

doi: 10.7690/bgzdh.2014.02.024

FL-24 风洞武器舱舱门动态试验装置

黄存栋, 徐来武, 吴继飞, 高鹏

(中国空气动力研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 针对先进作战飞机发射或投放武器后, 武器舱舱门的高速运动将对周围流场产生强烈干扰的问题, 在 FL-24 风洞中建立了舱门开闭动态模拟试验装置。介绍试验装置的构成, 利用舱门和舱内布置的动态及静态压力传感器对如舱门动态载荷特性、舱内气动噪声特性、以及 St 数变化影响等进行研究, 并通过预先分析运动历程, 估算驱动舱门所需力矩和电机功率, 进行机电系统优化设计, 反复调试控制程序, 达到舱门转动高速响应、精确定位的目的。试验结果表明: 试验装置设计合理, 运行可靠, 舱门最短开/闭时间约为 0.15 s, 能够准确模拟舱门高速开闭历程, 并可拓展到其他多项试验研究。

关键词: 武器舱舱门; 试验装置; 风洞; 动态载荷

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Dynamic Test Mechanism of Weapon Cabin's Door in FL-24 Wind Tunnel

Huang Cundong, Xu Laiwu, Wu Jifei, Gao Peng

(High Speed Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Aiming at intense interference on fluid field close to weapon cabin's door, which takes place before/after launching or injecting of fighting plane's weapon, a dynamic test mechanism of weapon cabin's door was established successfully in FL-24 wind tunnel. Constituent of the mechanism is introduced. It was used to research aerodynamic loads of weapon cabin's door, and aero-acoustic noise of weapon bay, and the influence of theirs with variable St , with dynamic and static pressure sensors that were planted in the door and weapon cavity of the test equipment. The model door can turn responsively and accurately by analysis of rotating process, and calculating of drive torque, and estimate motor power, and optimization design of mechanical-electronic system, and a lot of adjusting on control program. The experimental results indicate that the dynamic test mechanism is designed reasonably and can run reliably. The shortest opening/closing time is about 0.15s of weapon cabin's door. The system has capacity to simulate opening or closing process of the door precisely. At the same time, more test ability of the mechanism can be expanded.

Keywords: weapon cabin's door; test mechanism; wind tunnel; dynamic load

0 引言

先进作战飞机一项重要发展趋势是外形简洁, 武器能够内埋布置^[1-3], 以达到隐身和减小飞行阻力的目的。在发射或投放内埋武器之前, 武器舱舱门(以下简称舱门)须快速开启, 发射或投放武器后, 舱门须快速关闭, 舱门的高速运动将对周围流场产生强烈干扰, 同时舱门本身将承受复杂的动态载荷。舱门开闭过程中, 舱门的动态载荷特性和弹舱流场非定常特性是学界十分关心的问题^[1-3]。为开展上述研究, 需要在高速风洞中建立相应的动态试验装置。

公开文献鲜见风洞舱门动态试验研究资料。国内史爱明等^[2]对轰炸机舱门不同角度下的载荷进行了数值模拟计算; 王巍^[3]对 F117 飞机舱门开启过程中气动干扰进行了数值模拟研究。国外有关的公开文献多集中在舱门静态下武器舱流场研究。中国空气动力研究与发展中心高速所在 FL-24 风洞中建立了舱门开闭动态模拟试验装置, 该风洞是我国自行

设计建造的一座半回流暂冲式跨超声速风洞, 风洞试验段入口截面为 1.2 m×1.2 m, 试验马赫数 (Ma) 范围为 0.4~3.0。将该风洞特种试验段作为安装平台, 在试验段留有较大的侧壁安装平台和驻室空间, 便于开展特种试验技术研究, 笔者以简化舱门和弹舱为研究模型, 详细介绍了舱门开闭动态模拟试验装置(以下简称试验装置)的研制过程。

1 试验装置构成

1.1 总体组成

试验装置主要包括: 两扇舱门组件、两套传动机构、武器舱舱体、窗式壁板等。试验装置整体安装在风洞特种试验段左侧(面向逆气流方向)内壁板上, 该壁板为实壁板, 中间开有长方形缺口, 可以用不同的窗填补。试验装置通过一副新设计的窗式壁板与特种试验段固接。试验装置与特种试验段没有直接的装配关系, 可以独立加工、调试。舱门及

收稿日期: 2013-08-20; 修回日期: 2013-09-30

作者简介: 黄存栋(1973—), 男, 河南人, 学士, 高级工程师, 从事高速风洞试验装置研制研究。

武器舱安装于窗式壁板上的图片见图 1。

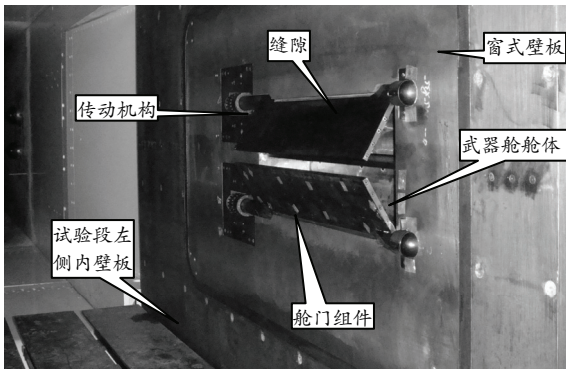
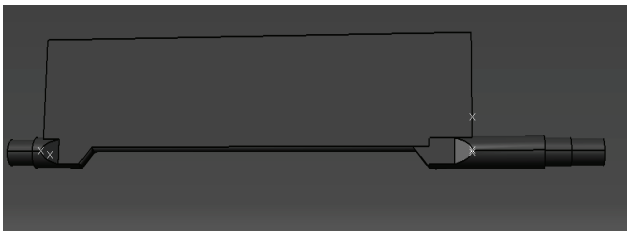


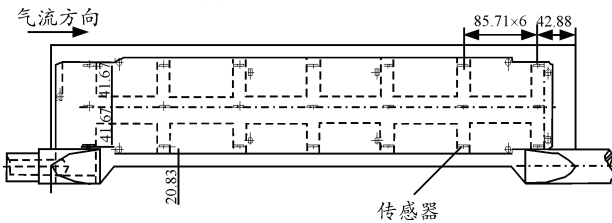
图 1 舱门及武器舱安装于风洞的图片

1.2 舱门的结构

飞机舱门结构非常复杂，如 F-22 战斗机的舱门由主舱门、辅助舱门和随动舱门构成^[4]。舱门组件包括作动器、转轴、桁架、蒙皮等部件^[5]。为便于研究，笔者将舱门简化为平板直舱门。其尺寸为 610 mm(长)×124.5 mm(宽)×10 mm(厚)的板件，两端伸出转轴，示意图如图 2(a)。靠近试验段下壁板的一侧舱门内外表面对称布置 42 只脉动压力传感器，其分布示意图见图 2(b)。



(a) 舱门外形示意图



(b) 舱门表面传感器分布示意图

图 2 舱门及其内外表面传感器分布示意图

1.3 武器舱的结构

武器舱简化成方腔，其长、宽、高尺寸分别为 610 mm、260 mm、130 mm，由 5 块内侧光洁的壁板焊接组成。为进一步模拟不同形式的武器舱及舱门，设计时考虑了武器舱可变换能力，5 块光洁壁板均事先加工有多处连接螺栓孔。武器舱底板中间连接隔板可以使武器舱分为 2 个舱；武器舱底板连接不同厚度的板件，可以改变武器舱深度，也可设置武器舱内部桁架模拟物；武器舱后壁板能够连接

不同坡度的填充物，以研究武器舱后壁板压力变化。武器舱正面图片见图 3。

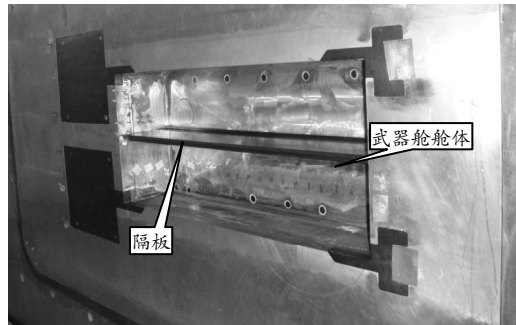


图 3 武器舱正面图片

1.4 控制系统组成

控制系统的作用是精确控制双舱门或单舱门的开闭速度和角度。通过舱门角度测量系统和动态压力测量设备，得到舱门运动过程中对应不同角度下的动态载荷。该系统主要包括电机、电机驱动器、工业控制机、运动控制器、高响应角位移传感器和相应的控制软件。舱门控制系统可实现双舱门同步开闭或一侧舱门单独开闭，同时还可实现舱门在任意角度定位。

2 舱门高速定位运动的实现

战斗机舱门尺寸长 4~5 m，开闭时间约 1~2 s^[1]。对于风洞试验模型，舱门开闭要求在较短时间内完成开闭动作(0.1 s 量级)，以便真实模拟 St ；同时，为了开展 St 数影响研究，舱门运动系统还具备开闭时间调节功能，研制试验装置时必须满足上述要求。

根据研究目标要求，确定以舱门在 0.375 s 内全开 126°或全关 126°为设计指标。具体研制过程中必须预先分析运动历程，估算驱动舱门所需力矩和电机功率，进行机电系统优化设计，反复调试控制程序，以达到舱门转动高速响应、精确定位的目的。

2.1 舱门高速开闭运动历程分析

机械系统的静摩擦力比动摩擦力大，启动占用一定时间；系统存在间隙，不可能为绝对刚性体；电气系统存在时间常数。以上因素决定了舱门不会在计算机指令发出后立即高速转动，舱门不可能在全部行程里都是匀速转动。设计指标要求舱门开闭最短时间在 0.375 s 内，但是为了增加电机功率容量裕度，将总体时间限制在 0.187 5 s(即 3/16 s)内，舱门开/闭 2 个历程对称，可将开门运动历程简化为以下 3 个阶段：

1) 从计算机发出指令到舱门克服静摩擦力期间, 不计算因间隙而转动前的时间, 一旦舱门真正动作后要求在瞬间达到最高速度, 且转动 $1/9$ 全行程角度 (14°), 期间以正弦规律前 $1/4$ 周期加速到最高转速;

2) 舱门达到最高速度后, 在 0.125 s (即 $1/8\text{ s}$) 内匀速转动 $7/9$ 全行程角度 (98°);

3) 舱门瞬间内由最高速度减速到零, 期间以正弦规律最后 $1/4$ 周期减速到零, 并且转动全行程 $1/9$ 角度 (14°)。

容易计算出舱门最高转速为

$$\omega_m \approx 13.68 \text{ rad/s}$$

舱门启动和减速阶段角速度表达式:

$$\omega = \omega_m \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

舱门启动阶段转动角度为 14° , 由式 (1) 可得:

$$\int_0^{1/4} \omega_m \sin(2\pi ft) dt = 14 \times \frac{\pi}{180} \quad (2)$$

由上式计算舱门启动阶段 ($1/4$ 周期) 的转动频率 $f \approx 8.91\text{ Hz}$ 。舱门启动阶段所用时间约为 0.028 s , 舱门减速阶段所用时间和启动阶段所用时间相等, 舱门打开总计时间约为 0.181 s 。

舱门启动和减速阶段的角速度表达式:

$$\omega = \omega_m \sin(2\pi ft) \approx 13.68 \sin(56 \times t) \quad (3)$$

舱门启动和减速阶段的角加速度表达式:

$$\dot{\omega} \approx 765.85 \cos(56 \times t) \quad (4)$$

舱门启动和减速阶段的最大角加速度:

$$\dot{\omega}_{\max} \approx 765.85 \text{ rad/s}^2 \quad (5)$$

2.2 驱动舱门运动所需力矩的估算

设计试验装置时需要估算舱门转动所克服的转动力矩, 以便选取合适功率的电机。该力矩主要包括气流作用下舱门内外表面压力差产生的滚转力矩以及无风条件下舱门运动的惯性力矩。

在进行风洞启停阶段舱门关闭条件下力矩估算时, 舱门内侧压力按标准大气压计算, 外侧压力则为风洞试验段来流静压 (附面层对压力影响相对较小, 可忽略)。试验段来流静压在 $Ma=1.2$ 时约为 $50\,000\text{ Pa}$, 与大气压差值 $45\,000\text{ Pa}$ 左右, 依据舱门尺寸容易计算舱门转轴力矩大约是 $213\text{ N}\cdot\text{m}$ 。但是舱门与舱体立壁有 $600\text{ mm} \times 5\text{ mm}$ 的缝隙 (该缝隙相当于拆除飞机武器舱随动舱门^[4]), 风洞启动时, 经由缝隙快速抽吸舱门内侧气体; 风洞关闭时, 恰好相反。风洞试验数据表明: 舱门内外表面压力差

的平均值没有超过 $5\,000\text{ Pa}$, 这种均布压力差作用在舱门转轴上力矩是 $23.6\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

舱门加减速需要的惯性力矩。上节对运动历程分析时, 得到舱门加减速的最大角加速度为式 (5), 由舱门几何尺寸和材料容易计算质量对其转动轴线总转动惯量 $I_m \approx 0.0303\text{ kg}\cdot\text{m}^2$, 舱门空载启动或减速需要的最大力矩为

$$N_k = I_m \dot{\omega}_{\max} \approx 23.23\text{ N}\cdot\text{m} \quad (6)$$

采用类比法进行驱动舱门开闭电机功率估算。YF-23 飞机舱门作动器功率是 42.56 kW ^[5], 相对于该舱门尺寸^[1], 这里的模型缩比为 $6.67 \sim 8.33$ 之间, 驱动功率和缩比的平方 (即 $44.5 \sim 69.4$ 之间) 成反比。考虑到实际飞行时大气速压和风洞速压的差别, 选择 1.5 kW 功率的电机作为动力源, 经过减速器, 驱动力矩增大到 $82\text{ N}\cdot\text{m}$, 瞬间可以承受 $246\text{ N}\cdot\text{m}$ 的转动负载。

由上述分析可知, 选取功率 1.5 kW 的电机是合适的, 其瞬间可驱动 3 倍额定力矩负载 ($246\text{ N}\cdot\text{m}$), 大于舱门气动力矩和惯性力矩叠加值。

2.3 舱门机械传动设计

舱门传动链示意图见图 4。舱门两端伸出转轴, 转轴来流方向端随动, 外形尺寸尽可能小, 以减小气流干扰, 用滑动轴承支撑, 且作为游动支撑端; 后端用一对轴承支撑, 轴向双向限位, 可以承受轴向气动力。前后轴承座均与窗式壁板固接, 作为舱门的安装基础。用数字式交流伺服电机作为驱动源, 先带动精密减速器, 再经过两级齿轮减速, 最终将转动力矩传递到舱门转轴, 控制电机的运动即可实现舱门转动。

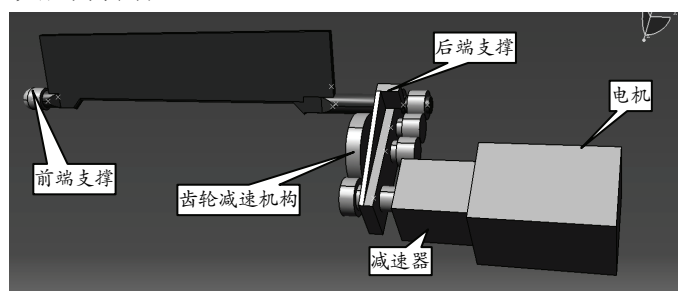


图4 舱门及其机械传动链示意图

2.4 舱门运动控制系统设计

硬件集成采用高性能交流伺服驱动系统, 保证驱动电机具有较高的响应速度; 同时由配置在工控机内的运动控制器控制 2 台伺服电机运转; 用绝对式光电编码器作为角位移反馈传感器, 实时采集舱

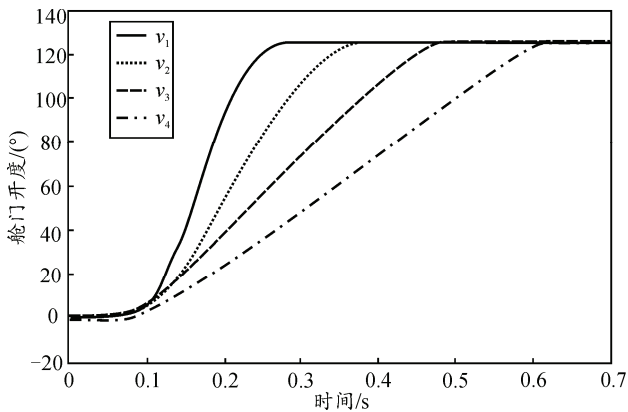
门转角, 编码器反馈信号经分压电路处理后与脉动压力信号同步采集, 从而构成位置闭环控制系统。

控制系统软件是在 LabWindows/CVI 9.0 开发环境下研制的, 对运动控制器上的寄存器直接读写, 完成控制命令发出、读取电机伺服驱动器状态等功能, 直接读写寄存器能够极大地缩短程序语句运行时间, 保证控制系统实时响应^[6]。该软件要便于系统调试和控制参数的修改, 可显示舱门转动角度和电机伺服驱动器状态等信息。其中, 参数设置界面预先设置控制参数, 包括设置运行车次号、选择舱门控制方案、设置舱门开闭的角度及对应控制脉冲数等; 控制主界面简洁明了, 主要用来启停电机运动, 只反映舱门转动历程的主要信息, 便于实现舱门高速运动控制。

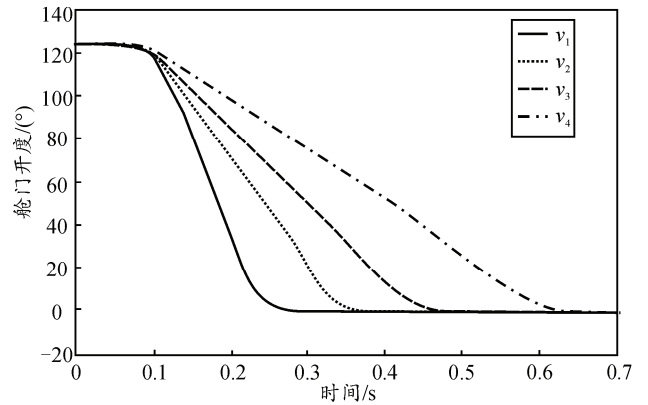
3 试验结果

先进行舱门步进开闭角度的地面调试, 调整运动控制器发出的脉冲总数, 控制舱门开启角度分别为 30°、60°、90°、120°, 由角度倾斜仪实测舱门角度, 其转角误差均小于 3'; 然后进行舱门开闭时间调试, 对运动控制器分别设置不同的轴参数, 在舱门开闭全行程 (0°~126°) 反复开闭舱门。根据采集的角度变化值优化轴参数, 可得到舱门开闭时间与运动控制器轴参数的对应关系。

风洞试验舱门运动调试结果如图 5。图 5(a)、图 5(b) 分别给出了双侧舱门在 $Ma=1.2$ 条件下以 4 种不同速度同时开/闭舱门试验结果(两侧舱门转角同步误差不超过 3', 显示其中一侧转角)。从图中可以看出: 最短开闭时间在 0.15 s 左右; 开闭角度历程曲线基本对称; 开闭角度历程从运动控制器发出 0.1 s 后开始; 运动曲线首末段的斜率呈现变化形状, 包含明显的加/减速度, 与前面对运动历程分析的结果吻合。



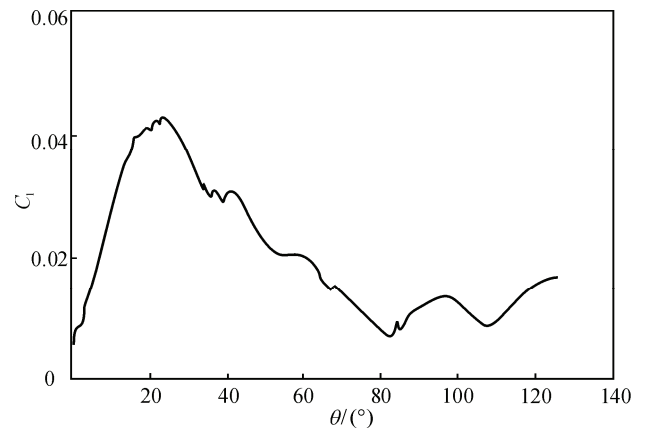
(a) 双舱门开门运动时舱门角度与时间对应曲线



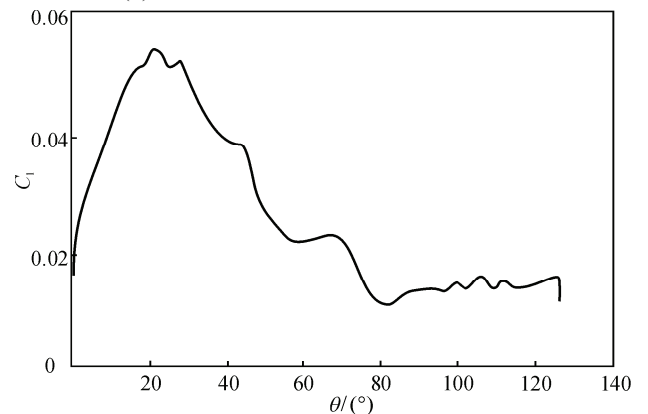
(b) 双舱门关门运动时舱门角度与时间对应曲线

图 5 双舱门运动时舱门角度与时间对应曲线

舱门气动力试验结果如图 6。图 6(a)、(b) 为下舱门开闭滚转力矩系数(集中载荷)与转角(均以舱门全关为 0°)的关系, 在 $Ma=0.9$ 流场下双侧舱门同时运动, 舱门开启时间为 0.415 s, 舱门关闭时间为 0.406 s。从图示曲线可以看出: 舱门开启或关闭过程中, 滚转力矩系数变化规律基本一致; 二者量值上差异较大, 舱门开启过程中的量值小于舱门关闭过程的量值; 舱门运动过程中, 滚转力矩系数在小角度范围内波动较大。



(a) 舱门开启滚转力矩系数变化曲线



(b) 舱门关闭滚转力矩系数变化曲线

图 6 舱门滚转力矩系数变化曲线

4 技术指标及试验能力拓展

4.1 主要技术指标

动态技术指标在风洞试验时得到反复验证，静态几何尺寸由风洞结构尺寸和研究目标决定，主要技术指标见表 1。

表 1 试验装置主要技术指标

项目	指标
舱门尺寸/mm	610×124.5×10
动态开闭角度范围/(°)	0~126
舱门动态开闭时间范围/s	≥ 0.15
舱门动态角位移精度/(°)	≤ 3
单武器舱尺寸/mm	610×130×130

4.2 试验能力拓展

研制试验装置时考虑到以下试验能力扩展：

1) 可开展静态试验。利用该装置能将舱门固定于任意角度的能力，可开展不同舱门开度下的静态试验，另外，还可将舱门运动装置整体拆卸，进行空弹舱静态试验；

2) 可开展超声速试验。通过对 FL-24 风洞超声速试验段进行适应性改造，可将本套装置整体移植到超声速试验段；

3) 可实现模型姿态变化。对试验装置适当改造，可以进行变攻角和变侧滑角姿态试验；

4) 可进行带武器模型和改变武器舱深度试验。武器舱 5 块壁板均预留多个螺栓联结孔，方便增加

武器模型，容易增加不同的垫块以改变武器舱尺寸。

5 结束语

1) 在 FL-24 风洞成功建立舱门开闭动态模拟试验装置，该试验装置设计合理，运动可靠，达到了预期目标，可以用于舱门动态试验研究；

2) 试验装置采取模块化设计思想，容易改动布局，重新组合，方便多项试验研究能力拓展；

3) 通过研制该动态装置，可为更大尺寸风洞舱门动态试验装置的研制提供参考。

参考文献：

[1] 冯金富, 杨松涛, 刘文杰. 战斗机武器内埋关键技术综述[J]. 飞航导弹, 2010(7): 71-74.

[2] 史爱明, 叶正寅, 杨永年. 内埋式武器舱舱门气动载荷计算分析[J]. 航空计算技术, 2007, 37(3): 5-6.

[3] 王巍. 隐身飞机内埋武器舱开启过程气动干扰研究[J]. 空军装备研究, 2010, 4(1): 56-58.

[4] 林晔, 喻天翔, 崔卫名. 飞机内埋武器舱随动舱门卡滞可靠性影响因素分析[J]. 制造业自动化, 2010, 32(11): 58-61.

[5] Sainio W. C., Krandel B. A. YF-23 Leading Edge Flap and Weapons Bay Door Hydromechanical Drive Systems[R]. AIAA-1993-1162, 1993.

[6] 周晓刚, 杨海滨, 黄昊宇, 等. 风洞测控系统技术改造[J]. 兵工自动化, 2012, 31(1): 18-20.

(上接第 76 页)

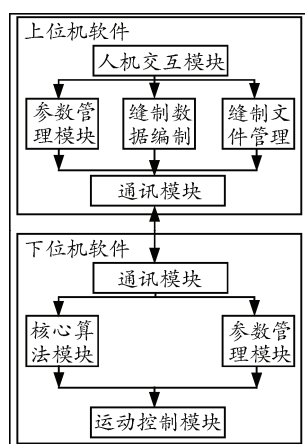


图 4 软件模块结构

下位机软件基于 DSP 强大的数字处理能力，使用通用平台的通讯模块、运动控制模块、核心算法模块。实现对主轴和各进给轴的实时运动控制，完成所需的 I/O 辅助控制。上下位机通过 RS232 通信方式交换数据和信息。

4 结论

笔者开发的 430F 套结机控制系统，实现了主

轴及各步进轴的闭环控制，3 mm 针距时最高加工速度达到 3 200 针/min，各项指标完全满足设计要求，并在操作方便性上优于原系统。其产品已在国内骨干工业缝纫机生产企业推广应用，市场前景非常广阔。通用缝制设备控制平台的开发为高效便捷推出适应市场需求的缝纫机控制系统提供了基础，必将有力推动我国缝纫机产业的科技进步。

参考文献：

[1] 郝晓田. 电子套结机花样及其运动控制研究[J]. 微电机, 2010, 43(2).

[2] 赵玉龙, 梁建民, 吴健楠, 等. 六自由度电动平台系统模糊-前馈控制及仿真研究[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(3): 92.

[3] 赵毅忠. 嵌入式平头锁眼机的设计[J]. 自动化与仪表, 2012, 4.

[4] 王葳, 张永科, 林国珊, 等. 步进电动机加速控制算法研究及仿真[J]. 兵工自动化, 2012, 31(1): 75-77.

[5] 侯宏录, 张文芳. 基于 FPGA 的 SDRAM 控制器设计方案[J]. 兵工自动化, 2012, 31(2): 57-60.

[6] 张树团, 高艳丽, 杨祥红, 等. 基于 DSP 的三相电压型整流器法[J]. 兵工自动化, 2012, 31(5): 72-74.