

大型飞机高升力系统的发展及关键技术分析

史佑民, 杨新团

(中航工业庆安集团有限公司, 西安 710077)

[摘要] 高升力系统是大型飞机实现安全起飞和着陆功能的独立分系统,对飞机的安全性和经济性等方面有重要影响。现代大型飞机的高升力系统在作动能量传输方式上采用集中驱动,在控制信息处理模式上采用容错式双余度数字电传控制。高升力系统的关键技术体现在高效率机械作动系统的设计和處理多状态复杂控制逻辑的高升力控制系统设计等方面。

关键词: 高升力系统; 缝翼; 襟翼; 动力驱动装置; 仿真; 虚拟试验

Development and Critical Technology Analysis for High Lift System of Large Aircraft

SHI Youmin, YANG Xintuan

(AVIC Qing'an Group Co., Ltd., Xi'an 710077, China)

[ABSTRACT] High lift system is the individual sub-system for safe take-off and landing of the large aircraft, which has significant influence on the safety and economics of the aircraft. The high lift system of modern large aircraft adopts centralized driving in actuation energy transmission mode, and fault-tolerant duplex redundancy digital electronic control in control information processing mode. The key technology of high lift system is reflected in design of high efficiency mechanical actuation system and high lift control system for dealing with the multi-mode and complicated control logic.

Keywords: High lift system; Slat; Flap; Power drive unit; Simulation; Virtual testing

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.10.074

现代大型飞机的机翼构型通常按巡航条件设计,由于飞机的巡航速度与起飞着陆阶段最小速度的比值相差较大(约为 5 : 1),巡航翼型不能同时满足高速巡航和低速起飞着陆需求的矛盾变得非常突出^[1]。

现代飞机采用高升力系统解决上述矛盾,通常是在机翼前缘配置缝翼、在机翼后缘配置襟翼。飞机在起飞和着陆时,襟翼和缝翼可以伸出,使机翼的面积和弯度增大,升力系数 C_L 明显增加,从而可以获得较低的飞行速度,其结构和作用如图 1 所示^[2]。

高升力系统已成为现代大型飞机不可或缺的功能系统,它不仅有效提高飞机起飞着陆时的升力,有效改善飞机的失速条件,而且也大大改善飞机爬升率、进场速率及进场最佳飞行姿态。

1 高升力系统技术特点

高升力系统是集机械传动、液压、检测和控制等技术于一体的综合性系统,在系统集成、关键部件等方面有独特的技术特点。

(1) 高升力系统是功能独立的飞机分系统,是从驾驶杆到翼面的完整位置闭环控制系统,由襟缝翼电子控制单元进行信号处理和功能控制,通过总线与飞机航电系统和主飞控系统等其他系统互联。在先进大型飞机上,高升力系统与主飞控系统、自动驾驶系统等 3 部分组成了完整的飞机飞行控制系统。

(2) 高升力系统是影响飞机安全的关键系统。航空安全报告系统(Aviation Safety Reporting System, ASRS)统计显示,从 1996 年 1 月到 2002 年 8 月发生的 335 个事故中,有 33 个是由于高升力系统故障造成,约占总事故的 10%。另据统计,在民用客机平均单次飞行中,起飞和着陆时间(约 10min),仅占总飞行时间的 6%,而 68.3% 的飞行故障(事故)却发生于此阶段,由此可以看出,高升力系统对飞机安全性具有重要影响。

(3) 高升力系统对飞机的经济性、维护性有重要影响。现代大型飞机的高升力系统普遍采用集中驱动构架,其机械传动线路通常长达数十米,总计要连接上百个传动装置。高升力系统影响飞机的油耗和起降性能,同时

由于飞机高升力系统结构复杂,体积较大、零件数量多、维修难度高、维护成本和费用都较大,大型飞机高升力系统的性能往往决定着飞机的整体市场竞争能力^[1]。

2 高升力系统的技术发展

高升力系统由翼面作动子系统、机械传动子系统、动力驱动子系统、控制和监控子系统、故障保护子系统、传感器子系统等组成。高升力系统的技术发展主要体现在控制与监控、作动能量传输方式上。在控制与监控方面,高升力控制系统从人工操纵发展到电传操纵系统,进而发展成容错式双余度数字电传操纵系统;而在作动能量传输方面,则从襟/缝翼各段翼面独立驱动发展到集中共轴驱动,再到内、外襟翼差动,并正在发展多翼面独立驱动方式。

2.1 作动能量传输技术的发展

作动能量传输技术主要体现在翼面作动技术和动力驱动技术两个主要方面。翼面作动技术是解决机械能量的传输问题,而动力驱动技术是解决机械能量的转换和产生。

现代大型飞机的高升力系统翼面作动技术广泛采用集中式驱动架构,由安装在飞机中央的动力驱动装置(Power Drive Unit, PDU)提供动力,通过机械传动线系将动力传递到每个作动位置的齿轮旋转作动器或滚珠螺旋作动器上,作动器驱动襟/缝翼运动机构,控制襟翼和缝翼的收放,如图2所示。这种集中式驱动架构虽然有效保证了襟/缝翼运动的同步性,然而当机械传动系统出现卡阻或断裂故障时,襟/缝翼将被制动在当前位置,不能进行收放。高升力系统翼面作动技术的发展方向是自适应机翼^[2],采用分布式独立驱动构型,这种系统可以根据飞行状态使机翼沿展向具有期望的翼型弯度。分

布式独立驱动的高升力系统省去了集中驱动需要的大量传动轴、万向节和传动齿轮箱等,简化了系统结构,减少了零件数量,提高了机械传动效率,减轻了系统重量,方便了安装,提高了系统维护性。

现代大型飞机高升力系统的动力驱动功能由PDU实现,高升力系统的缝翼PDU和襟翼PDU分别采用两套动力进行驱动,动力类型通常为两套液压马达(液-液式)、两套电机(电-电式)或一套液压马达和一套电机(液-电式)3种方式。两套动力可以主-主方式(即两个动力源都为)或主-备方式(即1个动力源为主,另1个为辅)工作,两套动力的综合通常采用速度综合或力矩综合。液压式动力源具有输出功率大、体积小、重量轻、技术成熟等优点,缺点是采用节流调速原理,能

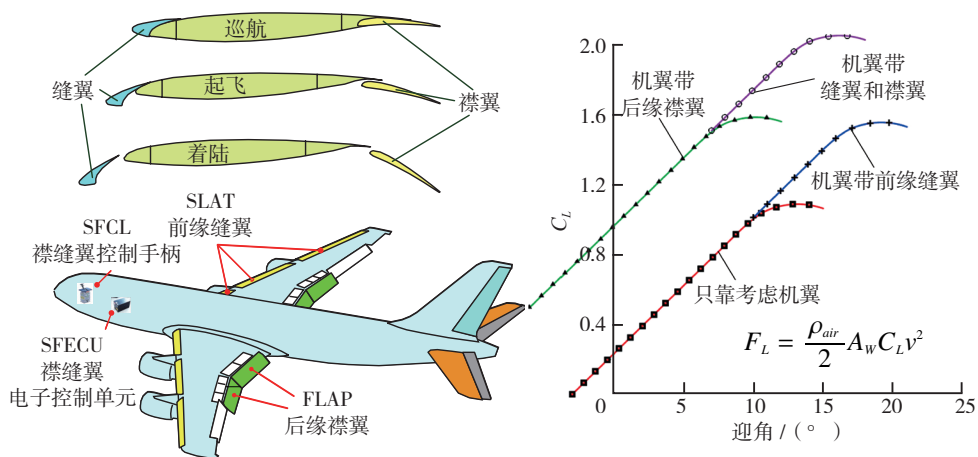


图1 高升力系统及其作用

Fig.1 High lift system and its application

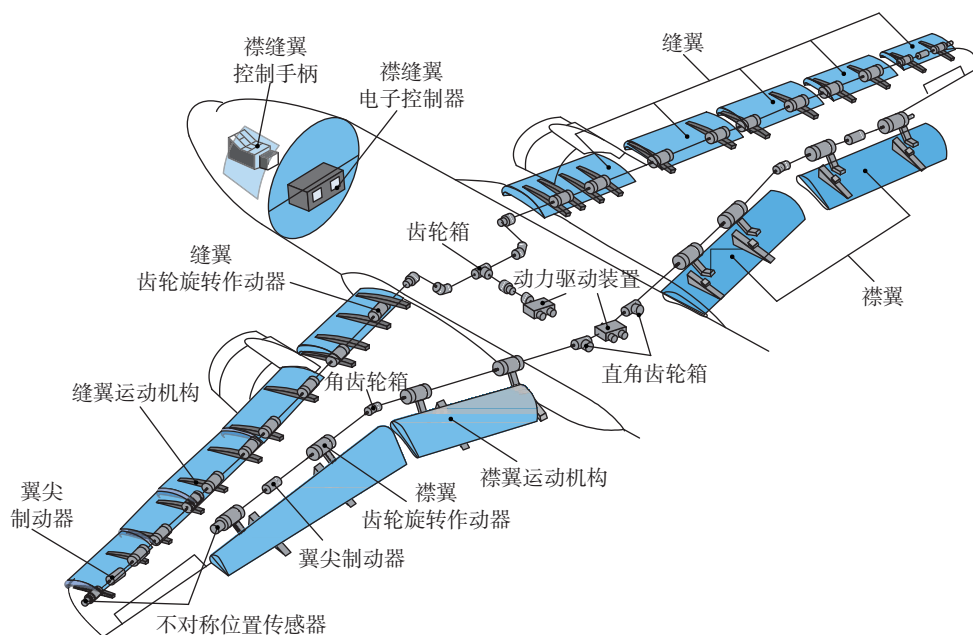


图2 集中驱动式高升力系统

Fig.2 High lift system of centralized driving

量损失较大。为了克服节流调速的缺点,现代先进飞机的 PDU 采用了变排量控制技术,从而大大减少了对液压系统的流量需求^[4]。两套电机驱动的主-主式 PDU 符合多电飞机的发展趋势,是 PDU 今后的发展方向,其主要缺点是大功率驱动器件的工作可靠性不高,重量也较大,目前这种方案已成为支线客机的主流选择。

2.2 控制与监控技术的发展

现代飞机的高升力系统普遍采用数字电传操纵技术,实现了系统功能的综合,并具有完善的冗余管理功能。同机械操纵和简单电传操纵相比,采用数字电传操纵的高升力系统实现了襟/缝翼的综合管理,增强了边界保护功能,提高了系统的安全性和维护性。

高升力系统的控制和监控功能主要由襟缝翼电子控制单元(Flap Slat Electronic Control Unit, FSECU)实现, FSECU 通常采用 2×2 构架,襟翼系统 PDU 和缝翼系统 PDU 的两套动力分别由两台独立可互换的 FSECU 进行控制与监控,每个 FSECU 包括 1 个襟翼通道和 1 个缝翼通道。每个 FSECU 的襟翼通道和缝翼通道分别由两条支路构成,两条支路的微处理器硬件是非相似的。两条支路独立并且执行相同的功能,两条支路交换数据并比较计算结果后,经硬件逻辑电路处理后输出^[5]。

3 高升力系统的关键技术分析

在国际上,大型飞机高升力系统一般由飞机的一级供应商集成并向飞机配套,而在我国,飞机高升力系统的研究和配套才刚刚起步。飞机高升力系统结构复杂,性能要求较高,一系列关键技术影响和决定着飞机高升力系统的主要性能,以下对飞机高升力系统进行识别和分析,以期提升国内飞机高升力系统的研制能力。

3.1 高效率的作动能量传输技术

大型飞机高升力系统串接上百套传动装置,各个传动装置之间通过机械式传扭装置(扭力杆)连接为一体,总长度大约在 50m 以上,数量众多的传动装置和较长的传输路线造成整个系统效率下降,也间接导致系统重量增加,因此提高机械传输效率成为系统集成需要考虑的重要问题。

以某型飞机高升力系统为例,缝翼系统共包含 38 根扭力管,尽管每个扭力管的传输效率高达 99.7%,但总体上传输线路的总效率只有 89.2%,考虑齿轮减速和支撑件等其他传动装置的效率,缝翼系统从 PDU 到末端的总传输效率只有 30% 左右。因此高升力系统设计的关键技术之一就是选用低摩擦、高耐磨、结构简单和重量轻的传动方案,并且合理选择系统转速和传动比等参数,提高系统效率,减小系统重量和功率需求。

3.2 低功耗的动力驱动技术

高升力系统从一个极限位置全偏到另一个极限位置的时间大约为 30~40s,工作时间虽然很短,但功率却很大,往往可达到主飞行控制系统功率的 3 倍以上,为了满足高升力系统短时工作所需的功率,并且尽量不影响飞机其他系统的工作,飞机液动力或电力通常不得不按短时需求设计,造成在绝大部分工作时间的输出功率过于富裕。因此降低 PDU 对飞机液压或电力的功率需求也是设计高升力系统需要考虑的重要问题。

A380 飞机的襟/缝翼 PDU 采用了变排量控制技术,大大减少了液压马达工作时的流量消耗,同时也降低了阀块设计的复杂性,与传统采用节流控制方案的 PDU 相比,流量需求大约减少 50%^[4]。A320neo 飞机的襟/缝翼 PDU 采用电力驱动,高升力系统采用能量贮存技术,系统自带两套 28V 锂电池,通过直流/直流转换和直流/交流转换,驱动 270V 直流无刷电机工作。自带电池由飞机 28V 直流电源系统进行充电,可满足高升力系统工作时的功率需求,降低了传统方案对飞机电源的短时大功率需求^[6]。

3.3 减小故障峰值载荷的机械故障保护技术

大型飞机高升力系统中有众多的机械驱动和传动装置,为了提高机械装置的可靠性,一般需要在翼面作动线路上设置必要的力矩限制器,当系统出现卡阻故障时,力矩限制器限制传递给下游线路上的载荷不超过规定值,以保护系统和飞机结构不受损坏。另外,为了满足飞机的安全性要求,系统中一般都设有不对称保护功能,当机械传动线路出现断开故障时,由制动器将翼面可靠把持住,不使其处于自由状态,便于飞机的操纵控制。

卡阻和断开故障的保护过程时间持续非常短,大约为 100ms 左右,然而速度和载荷变化却非常大,故障时的最高转速可高达系统正常转速的 10 倍以上,峰值载荷可高达最大工作载荷的 5 倍以上。降低故障峰值载荷,减小系统各个传动部件的限制载荷和极限载荷,进而减轻系统重量和飞机结构支撑件所承受的最大载荷,这也是高升力系统设计需要考虑的一个重要问题。

3.4 有效处理复杂控制逻辑的高升力系统控制技术

高升力系统以襟/缝翼构型控制为主,不需依据飞行条件和飞机状态进行调参,控制相对简单,但系统的状态繁多,逻辑控制和转换异常复杂。以某型飞机高升力系统为例,整个高升力系统共有 10 种工作模式,此外一些飞机还设有备用工作模式。高升力系统通常还设有机械卡阻、翼面不对称、翼面对称回收、翼面未按指令运动、翼面超速运动和翼面倾斜等多种故障保护模式,使高升力系统的工作模式和状态有所增加。

高升力系统通常还具有自动缝翼、襟翼载荷减缓和

襟翼自动收回等多种襟 / 缝翼自动收放功能,自动收放功能依据襟 / 缝翼控制手柄对应起飞、爬升、巡航、下降和着陆的档位、襟 / 缝翼位置和飞行速度进行。自动收放功能的应用使高升力系统的工作模式和状态变得更加复杂。

一个典型的襟翼控制器由 30 个状态图组成,其中包含 469 个状态位和 75 个输入位,有限状态机大约有 35000 个节点,为了准确地用有限状态机来给系统行为建模需要 35000 个状态。高升力系统的多状态不但使系统的控制逻辑设计繁琐复杂,而且也直接导致测试工作量巨大,例如对上述襟翼控制器的测试,如果毫无遗漏地进行穷举测试,则需要考虑所有输入信号的组合,共计需要进行 2^{75} 次验证^[7-8]。

采用基于模型的系统工程方法进行控制逻辑的设计、仿真和自动化测试是解决上述问题的关键技术,可有效减少人为差错,并大大减少开发工作量。

3.5 高升力系统集成验证技术

按照传统做法,高升力系统的系统级集成试验在铁鸟试验台上进行,但在铁鸟试验台上进行作用在襟翼和缝翼上气动载荷的静态和动态模拟、机翼变形模拟、以及机械传动和作动系统中的卡阻和断开故障模拟非常复杂,另外高升力系统的试验项目也非常繁多,因此导致在铁鸟台上进行全面的高升力系统集成试验不切实际而难以实施。现代飞机高升力系统的研发更倾向于构建专门的高升力系统集成试验台,对高升力系统进行全面的系统级试验验证。空客公司自 A380 飞机开始,包括其后的 A350 和 A400M 飞机,均采用了独立于铁鸟

台的高升力系统集成试验台(也称铁翼)对高升力系统进行全面验证,A350 飞机高升力系统集成试验台如图 3 所示^[9-10]。

3.6 多学科的高升力系统仿真和虚拟试验技术

大型飞机高升力系统结构庞大、部件数量多、综合环节多、开发周期长、实物试验虽然必要,但实现起来很困难,且受部件进度、风险等影响较大。为了缩短开发周期,节约开发费用,开展基于多学科的高升力系统仿真和虚拟试验十分必要,在国际上,很多高升力系统集成商都在多年探索、开发和实践的基础上建立了比较完善的高升力系统仿真和虚拟试验能力。

高升力系统仿真技术是涉及空气动力学、机械、液压、电气、电子和控制等多学科的复杂技术。该技术应用动力学分析软件和有限元分析软件对襟翼及其支撑和运动机构进行刚体和柔体建模,然后再与一维参数化的作动系统模型和基于模型的襟翼控制系统模型进行协同仿真,如图 4 所示^[11]。



图3 A350飞机高升力系统集成试验台
Fig.3 Integration test rig for A350 high lift system

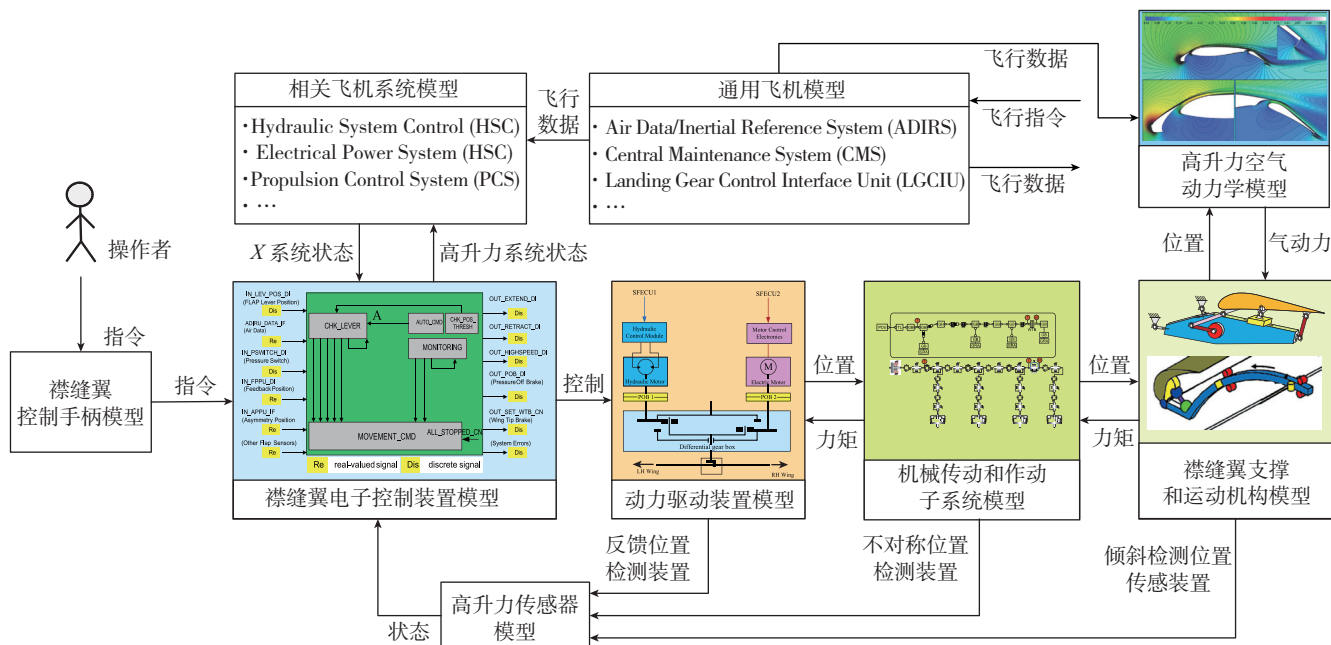


图4 高升力系统的多学科仿真

Fig.4 Multi-disciplinary simulation of high lift system

随着系统仿真技术以及虚拟现实技术的发展,虚拟试验技术也开始成功应用于高升力系统,高升力系统的虚拟集成试验逼真地模拟高升力系统全状态物理集成试验的全部过程,高升力系统的仿真与虚拟集成试验都是建立全系统虚拟样机,应用数字化手段对高升力系统进行验证。二者的主要区别主要在于:前者的验证对象是真实飞行过程中的高升力系统,而后者是处于测试过程中的高升力系统^[12]。

4 结束语

我国大型飞机的研究开发正处于关键发展阶段,作为飞机关键系统之一的高升力系统发展和升级是非常重要的工作。大型飞机高升力系统的研究工作不仅是多个学科的紧密结合,广泛应用了新的系统工程方法和仿真技术,同时也有赖于关键部件和系统试验验证技术的发展和进步。国内系统集成工作将着眼于关键技术的突破,系统集成能力和关键部件开发能力的形成,并积极在型号研制工作中实践,不断积累经验,促进我国大型飞机高升力系统的技术不断发展和进步。

参考文献

[1] Rudolph P K C. High-lift systems on commercial subsonic airliners[R]. California:NASA,1996.

[2] 比斯根斯 Г С. 干线飞机空气动力学和飞行力学[M]. 孙荣科,周庭秋,孙业绍,等译. 北京:航空工业出版社,1996.

Б ю ш г е н с Г С. The aerodynamics and flight mechanics for trunk-route aircraft[M]. SUN Rongke, ZHOU Tingqiu, SUN Yeshao, et al translated. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.

[3] DAM C P V. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2):101-144.

[4] BIEDERMANN O, GEERLING G. Power control units with secondary controlled hydraulic motors—a new concept for application in aircraft high lift systems[C]. Recent Advances in Aerospace Hydraulics, Toulouse, 1998.

[5] ENDRÖS W. SFCC380 high lift (slat/flap) control system[C]. The 1st International Workshop on Aircraft System Technologies, Germany Hamburg, 2007.

[6] LAMMERING T. Conceptual design of a battery-powered high lift system for single-aisle aircraft[C]. The 52nd Aeroapace Sciences Meeting, Germany Lindenberg, 2014.

[7] AVACS H3. The flap controller[EB/OL].[2013-10-10]. <http://www.avacs.org/fileadmin/Benchmarks/Open/flapcontroller.pdf>.

[8] BÖDE E, PEIKENKAMP T, BRETSCHEIDER M, et al. Model-based safety analysis of a flap control system[J]. Incoase International Symposium, 2004, 14(1):246 - 256.

[9] COUSIN M. Zero test means[J]. Airbus Technical Magazine, Special Edition A350 XWB, 2013,6:8-11.

[10] HACKER R, FINKE T. Airload Simulation on the Airbus A380[EB/OL].[2006-1-1]. https://WWW.dspace.com/shared/data/pdf/dSPACE_NEWS/dSPACENews2006-1_Airbus_en_a317.pdf.

[11] GÜLZ A, CARL U B. Parametric modelling and experimental validation of multi body simulation of elastic flap systems in transport aircraft[C]. 1st International Workshop on Aircraft System Technologies, Germany Hamburg,2007.

[12] ULMER T.Virtual testing of high lift systems[C]. SAE 2013 AeroTech Congress & Exhibition, Montr é al, 2011. (责编 古京)

(上接第73页)

参考文献

[1] 付红旭. 基于PLM的三维数字化车间整体解决方案[J]. 信息化技术, 2013(2):67-70.

FU Hongxu. 3D digital manufacturing solution based on PLM[J]. Information Technology, 2013(2):67-70.

[2] 蔺娜,冀阿强,张余升,等. 面向航天制造企业的数字化刀具管理系统研究[J]. 制造业自动化, 2013(10):14-17.

LIN Na, JI A' qiang, ZHANG Yusheng, et al. Research on the digital tool management system oriented to aerospace manufacturing enterprises[J]. Manufacturing Automation, 2013(10):14-17.

[3] 杨旭东,李华臣,王洪生,等. 采用标识技术的刀具信息管理研究[J]. 现代制造工程, 2009(4):16-19.

YANG Xudong, LI Huachen, WANG Hongsheng, et al. The research of tool information management based on tool marking and identification[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2009(4):16-19.

[4] 蔡瑞环,贾晓亮. 基于CATIA与DELMIA的三维机加工工艺设计技术研究[J]. 航空制造技术, 2014(5):47-49.

CAI Ruihuan, JIA Xiaoliang. 3D machining process planning design based on CATIA and DELMIA[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2014(5):47-49.

[5] 张祥祥,陈兴玉,张红旗,等. 基于PRO/E的三维机加工工艺设计方法研究[J]. 机械与电子, 2014(2):3-6.

ZHANG Xiangxiang, CHEN Xingyu, ZHANG Hongqi, et al. Research on the method of three-dimensional machining process planning based on PRO/E[J]. Machinery and Electronics, 2014(2):3-6.

[6] 唐健均,贾晓亮,田锡天,等. 面向MBD的数控加工工艺三维工序模型技术研究[J]. 航空制造技术, 2012(16):62-65.

TANG Jianjun, JIA Xiaoliang, TIAN Xitian, et al. Research on three-dimensional process operation model in nc machining for model based definition[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2012(16):62-65.

[7] 刘燕. 三维CAM中间工序模型的构建及优化[J]. 科技创业家, 2014(5):174-177.

LIU Yan. Construction and optimization of three dimensional CAM intermediate process model[J]. Science and Technology Entrepreneurs, 2014(5):174-177.

[8] 惠巍,王彦,陶剑,等. 航空制造领域中三维工艺技术的应用[J]. 航空制造技术, 2013(13):43-47.

HUI Wei, WANG Yan, TAO Jian, et al. Application of 3D processing technology in aeronautical manufacturing[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2013(13):43-47.

[9] 李海泳,唐秀梅,亢亚敏,等. 基于MBD技术的航空制造数字化工艺实施应用[J]. 航空制造技术, 2013(13):40-42.

LI Haiyong, TANG Xiumei, KANG Yamin, et al. Application of MBD based digital aeronautical manufacturing process[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2013(13):40-42. (责编 古京)