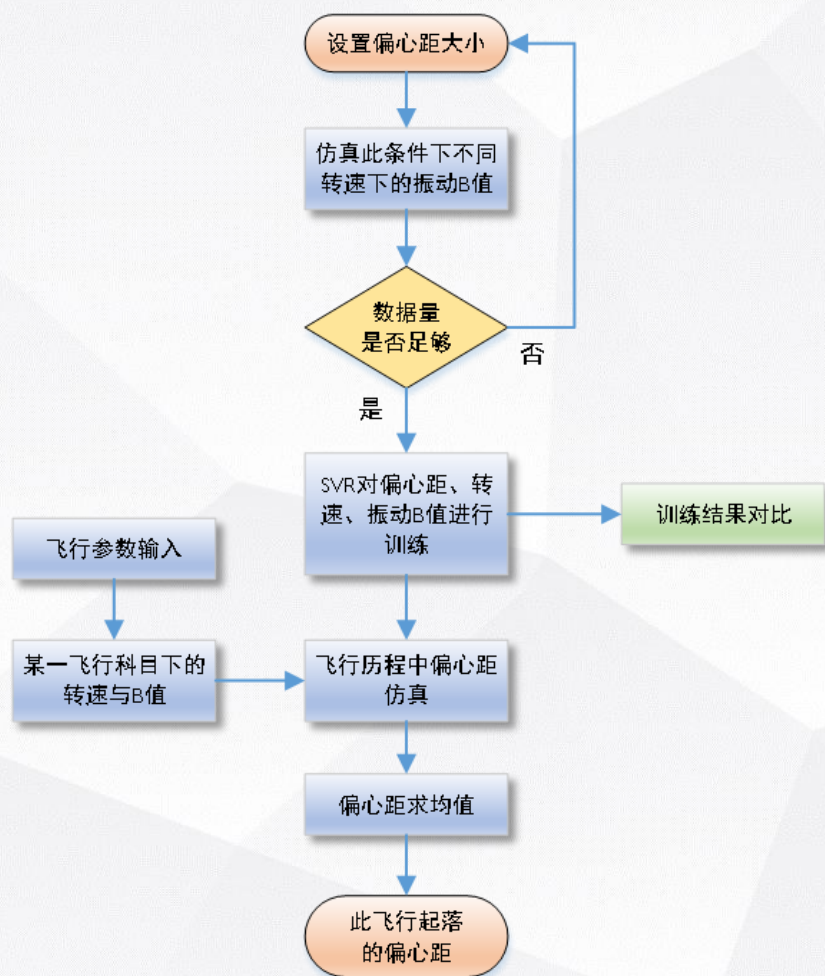
序号	飞行高度/km	飞行马赫数	N1/%	N2/%	轴向力/kN
10	0	0.4	0.8	0.8	3.7482
25	1	0.2	0.7	0.7	2.3867
64	3	1	0.95	0.95	6.3739
75	5	0.6	0.9	0.9	3.3292



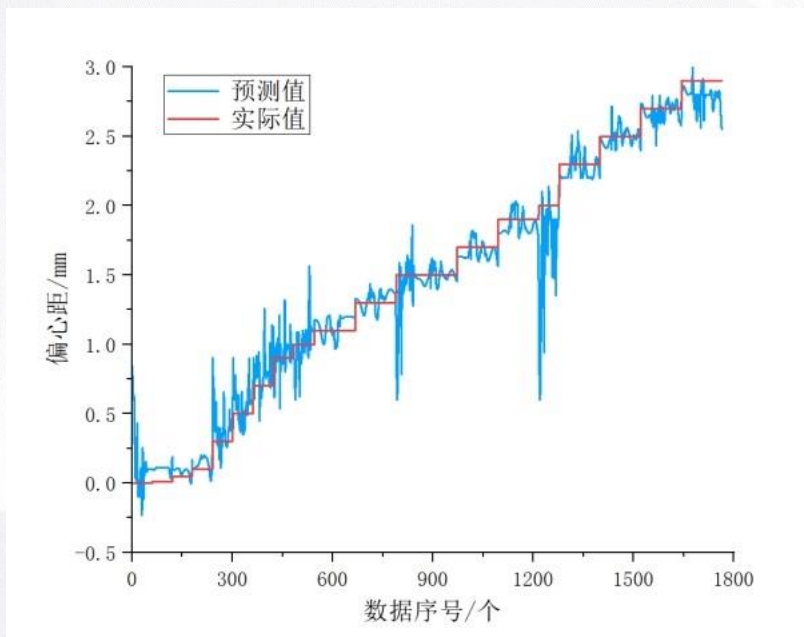
气动轴向力代理模型精度验证结果

偏心距仿真模型

由于实际发动机运行过程转子不平衡量难以得到，假设不平衡量都施加在高压转子第4个节点HPC盘4上，通过设置此节点不同的偏心距，仿真发动机转速从0到最大转速过程中带来的振动B值大小，依据支持向量机得到偏心距、转速和振动B值之间的对应关系，最后通过飞参数据中提取的每个时刻的转速及振动B值大小，得到对应时刻下的偏心距大小，计算整个飞行起落过程中偏心距大小的平均值作为此次飞行中的高压转子偏心距。



偏心距仿真流程图



偏心距仿真模型精度验证结果

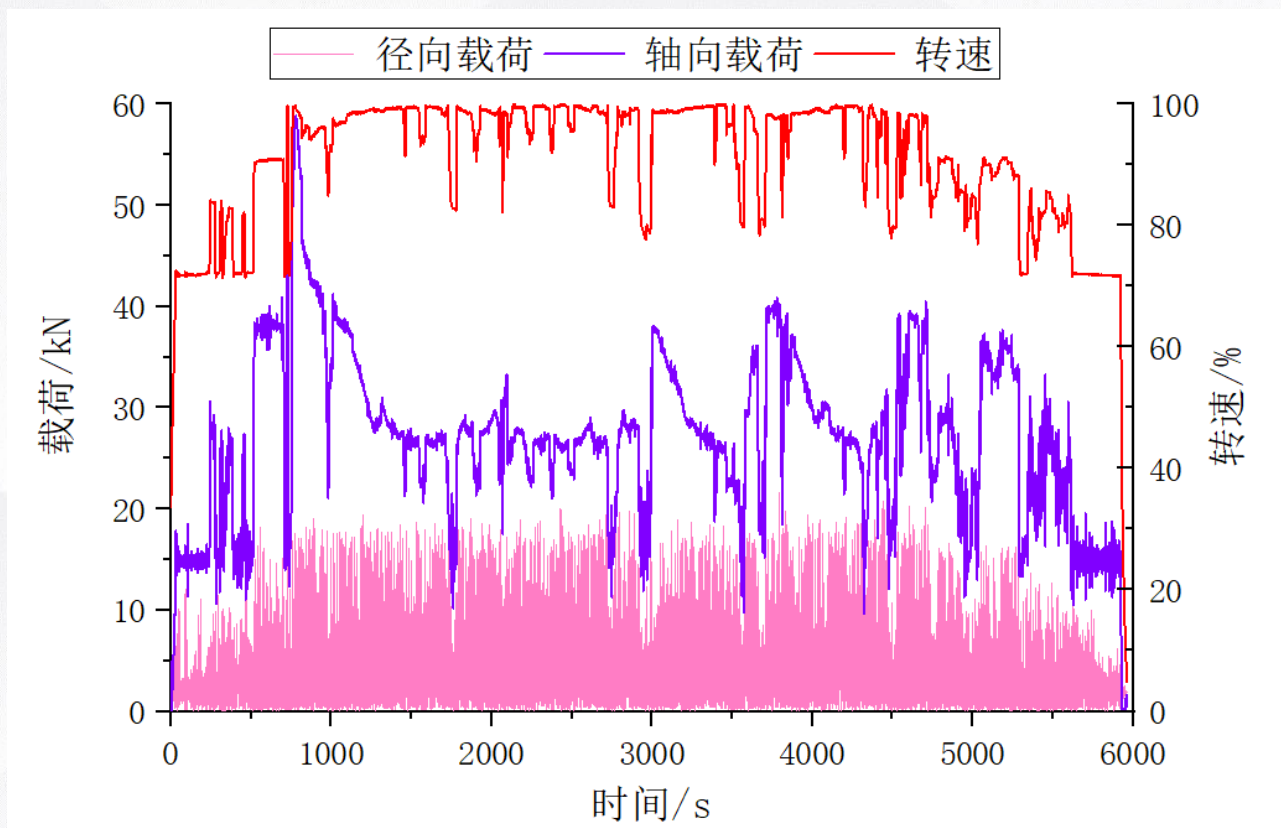
基于飞参数据的主轴承载荷仿真

选取某一典型飞行训练任务中的一次起落过程，依据飞行任务的完整剖面提取以下关键参数：

(1) **气动轴向力相关参数**：飞行高度、飞行马赫数、高压和低压转子转速。通过前述建立的气动轴向力代理模型，计算出当前时刻的气动轴向力，并将其作为输入，导入整机振动模型。

(2) **整机振动相关参数**：侧向过载、法向过载、纵向过载系数，以及俯仰、横滚、盘旋方向的角速度和角加速度。

将这些动态飞行参数数据输入整机振动模型，仿真得到**在飞行条件下的主轴承载荷**。



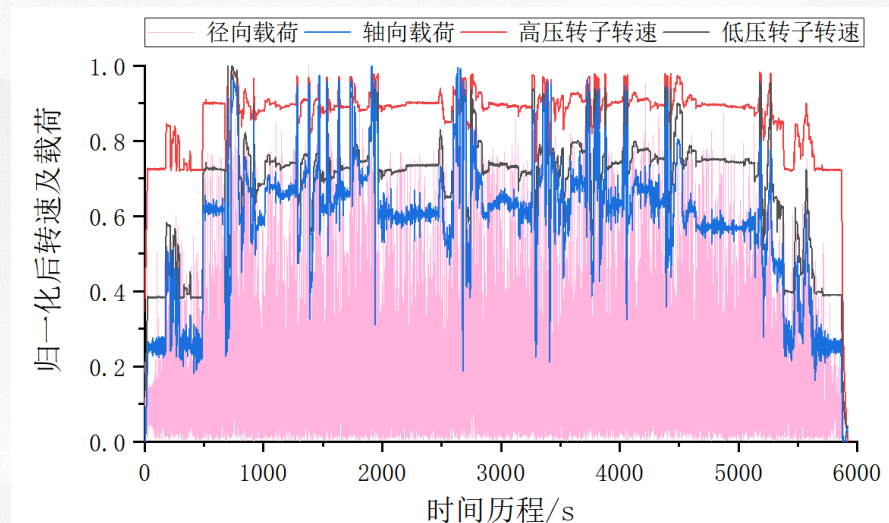
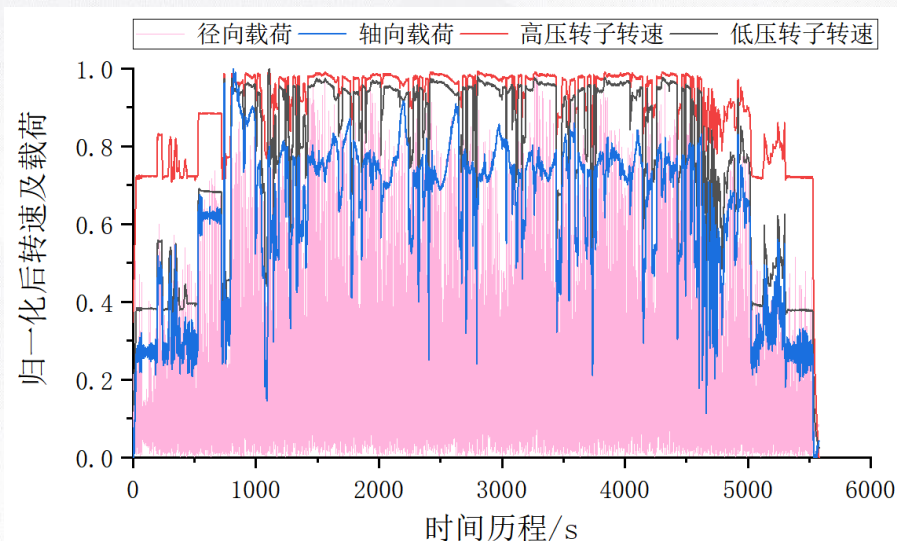
实际飞行任务下的主轴承载荷仿真结果

基于飞参数据的主轴承载荷仿真

从仿真结果可以看出：

径向载荷：主要分布在0kN至20kN范围内，其变化幅度较大。这主要归因于转子系统中不平衡量的存在，以及在机动飞行过程中侧向过载和其他飞行参数的动态变化，对径向载荷施加了显著影响。

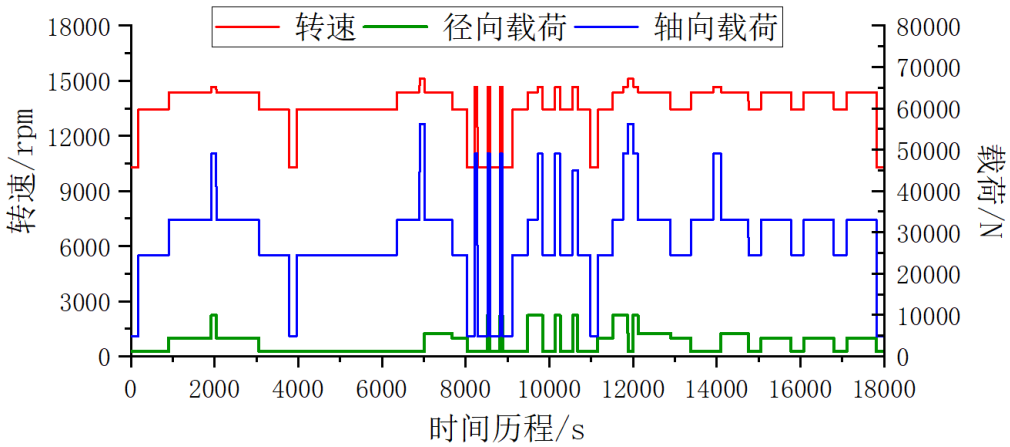
轴向载荷：最大值可达60kN，轴向载荷变化变化趋势与高压转子转速高度相关。其次载荷的小范围波动主要由振动带来。这表明高压转子转速的波动直接作用于气动轴向力，并通过整机振动传递至主轴承的轴向载荷。



另两种飞行任务下的主轴承载荷仿真结果

基于L-P理论的疲劳损伤加速载荷谱编制

疲劳损伤加速载荷谱编制的主要目的是通过缩短试验周期和降低成本，快速获取航空发动机主轴承的可靠性与疲劳寿命数据。目前在航空发动机主轴承加速载荷谱设计方面尚无成熟方法，工程上普遍使用固定转速和相对固定载荷的**稳态试验谱**。本节**基于Lundberg-Palmgren (L-P) 理论**，结合飞行任务剖面、气动轴向力代理模型和整机振动仿真结果，**构建能加速损伤累积的载荷谱**，以满足主轴承加速疲劳试验的需求。



常规稳态主轴承试验载荷谱

$$L_h = \frac{10^6}{60n_i} \left(\frac{C_r}{P_r} \right)^3$$

$$C_r = b_m f_c (i \cos \alpha)^{0.7} Z^{2/3} D_w^{1.8}$$

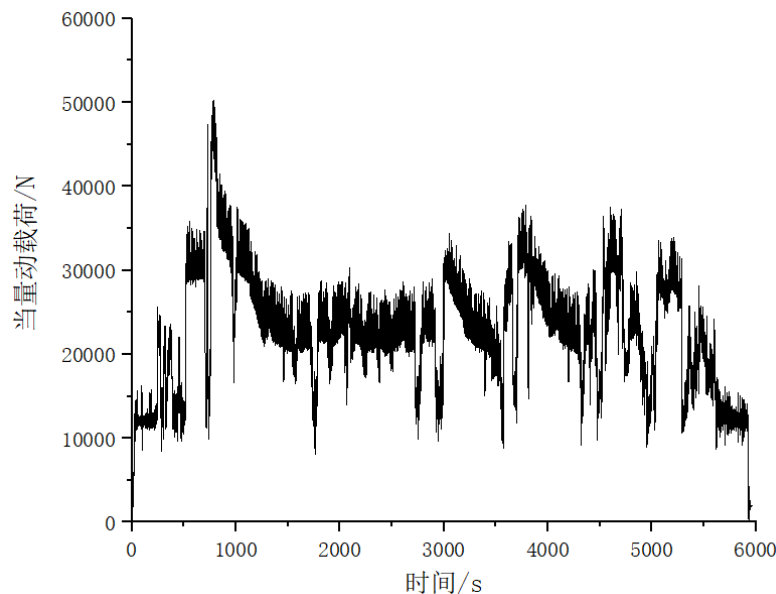
$$P_r = XF_r + YF_a$$

其中： L_h 为基本额定寿命，单位为小时；
 C_r 为径向基本额定动载荷； P_r 为径向当量动载荷；

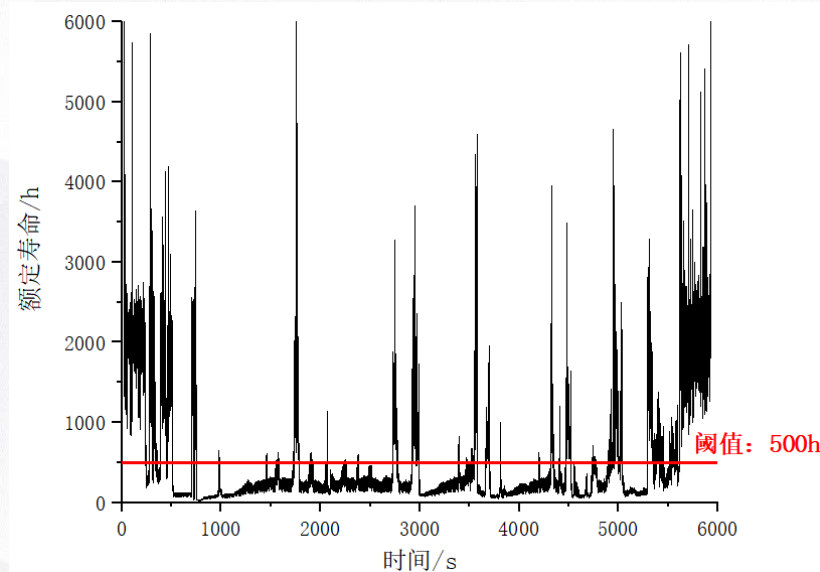
L-P理论相关公式

基于L-P理论的疲劳损伤加速载荷谱编制

额定动载荷的大小取决于轴承的设计参数，可计算得到此轴承的**额定动载荷为131120N**，在此基础上，利用仿真得到的每个时间点的载荷和转速数据，**依据公式计算当量动载荷**，然后依据寿命公式计算每个时刻的额定寿命，然后基于轴承的工作工况与使用条件，**设定500h为轴承的额定寿命的阈值**，**筛除超过此寿命的时间点以缩减时间序列**。



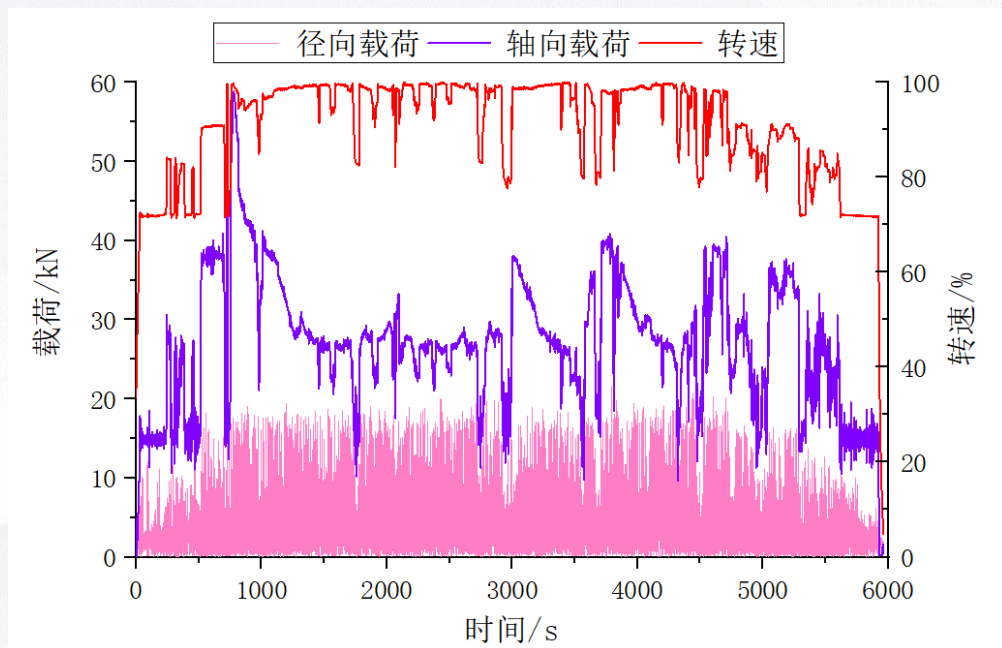
每个时刻的当量动载荷 P_r



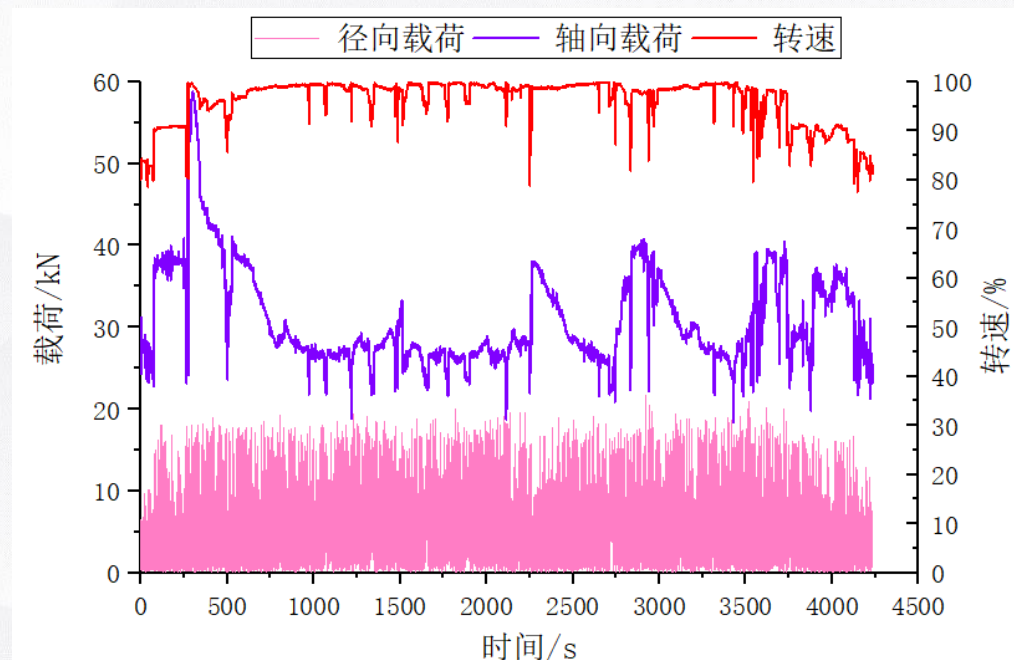
每个时刻的额定寿命 L_h

基于L-P理论的疲劳损伤加速载荷谱编制

依据损伤累计理论，删除额定寿命高于阈值的数据，得到加速载荷谱，此加速谱的时间压缩效率达29.02%，显著减少了载荷谱的时间长度，同时保持了原始载荷数据对轴承疲劳特性的代表性。这种方法既提高了加速谱试验的可操作性，又保障了对轴承实际工作条件的高拟合度。



仿真得到原始载荷



加速载荷谱

加速载荷谱的分析与验证

为了验证加速谱的编制效果，从统计参数、功率谱密度和穿级计数法三个方面将加速谱与原始载荷信号进行对比。

统计参数如均值、均方根值 (Root Mean Square, RMS) 和峰值系数是评价载荷信号相似性的常见指标。通过比较原始信号与加速载荷谱的统计参数，可以量化加速载荷谱对载荷变化的影响。

加速载荷谱通过剔除不重要的小幅值数据，使得载荷均值有所提升；加速载荷谱删除小幅值载荷后，数据集的平均值和方差增加，导致均方根值增大，反映了较大载荷的强化作用；峰值系数是载荷峰值与均值的比值，由于加速载荷谱保留了较大幅度的载荷，同时小幅值被删除，因此峰值系数减小。加速后的均值、RMS和峰值系数变化的相对误差在20%之内，并且部分误差是由于删除了小载荷导致，这表明加速载荷谱与原始信号在总体载荷水平上的差异可接受。

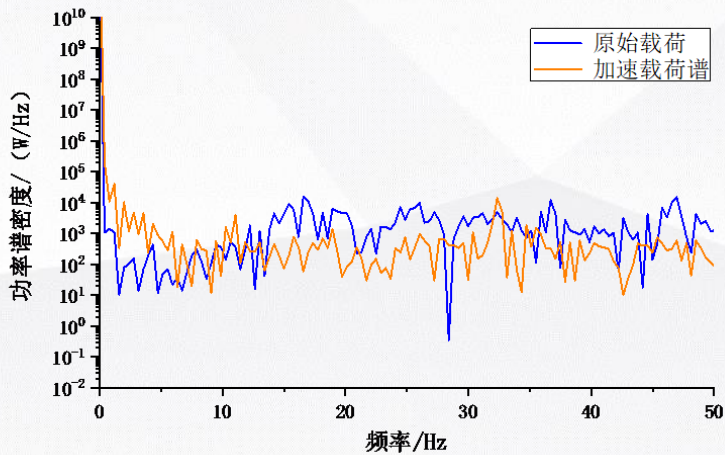
原始信号及加速载荷谱统计参数及其相对误差

	原始信号			加速载荷谱					
	均值/N	RMS/N	峰值系数	均值/N	相对误差	RMS/N	相对误差	峰值系数	相对误差
径向载荷	4808.5	5904.4	4.5108	5629.6	17.08%	6702.7	13.52%	3.8528	14.59%
轴向载荷	26925	28173	2.1854	30901	14.77%	31454	11.64%	1.9042	12.87%

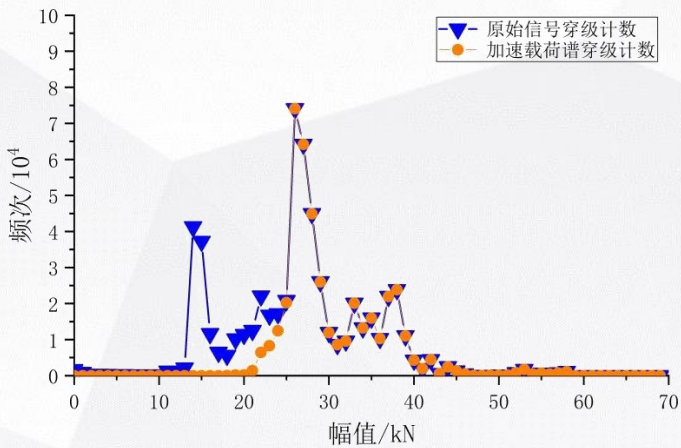
加速载荷谱的分析与验证

原始信号和加速轴向载荷谱的功率谱密度图如下，两者在**能量分布上具有一定的相似性**，证明加速载荷谱能够较好地保留原始载荷的主要能量特征。

轴向载荷加速谱与原始数据的穿级计数如下图，图中可以看出加速谱中在幅值**25kN之前原始信号的穿级计数较多**，这是由于对载荷幅值较小的频次进行了删减，而**幅值25kN之后穿级计数频次几乎相同**，这是因为损伤贡献较大的载荷得到了较好的保留。证明加速载荷谱在**保留关键载荷信息的同时**，成功减少了小幅度波动带来的影响，从而**提升了疲劳试验的效率**。



功率谱密度谱比较结果



穿级计数比较结果

小结

本章研究了基于飞参数据和整机模型的航空发动机主轴承载荷仿真与加速载荷谱编制方法，主要取得了以下几方面的研究成果：

- (1) 通过支持向量回归方法，将气动有限元模型仿真得到的真实航空发动机轴向力典型数据**拟合为气动轴向力计算代理模型**。该模型在不同工况下具有足够高的拟合精度，能够为整机振动仿真提供可靠的气动轴向力输入。
- (2) 将飞行参数与气动轴向力输入航空发动机整机振动模型，利用数值仿真方法**计算得到3#支点主轴承载荷**。该过程准确地表征了机动飞行条件下主轴承时变冲击载荷特征，为进一步分析提供了基础数据。
- (3) 基于L-P寿命理论，计算了仿真载荷谱的额定寿命，并通过损伤保留理论去除了对疲劳损伤影响小的时间段。最终，**编制了主轴承的加速载荷谱**，且加速谱与原始载荷谱的相似度达到了较高水平，有效缩短了试验时间。

汇报内容

01 绪论

02 航空发动机整机耦合振动模型

03 机动飞行下主轴承载荷的整机振动仿真分析

04 机动飞行下主轴承损伤对其载荷的影响仿真分析

05 基于真实飞参数据的主轴承载荷仿真及加速载荷谱编制

06 总结与展望

全文工作总结

➤ (1) 构建了机动飞行条件下某型航空发动机整机振动模型。

基于Lagrange方程和有限元理论，建立了航空发动机整机耦合振动模型，考虑飞机的机动飞行状态，获得了机动飞行转子系统动力学模型。利用响应峰值法，通过试车数据分析和整机模型仿真得到了临界转速，经过对比表明所建立的整机振动模型具备了较高精度。

➤ (2) 研究了在大机动飞行条件下的主轴承载荷的变化规律，仿真了在弹射起飞与拦阻着舰条件下的主轴承载荷情况。

根据国军标中对涡扇发动机陀螺力矩的仿真要求，构建了常规工况与极限工况下的机动飞行历程，仿真分析了这两种工况下的主轴承载荷变化；并针对舰载机的弹射起飞与拦阻着舰两种大过载工况，分析了两种工况下的轴承载荷变化。

➤ (3) 研究了大机动飞行条件下的主轴承损伤对其载荷的影响规律。

建立了滚动轴承外圈故障损伤模型，并通过试验验证了模型的准确性，并将轴承损伤模型导入整机模型，仿真模拟了某型发动机3#支点主轴承外圈在不同损伤尺寸剥落故障激励下的主轴承载荷。

➤ (4) 基于真实飞参数据仿真求解了具体飞行任务下主轴承上的载荷响应，并运用L-P寿命理论编制了加速载荷谱。

基于支持向量回归方法，建立了气动轴向力计算代理模型以及偏心距仿真模型。根据飞行参数数据、气动轴向力计算代理模型、整机振动模型仿真求解了某一飞行任务下主轴承上的载荷响应，并运用L-P寿命理论编制了加速载荷谱。

未来工作展望

- (1) 在机动飞行条件主轴承载荷仿真分析与轴承损伤仿真分析方面，相关数据来自于国军标以及假设，在实际飞行过程中各种参数并非是相互独立，而是存在着一定的联系，有些仿真条件是不太符合实际情况。因此未来在有**足够飞行数据条件支持**的情况下，可以对不同飞行参数对轴承载荷的影响**进行进一步地分析与研究**。
- (2) 实际飞行任务下载荷仿真与载荷谱编制方面，L-P理论未完全考虑材料局部变形、润滑状态、环境温度等因素的影响，可能产生偏差后续可以**结合其他疲劳理论，增强数据覆盖性，扩大飞行参数数据样本的采集范围，对更多实际飞行数据进行载荷的仿真计算**。
- (3) 加速载荷谱进行的全寿命试验验证较少，未来可依据加速载荷谱进行疲劳加速试验，通过轴承试验器进行**加速试验验证**。



南京航空航天大学



谢谢各位专家和同学！
敬请批评指正！



答辩人：刘曜宾 (SZ2220002)



专 业：交通运输



导 师：陈果 教授