

机翼结构有限元快速建模技术研究*

Research on Rapid Wing Structural Finite Element Modeling Technology

北京航空航天大学机械工程及自动化学院 朱永洲 席平 唐家鹏
中航工业沈阳飞机工业(集团)有限公司 张泽峰

[摘要] 为提高飞机机翼结构初步设计阶段有限元建模的质量和效率,提出了机翼结构有限元参数化建模方法。采用模板技术将机翼结构几何建模过程中的方法、规则和专家经验等知识进行封装,在CATIA建模平台上通过Visual Basic开发了知识驱动的机翼结构几何参数化建模系统。研究了CAD与CAE系统之间的数据传递手段,读取上游模型信息,完成了几何模型的重构。基于PATRAN二次开发语言PCL进行了有限元网格自动剖分,快速生成了有限元模型,并实现了CAD模型向CAE模型转换的无缝集成。

关键词: 机翼结构 有限元模型 参数化建模 初步设计

[ABSTRACT] In order to improve the finite element modeling quality and efficiency of aircraft wing structure in the preliminary design stage, a method of finite element parametric modeling of wing structure is put forward. Knowledge of design methods, rules and expert experience is encapsulated into a template. Knowledge-driven wing structure geometry modeling system is developed by Visual Basic on CATIA modeling platform. Data transmission means between CAD and CAE systems is studied. The reconstruction of the geometric model is completed after reading upstream geometry information. Based on the secondary development language of PATRAN, the finite element automatic meshing is carried out and a finite element model is quickly generated, achieving model transformation seamless integration of CAD/CAE.

Keywords: Wing structure Finite element model Parametric modeling Preliminary design

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.19.047

有限元建模是有限元分析所必需的数据前处理过程,也是有限元方法在实际运用中的主要困难。经验表明,有限元建模在整个有限元分析工作量中占70%~80%左右^[1],同时,有限元建模过程是一个不断迭代的动态过

程,每一次迭代都需要进行新一轮的结构调整和有限元模型的重新生成,手动建模通常费时费力,而参数化建模是有限元模型快速、准确、高质量进行的有效手段。

在航空领域,普遍采用CATIA软件进行几何造型^[2],但在基于Windows平台的V5版本中,其有限元分析模块还不完善。另一方面,由于CAE前处理软件PATRAN几何建模能力较弱的局限性,很难在PATRAN内实现机翼结构几何建模的功能,所以对于机翼结构,基于CATIA几何建模、MSC.PATRAN/NASTRAN进行有限元分析的方法具有很强的实际意义。此外,CAE与CAD是密不可分的,相互独立的CAE和CAD系统势必造成设计资源和信息的重复浪费与不一致性,严重影响整个设计过程的效率^[3],为此,需解决CAD与CAE之间的数据通信以实现CAD/CAE的集成。

本文定位于飞机结构初步设计阶段,旨在构建知识驱动的飞机机翼结构有限元快速建模系统。首先将机翼结构几何建模过程中的方法、规则和专家经验等知识进行封装,采用模板参数化技术在CATIA平台上实现机翼结构骨架模型的快速生成,并进一步分割离散生成适于有限元网格剖分的几何网格模型。研究CAD与CAE系统之间的数据通信方式,利用PATRAN的PCL语言,实现了机翼有限元模型网格的自动剖分系统的设计。本文实现的有限元建模过程如图1所示。

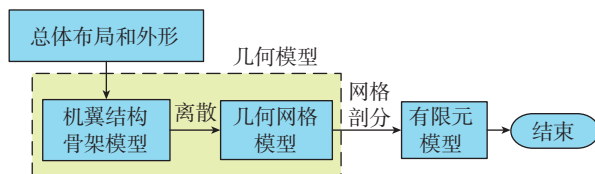


图1 机翼结构有限元建模
Fig.1 Finite Element Modeling

1 几何模型参数化建模

目前,机翼结构几何模型的生成通常由设计人员手动交互实现,其质量和结果严重依赖设计人员的技术水平和经验,同时设计过程中缺乏有效的数字化手段对设计知识和经验进行积累。实际上,可以采用知识驱动的模板参数化技术,将结构工程师在设计过程中的设计方

* 国家自然科学基金(2009AA043306)资助。

法、定义规则和经验等知识通过归纳封装在一个模板中^[4],以机翼的外形曲面为输入,拾取上游参考元素,给定机翼结构受力构件的位置参数和布置方式,后台程序驱动 CATIA 快速完成结构几何模型的生成。

1.1 骨架模型

机翼结构的设计要求基于机翼结构的弦平面,在机翼外形给定的条件下进行梁、肋和长桁构件的布局。骨架模型包括了构件站位面、轴线及腹板面结构布置信息。机翼结构构件特征描述及骨架模型创建过程如下:

(1) 翼梁贯穿机翼上下曲面,可描述为梁轴线、站位面和腹板面。

- 梁轴线的起点和终点分别用该点占根弦和梢弦的百分比表示,其中梁分段面位置由机身对称面偏移得到,分段点位置由该点占梁分段处站位面和弦平面相交线的百分比确定,梁轴线由各点顺序连接而成;

- 基于梁轴线和弦平面确定站位面;
- 通过站位面与上下翼面求交确定梁缘条,并分别填充前后梁的上下缘条之间区域生成梁的腹板面。

(2) 翼肋也具有贯穿机翼上下曲面的性质,可描述为站位面、肋缘条和腹板面。

- 翼肋以顺航向方式布置时,站位面位置以机身对称面为参考元素;以垂直梁方式布置时,以前梁或后梁轴线为参考元素确定站位面位置。肋的站位面与弦平面成一定角度,通常为 90°。

- 站位面与上下翼面求交确定肋缘条,填充肋上下缘条之间区域生成肋的腹板面。

(3) 长桁是展向受力构件,依附于机翼的上下曲面,可描述为站位面和上下翼面长桁。

- 长桁按比例方式布置时,基于长桁在弦平面上的投影和弦平面确定站位面;按平行某元素布置时,站位面以梁站位面或以长桁站位面为参考元素偏移得到。

- 站位面与上翼面或者下翼面相交得到长桁;长桁起始位置均为根肋;按比例方式布置长桁终止于梢肋;按平行某元素布置长桁终止位置可以为某一肋站位面。

按照上述原则,针对飞机中典型的双梁式机翼结构,基于 CATIA 软件平台,采用 VB 编程语言,开发了机翼结构几何建模模板,如图 2 所示。通过该模板,能够实现骨架模型的快速建模,并在生成的骨架模型基础上,自动离散生成适于有限元网格剖分的几何网格模型。图 3 为采用模板生成的机翼盒段骨架模型,图中隐藏了机翼的上翼面。

1.2 几何网格模型快速生成

在初步设计阶段,为了实现快速迭代,对机翼结构进行静强度、刚度及稳定性分析时只需对机翼翼盒进行分析,一般以线、面、几何体来构建翼盒的几何模型,同时,

为保证机翼结构有限元模型单元属性的准确加载和单元有限元网格剖分的质量,要求对模型进行离散,即在机翼结构构件梁、肋、长桁及蒙皮相交处断开。图 4 所示为机翼结构骨架模型离散后形成的几何网格模型单元。

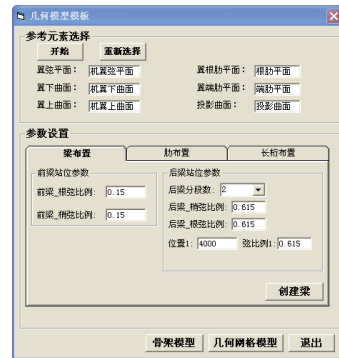


图2 机翼结构几何模型模板

Fig.2 Template of geometry model generation

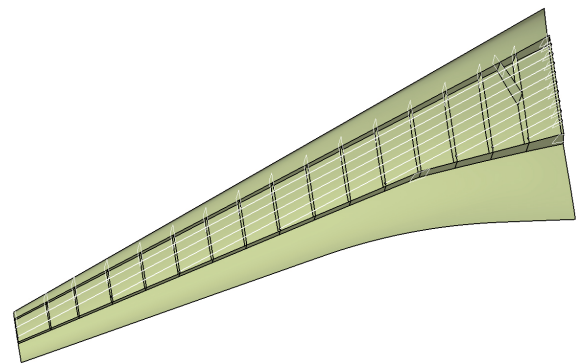


图3 机翼盒段结构骨架模型

Fig.3 Skeleton model of wingbox

在机翼翼盒离散生成几何网格模型过程中,为便于查找点和单元(杆单元、壳单元)输出中性文件、在几何中对单元附加属性,对各单元进行编号^[5]。中性文件包含单元的几何信息和有限元模型生成需要的单元属性,如杆单元的截面面积和壳单元的厚度等,是完成 CAD 向 CAE 集成的基础。机翼翼盒几何网格模型中点和单元组成及编号定义如下:

(1) 点。

翼梁缘条、长桁、翼肋缘条在翼面上的交点,可以起到使力互相传递的作用。以机翼上翼面为例,本文从前梁缘条开始,逐个完成展向缘条与所有弦向缘条相交关系的判定,将结果用一组保存在二维整型数组 $A(i, j)$ 中的元素 0 或 1 反映,二维数组的元素为 0 表示不相交,1 表示相交。该二维数组的下标 i 表示展向缘条的标号,沿翼剖面前缘到后缘依次为 0, 1, 2, ..., m , m 大小由翼面长桁确定;下标 j 表示弦向缘条标号,沿机翼根部向梢部依次为 0, 1, 2, ..., l , l 大小由翼肋数确定。对生成的点编号定义为:

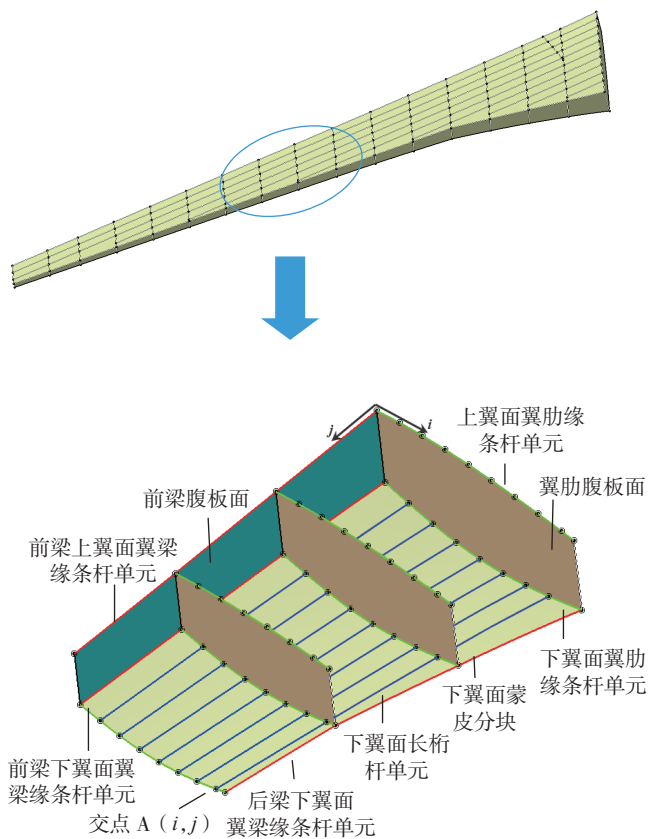


图4 机翼盒段结构几何网格模型
Fig.4 Geometric mesh model of Wingbox

$$P_n = ktij, \quad (1)$$

其中, k 表示蒙皮构件, t 表示结构件在其所在类型内的序号(下同), 对上蒙皮取 1, 下蒙皮取 2。

(2) 一维单元。

几何网格模型的一维杆单元包括: 翼梁缘条杆单元、长桁杆单元和翼肋缘条杆单元。

翼梁缘条杆单元编号定义为:

$$P_n = kth_{1ij}, \quad (2)$$

其中, h_1 表示翼梁构件, i, j 的意义与上述不同, 对前梁缘条杆单元 i 取 1, 后梁缘条杆单元 i 取 2, j 取肋站位面的编号;

长桁杆单元编号同翼梁缘条杆类似, 不同在于此种情况下 i 取长桁站位面编号;

翼肋缘条杆单元编号定义为:

$$P_n = kth_2jm, \quad (3)$$

其中, h_2 表示翼肋构件, j 取肋站位面的编号, m 用于标识相同结构件上的不同单元。

(3) 二维单元。

本文研究的机翼结构为双梁式布局, 几何网格模型的二维壳单元分为以下 3 种: 蒙皮壳单元、翼梁腹板壳单元、翼肋腹板壳单元。

蒙皮壳单元其编号定义为:

$$P_n = kti, \quad (4)$$

其中, i 是蒙皮壳单元的主要标识符, 蒙皮先沿展向从根肋到梢肋按肋站位面的位置分块, 再分别用长桁站位面从翼盒的前缘到后缘对已分块的蒙皮再分割。

翼梁腹板壳单元编号定义为:

$$P_n = h_1ij, \quad (5)$$

其中, i 表示翼梁构件在机翼结构中的位置, 同一维杆单元翼梁缘条杆中 i 意义相同; j 取肋站位面的编号。

翼肋腹板壳单元编号定义为:

$$P_n = h_2j. \quad (6)$$

2 中性文件生成

PATRAN 软件支持大多数的标准文件接口, 在 CATIA 上建立的几何模型文件通过转换为 IGES 或 STEP 等文件能够直接导入到 PATRAN 中, 但由于 CAE、CAD 软件开发思想和目的的不同, 软件之间三维模型数据表达不尽相同, 对模型的存储也采用不同的数据结构, 造成不同系统间的数据不能准确地交换共享, 或是在数据交换过程中产生信息丢失^[6]。比如, 本文对 CAD 与 CAE 数据传递研究中发现, 在机翼几何网格模型以 IGES 或 MODEL 格式导入 PATRAN 后, 导入的模型有坏点、重复的面和线, 且不易检查, 严重地阻碍了数据从 CAD 到 CAE 的流动与共享。

中性文件, 即几何网格模型生成时同步生成的数据^[7], 是系统有限元模型建立的主要数据输入。运用 PATRAN 提供的二次开发语言 PCL 读取中性文件, 对机翼几何网格模型进行重构, 实现机翼结构几何模型向有限元模型的集成, 图 5 所示为机翼盒段结构后梁腹板壳单元在 PATRAN 中的重新建模。以中性文件的方式解决异构系统数据交流, 能保证模型数据的准确传递, 克服异构系统之间“点对点”方式接口众多的缺点, 中性文件的数据独立性、开放性在机翼结构多学科数字化设计领域有重要意义。

在几何网格模型生成过程中, 所有点和单元信息分

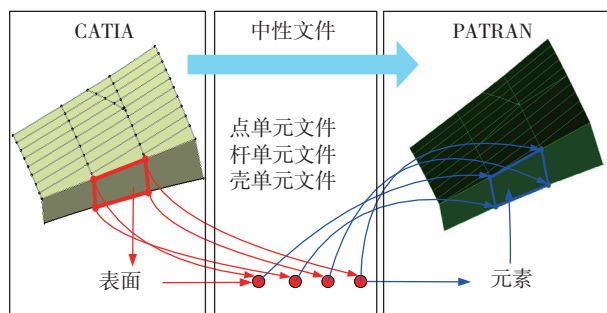


图5 CAD与CAE的系统集成
Fig.5 Integration of CAD/CAE

别保存在各自定义的结构体数组后再输出到中性文件保存。点的数据结构包括点的编号、点的三维坐标值和点的拓扑邻接关系。点的坐标值可以通过按点的名称循环遍历点的同时,程序后台驱动 CATIA 的测量命令获取点的坐标值;点的拓扑邻接关系以邻接关系矩阵 $M(i, j)$ 数组元素表示,邻接关系矩阵定义为:

$$M(i, j) = \begin{cases} 0, & \text{点 } i \text{ 和点 } j \text{ 不相邻} \\ 1, & \text{点 } i \text{ 和点 } j \text{ 相邻} \end{cases}$$

单元数据结构包括单元编号、单元类型、组成单元的节点列表。单元编号是单元的标识符,与点编号的意义类似,其另外一层意义是在 PATRAN 中重构几何网格模型时单元的 ID 编号。单元类型是设计模型有限元化后的有限元表达,如 CROD、CBEAM、CTRIA3、CQUAD 等。节点列表是组成单元的所有点编号,对于一维杆单元,首末端点会与某两个点重合,在几何网格模型中测量该单元首末端点的坐标值分别与各点坐标值比较可以得到构成该一维单元的两个点,同时,把该一维单元两端点的邻接关系保存在邻接关系矩阵 $M(n, n)$ 中, n 为点的数量;二维壳单元的节点列表采用最小多边形生成算法,结合点的邻接关系依次搜索,找出具有邻接关系的点形成封闭的最小四边形或者三角形,从而找到壳单元的节点列表,结合图 6 实现算法如下:

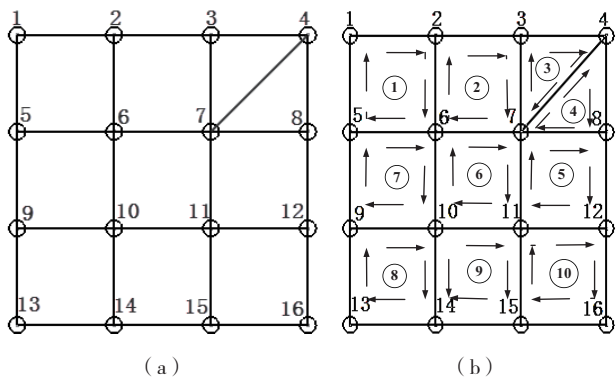


图6 最小多边形生成
Fig.6 Minimum polygon generation

Step1: 获取此部分所有节点的邻接关系矩阵 $M(i, j)$ 元素的值,以图 6 (a) 为例,如点 5 和 6 相邻,则邻接矩阵中 $M(5,6)=1$; 点 5 和 7 不相邻, $M(5,7)=0$; 定义点的标识数组 $V(i), 1 \leq i \leq n$;

Step2: 从节点邻接矩阵 $M(i, j)$ 第一行($i=1$)开始,遍历节点邻接矩阵 $M(i, j), M(i, j+1), \dots, M(i, n)$, 若满足 $M(i, j)=1$,继续从第 j 行开始遍历节点邻接矩阵 $M(j, k), M(j, k+1), \dots, M(j, n)$, 找到 $M(j, k)=1$,若满足 $k \neq i$ 且 $M(i, k)=1$,节点 i, j, k 是组成最小三角形的 3 个顶点,标记节点编号 i, j, k 对于最小四边形、五边形的搜索方法类似。图 6 (b) 箭头组成的回路即是

最小多边形路径集 P 。

Step3: 根据最小多边形路径集 P 得到壳单元的节点列表。

3 有限元模型自动生成

为提高有限元结构分析的效率,采用 PATRAN 提供的二次开发语言 PCL,实现单元网格快速剖分。PATRAN 在运行时,整个模型数据库 db 文件的建模过程自动记录在日志文件中,日志文件类似于 CATIA 环境下通过宏记录工具记录用户操作过程生成的 VB 脚本语言文件,通过参考编辑日志文件编写 PCL 程序,开发效率得以提高。

在有限元网格剖分时, PCL 语言针对几何元素的编号操作。为了使得这些曲线和曲面在网格剖分时不发生遗漏或错误,要求其编号具有一定的规律。本文根据 PCL 语言变量定义的规则,在 PCL 读取中性文件时对获取的对象进行编号且保证编号唯一。同时,机翼盒段结构几何网格模型壳单元中一般会有五边形的情形,所以在 PATRAN 中对五边形处理后,一维单元、二维单元的个数会多于 CATIA 平台下几何网格模型的一维单元、二维单元数量,对这部分单元也要编号。如图 7 所示为机翼盒段结构几何网格模型导入到 PATRAN,完成五边形处理和曲线、曲面编号后的几何网格模型。

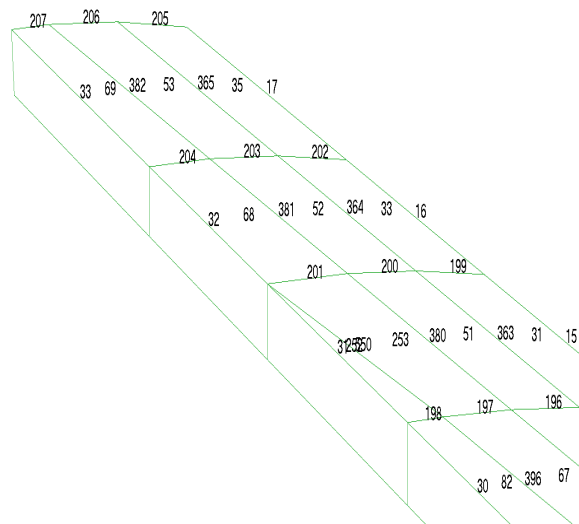


图7 PATRAN中机翼盒段几何网格模型
Fig.7 Geometric mesh model of Wingbox in PATRAN

对于两个相连接的板,为保证其有限元模型能够正确地反映连接关系,要求两个构件网格划分后生成的单元在交线处的节点完全重合。否则,二者在有限元模型中很可能是分离的。对机翼盒段曲面进行网格剖分时,首先获取所有的杆单元对象,对每一个杆单元对象采用 Element Length 的方式布置网格种子。采用布置网格种子的方式划分网格既能控制网格的疏密,也可以保

证曲面与曲面相交处网格剖分的一致性,比如蒙皮上相邻的两个曲面或者蒙皮与翼梁腹板相交处;其次,选择 IsoMesh 划分器,有限元网格单元选用的是高质量的四边形单元,局部过渡区采用的是三角形单元,如图 8 所示。对于机翼盒段曲线,其与上述曲面的边重合,前面划分曲面网格时已在曲线上创建了种子,因此在选择合适的单元拓扑类型后可直接划分曲线,生成的线网格与曲面网格必然一致。有限元网格自动剖分过程中,除读取中性文件和控制网格疏密需要人工交互外,其余过程均用 PCL 程序自动实现,效率较高。

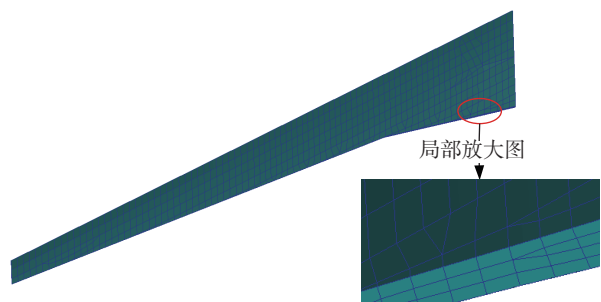


图8 机翼盒段有限元网格模型生成
Fig.8 Finite element model of Wingbox

4 结论

(1) 采用模板参数化技术,基于过程重用的思想,将设计人员手动交互过程中归纳的设计方法和规则封装为具有标准形式的知识组件,实现了机翼结构骨架模型和几何网格模型的快速建模,并进行了几何网格模型单元的定义。

(2) 通过读入几何模型形成的中性文件,完成了机翼结构在 PATRAN 中的重构,提高了模型的质量。采用 PCL 语言,基于重构模型进行了有限元网格的自动剖分,实现了机翼结构有限元模型的快速生成。

参考文献

- [1] 关振群,顾云宪,张洪武,等. 三维 CAD/CAE 一体化的参数化动态有限元建模. 计算机集成制造系统, 2003, 9(12): 1112-1119.
- [2] Chintapalli S. The development of a preliminary structural design optimization method of an aircraft wing-box skin-stringer panels. Aerospace Science and Technology, 2010(14): 188-198.
- [3] Rocca G L, Tooren M J L. A knowledge based engineering approach to support automatic generation of FE models in aircraft design. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reno: AIAA, 2007: 967.
- [4] Rocca G L, Tooren M J. L. Knowledge-based engineering approach to support aircraft multidisciplinary design and optimization. Journal of Aircraft, 2009; 46(6): 1875-1885.
- [5] 罗明强,冯昊龙,刘虎,等. 民用飞机机翼结构快速设计及自动化调整. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (4): 468-471.

[6] 朱苏. 基于中间平台的船舶 CAD/CAE 模型转换研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2011.

[7] Sensmeier M, Samareh J. Automatic aircraft structural topology generation for multidisciplinary optimization and weight estimation. 46th AIAA/ASME/ASC Structures and Materials Conference. Austin: AIAA, 2005: 1893.

(责编 谷雨)

(上接第 29 页)

验,按试切结果,计算出了该厂家刀具寿命周期内的材料去除量及各厂家刀具材料去除量的公倍数,然后计算出各厂家刀具去除完公倍数体积的材料需要的刀具。

在刀具后刀面磨损值 $VB=0.3\text{mm}$ 态下,全寿命材料去除量的最小公倍数为 51263520,全寿命材料去除量最高的为威迪亚的 224.89。由此得出同等体积下所使用的刀具数量为 227960 把,所用的刀具最少,在未考虑价格的情况下,排名第一。其他厂家排名先后分别为山特维克、肯纳、山高、美福。如果已知刀具价格,只需将同等体积下所使用的刀具数乘以刀具价格,乘积得数最小则为综合性价比最高。

3 结论

在刀具订单式管理中,利用刀具优选测评技术,对公司所用的钛合金加工刀具进行了试切、评估与优选工作。在试切实验中对刀具在满足加工要求情况下所达到的材料去除率、刀具状态、切削状态、表面粗糙度、刀具寿命进行综合性能评估,确定最优性价比刀具。根据评定结果,优先采购高性价比的刀具。

对示范应用的高性能刀具相对传统加工刀具提高了综合加工性能(主要包括成本、效率、质量等因素) 30% 以上;通过刀具耐用度评定技术研究,使高效、高性能刀具寿命延长了 30% 以上。建立一套难加工材料刀具耐用度评定基本规范,为先进刀具研制及应用提供了有利的技术支持,在保证产品质量的前提下提高了加工效率,降低公司生产制造成本,促进公司数控加工综合性能的提升。项目成果已成功应用 AC313 型机的零件批生产中,在行业内也具有广泛的应用推广前景。

参考文献

- [1] 陈日耀. 金属切削原理. 第二版. 北京: 机械工业出版社, 2002.
- [2] Dmytro G. Savvak. Effect of iron content on sintering behavior of Ti-V-Fe-Al β Titanium Alloy. Metallurgical and Materials Transactions, 2012, 43(2): 716-723.
- [3] 干勇,田志凌,黄翰,等. 中国材料工程大典. 北京: 化学工业出版社, 2006.
- [4] 张保国,陈志国,熊曦耀,等. 涂层刀具铣削加工 300M 钢的刀具磨损试验研究. 航空精密制造技术, 2008, 44(22): 41-44.

(责编 早春)