

液体火箭发动机异构CAD三维模型装配技术分析与应用

张卫华 李 享 陈慕琪 冯 超 李朝扬
首都航天机械有限公司 北京 100076

摘 要: 针对液体火箭发动机多类异构CAD模型跨系统装配存在的数据丢失、约束失效、干涉检测精度低等工程难题, 本文剖析异构CAD系统特性与数字化装配核心理论, 研发数据预处理、精准装配匹配、序列优化与动态干涉检测关键技术。通过搭建专项实验平台开展典型构件验证, 结果表明该技术可显著提升装配精度与约束完整性, 缩短研发周期, 可为航天发动机数字化装配工艺优化提供可靠技术支持。

关键词: 液体火箭发动机; 异构CAD三维模型装配技术; 应用

引言: 液体火箭发动机结构复杂、装配精度要求严苛, 研制过程需依托CATIA、NX等多类异构CAD软件开展建模设计。不同CAD系统的内核、数据格式与拓扑处理机制差异, 极易引发模型信息丢失、装配约束失效、位姿匹配偏差等问题, 严重制约数字化装配效率与装配质量。为解决上述工程痛点, 本文系统研究异构CAD模型装配核心难题, 创新优化全套装配关键技术, 并通过工程实例验证技术实用性, 为航天发动机数字化研制提质增效。

1 液体火箭发动机异构 CAD 模型装配基础理论与关键问题

1.1 异构CAD系统基础特性

(1) 主流航天CAD软件建模机制与数据格式差异。航天领域常用CAD软件(如CATIA、NX、Creo)采用异构内核(CATIA基于CGM, NX基于Parasolid), 导致B-rep表示、拓扑命名及参数化历史树存在根本性差异。数据格式方面, 专用格式(.CATPart、.prt)与中性格式(STEP、IGES)在几何精度、图层信息及PMI标注保留程度上互有取舍, 直接影响模型跨系统重用质量^[1]。

(2) 异构三维模型几何与拓扑数据特征区别。几何层面, 不同系统对NURBS曲面拟合阶次、公差带定义及圆弧样条插值策略不一致, 造成曲面边界微小偏移; 拓扑层面, 面-边邻接图、顶点坐标精度及公差处理机制各异, 导致同一设计模型在不同CAD环境中的欧拉示性数及流形判定结果可能不同。(3) 液体火箭发动机零部件模型异构性表现形式。涡轮泵、推力室等复杂回转体零件, 异构性主要表现在: 参数化驱动尺寸映射缺失、非设计特征(如倒角、螺纹)的表达歧义、以及装配基准坐标系定义规则不一致, 显著影响后续装配特征识别与约束求解的稳定性。

1.2 三维模型数字化装配基础理论

(1) MBD基于模型定义技术核心原理。MBD将尺寸、公差、基准及装配要求等非几何信息以属性或标注形式附着于三维模型, 建立单一数据源。其核心在于语义关联与公差语义解析, 为后续自动约束匹配提供特征参数化描述基础, 是实现模型驱动装配的信息载体。

(2) 三维装配约束匹配与坐标系映射理论。装配约束(重合、同轴、距离、平行等)在数学层面归结为齐次坐标变换与刚体运动群SE(3)的求解问题。异构环境下, 需构建源模型与目标模型装配特征间的局部坐标系映射链, 通过最小二乘配准或奇异值分解迭代计算最优位姿变换矩阵, 补偿坐标系定义差异。(3) 数字化虚拟装配流程与评价标准。典型流程包括装配层次规划、装配序列生成、干涉检查与公差分析, 最终通过装配偏差累积量、可装配性指数等定量指标进行综合评价, 为工艺决策提供量化依据。

1.3 异构CAD模型装配核心难题

(1) 模型数据兼容性与信息丢失问题。异构系统间模型转换时, 由于几何引擎精度容差差异(如CATIA容差0.001mm与NX容差0.01mm), 会导致小面丢失、曲面自交及非流形边产生; 同时, 非几何属性(如公差、基准、图层、颜色)在中性格式传递中普遍丢失, 使MBD语义链断裂, 破坏装配特征识别基础。(2) 装配约束失效与位姿匹配偏差问题。异构模型因拓扑命名规则不同, 边、面唯一标识符在转换后发生变化, 导致装配约束对应关系破坏。同时, 坐标系定义基准不一致以及浮点数计算累积误差, 使理论位姿与实际转换位姿间存在0.01~0.1mm级偏差, 需反复人工调整, 影响装配效率^[2]。

(3) 复杂结构模型干涉检测精度不足问题。液体火箭发动机涡轮泵叶轮、再生冷却通道等复杂曲面特征, 在异构模型转换中因曲面逼近阶次降低而产生微小穿透或间隙, 传统基于三角面片离散的干涉检测方法对该类“假

性干涉”误报率高,而基于精确B-rep的检测算法又面临计算复杂度过大的困境,难以兼顾检测精度与工程效率的平衡。

2 液体火箭发动机异构 CAD 三维模型装配关键技术

2.1 异构CAD模型数据预处理技术

(1)多格式模型数据标准化转换方法。针对液体火箭发动机模型在CATIA、NX、Creo等异构系统间的格式壁垒,构建以STEPAP242为核心中转格式的标准化转换流程。该格式支持B-rep几何、拓扑关系及PMI语义信息的完整映射,配合自定义属性映射表,实现特征标识、基准坐标系及公差标注的跨系统一致性传递,转换信息完整率可达92%以上。(2)模型冗余数据剔除与拓扑修复工艺。发动机复杂构件(如涡轮盘、燃烧室壳体)在格式转换过程中常产生重复面片、孤立顶点及非流形边等拓扑缺陷。采用基于半边数据结构的拓扑一致性检查算法,自动识别并剔除重复几何元素;针对裂缝、重叠面等缺陷,引入基于容差融合的拓扑修复策略,通过边折叠与面合并操作恢复模型二维流形特性,确保后续装配特征提取的可靠性。(3)发动机零部件模型轻量化处理技术。面向整机数字化装配对计算效率的需求,对燃料涡轮泵、推力室等非核心配合面区域采用边折叠算法进行网格简化,简化率控制在60%~80%;对配合面、密封面等关键特征保持原始几何精度,建立基于特征重要度的分级轻量化策略,在保证装配精度的前提下将模型文件体积缩减至原有40%以下,显著降低装配仿真计算负荷^[3]。

2.2 异构模型精准装配匹配技术

(1)基于基准特征的坐标系自动对齐算法。针对异构模型中基准坐标系定义不一致问题,提取发动机各部件典型基准特征——包括主基准面、定位销孔及端面轴线等,采用主成分分析法拟合基准特征空间位姿,结合最小二乘刚性配准实现坐标系自动对齐,对齐精度可达0.02mm以内。算法适应平面、圆柱面及球面等多种基准形式,支持涡轮泵、阀门等典型零部件的位姿自动初始化。(2)多点云配准的零部件位姿精准匹配方法。针对复杂铸造件(如机匣、叶轮)自由曲面多、定位特征少的特点,采用结构光扫描获取零件表面点云数据,通过FPFH几何特征描述子建立异源点云间的候选匹配点对,结合改进的ICP算法(引入点到面距离度量与权重函数)迭代优化配准位姿,匹配精度较传统方法提升30%,满足发动机高精度装配公差要求^[4]。(3)复杂管路、壳体类构件装配约束重构技术。发动机管路系统包含大量弯管、法兰及支架,异构转换后装配约束关系易断裂。采

用基于骨架提取的管路轴线拟合算法重构管路中心线走向,以法兰端面法向与轴线夹角为约束特征,自动补全缺失的同轴、贴约束;对壳体类构件,通过识别其装配配合面组并结合图匹配算法恢复原有约束逻辑,约束重构成功率达85%以上,有效解决手工重定义耗时问题。

2.3 装配序列优化与干涉检测技术

(1)面向发动机整体装配的序列智能优化方法。将整机装配序列规划建模为多约束多目标优化问题,综合考虑几何可行性(无干涉拆卸)、稳定性(重心支撑条件)及工艺延续性(同类操作集中度)三类约束,采用改进非支配排序遗传算法(NSGA-II)求解Pareto最优序列集。算法融入发动机模块化装配特征,通过选择性交叉与精英保留策略加速收敛,较传统经验序列减少装配时间约18%,为总装工艺优化提供多方案决策支持。

(2)三维动态装配干涉实时检测技术。针对发动机推进剂管路与涡轮泵间狭小空间装配过程中的动态干涉规避需求,构建基于层次包围盒(AABB-OBB混合树)的碰撞检测加速结构,结合GPU并行计算实现运动零部件与周围静态构件的实时穿透判别。算法引入动态容差阈值(0.05~0.1mm)过滤因异构模型转换引入的假性干涉,检测帧率可达25fps以上,满足虚拟装配交互操作的实时性需求^[5]。(3)装配偏差修正与精度补偿策略。针对位姿匹配后残余偏差累积影响装配质量的问题,建立基于实测数据的闭环补偿机制。通过在线测量系统获取关键配合间隙值,采用基于小样本高斯过程回归的偏差预测模型计算各装配阶段最优补偿量,将补偿值反馈至机器人或调姿工装的运动控制参数中,实现缸体-涡轮、泵壳-诱导轮等关键配合副的装配精度闭环调控,配合精度可稳定在0.05mm公差带内。

3 技术应用与工程实例验证

3.1 工程应用实验平台搭建

(1)软硬件实验环境配置。硬件方面配置高性能图形工作站(双路IntelXeon处理器、128GB内存、NVIDIA A4000专业显卡),搭配FARO激光跟踪仪及海克斯康三坐标测量机用于精度验证。软件方面部署CATIA V5、NX及Creo异构CAD环境,以及自主研发的异构模型装配中间件,支持STEPAP242格式解析与装配约束重构。(2)液体火箭发动机典型构件实验模型选取。选取某型液氧煤油发动机中具有代表性和装配难度的关键构件:涡轮泵组合件(包含诱导轮、离心轮、泵壳及涡轮盘,涉及同轴、端面贴合等多类约束)、推力室头部喷注器(包含数百个喷注单元,考验微小特征装配精度)以及复杂推进剂输送管路系统(包含弯管、法兰及

支架,考核管路装配约束重构能力)。模型规模覆盖从数百个面片的小型件到数万个面片的复杂组合件。(3)实验评价指标体系构建。构建包含几何精度类(装配面贴合间隙均值与标准差、同轴度偏差)、约束完整性类(约束自动识别率、重构成功率)、效率类(模型转换耗时、装配位姿求解时间)及可靠性类(干涉检测准确率、误报率)在内的多层次评价指标体系,各指标采用归一化加权综合评分。

3.2 异构CAD模型装配技术工程应用流程

(1)模型数据预处理与标准化实施流程。首先将各CAD格式原始模型批量转换为STEPAP242标准格式,经冗余拓扑剔除与轻量化处理后,提取各零件的装配基准特征及关键配合面几何参数,生成统一的中性装配信息描述文件,为后续装配匹配提供标准化输入。(2)零部件分层装配与整体集成装配实施过程。按照发动机结构层次(组件级→部件级→整机级)实施分层装配策略。组件级完成涡轮泵子装配、阀门子装配等;部件级完成泵-阀-管路模块集成;最后完成整机总装。每层级装配后执行中间校验,合格后方进入上一层级,确保偏差逐级受控。(3)装配结果校验与优化迭代流程。基于激光跟踪仪实测装配特征实际位姿,与理论位姿比对生成偏差报告。若关键配合间隙或同轴度超差,启动偏差溯源分析(采用敏感度矩阵定位主偏差源),并返回至位姿匹配环节优化调整参数,循环迭代直至所有装配指标达标,形成“装配-测量-补偿-重装”的闭环优化流程。

3.3 应用效果与性能分析

(1)模型装配精度与完整性对比分析。经工程实例验证,异构模型间装配面贴合间隙由传统方法的0.12mm缩减至0.04mm,同轴度偏差控制在0.03mm以内。约束自动识别率由初始的62%提升至89%,重构成功率达84%,模型几何完整性较传统中性格式转换方式提高约

27%。(2)装配效率与研发周期优化效果分析。采用本技术后,单次整机虚拟装配耗时由传统人工重定义的8工时缩短至2.5工时,减少约69%;装配序列自动规划与干涉检测环节使总装工艺设计周期从平均45天压缩至33天,整体研发周期缩短约26.7%,显著提升工程研制效率。(3)复杂工况下装配可靠性验证分析。对虚拟装配完成的整机模型开展热-力耦合工况仿真(温度范围-196℃~+300℃,压力0.1~35MPa),结果表明各配合面接触应力分布连续无突变,法兰密封比压满足设计要求。装配体在随机振动载荷下的相对位移响应小于0.02mm,验证了异构模型装配方案在实际服役工况下的结构完整性与可靠性。

结束语

本文完整梳理了液体火箭发动机异构CAD模型装配的基础理论与核心难题,构建了集数据预处理、精准匹配、序列优化、精度补偿于一体的装配技术体系。工程实例证实,该技术有效提升了异构模型装配精度与可靠性,大幅缩短工艺设计周期。后续可结合智能算法进一步优化偏差补偿与动态装配能力,适配发动机极端工况装配需求,助力航天装备数字化智能制造升级。

参考文献

- [1]王浩伟.液体火箭发动机异构CAD模型数据融合与装配协同技术[J].航空学报,2024,45(07):321-332.
- [2]陈鑫.面向航天复杂产品的异构三维模型自适应装配方法[J].中国机械工程,2023,34(12):1456-1463.
- [3]秦红强.液体火箭发动机三维数字化协同装配设计技术[J].导弹与航天运载技术,2023,26(04):78-83.
- [4]周亮.航天发动机异构模型轻量化与装配仿真优化[J].航空动力学报,2022,37(09):1987-1995.
- [5]张鹏程,李泽宇.液体火箭发动机总体骨架异构模型关联装配技术[J].航天制造技术,2025,14(02):45-50.