

# 直升机滑油系统流动阻力特性研究

## Study of Flow Resistance Characteristics for Helicopter Oil System

北京航空航天大学航空科学与工程学院 赵然 高红霞 李明

**[摘要]** 通过对直升机滑油系统及部件工作原理研究的基础上,建立了温度、压力、流量多因素耦合稳态仿真模型,并用 Visual C++ 6.0 编制了相应计算软件。利用仿真计算结果对滑油系统及其主要部件的阻力性能进行了分析,确定了影响系统阻力特性的主要部件和主要影响因素,分别为滑油泵、过滤器、散热器、喷嘴和滑油温度、飞行高度。在对系统流量、阻力特性研究的基础上对系统高空性能进行了预测,为部件选型及系统管路的优化设计提供了参考依据。

**关键词:** 滑油系统 流动阻力 稳态模型 高空特性

**[ABSTRACT]** Based on the research of working principle of the helicopter oil cooling system and its main components, a steady-state simulation model of multi-factor coupling is established, including temperature, pressure and flow. A simulation software is developed with VC++ 6.0. Utilizing the simulation software and the calculation results, resistance characteristics of the oil system and key parameters are analyzed in order to determine the main components and main factors that impact the resistance characteristics of oil system, which are lubricating oil pump, filter, radiator, nozzle and oil temperature, flight altitude respectively. On the basis of analysis, system resistance characteristics under different flight conditions and altitudes are predicted, which also provide a reference for the components selection and the optimal design of the oil system.

**Keywords:** Oil system Flow resistance Steady-state model Altitude performance

随着对滑油冷却系统理论研究和研制工作的深入以及设计要求的提高<sup>[1]</sup>,提出了包括系统参数的合理匹配、系统在高空各种飞行状态下的性能预测等一系列新问题,因此研究系统管网中介质流动和阻力特性对系统性能的影响以及系统部件的选型设计、优化系统管路的分布和结构等则受到越来越多的设计人员的重视。目前,国外关于滑油系统工作模型的公开报告和资料较

少,而国内的研究主要针对于系统部件特性和分系统特性,比如,李林蔚等<sup>[2]</sup>从系统流量-压力-温度耦合的角度提出了直升机减速器滑油冷却系统的改进设计方法;周懿等<sup>[3]</sup>建立了直升机滑油散热器工作模型,并获取了其在系统中的动态性能;李明等<sup>[4]</sup>讨论了直升机滑油冷却斜流叶轮风扇的变工况性能及其设计方法。以上工作多侧重于滑油系统子部件特性和分系统的传热特性,而没有对系统流动阻力特性进行深入的研究。

本文从系统的角度对滑油系统及其部件阻力性能进行了研究,综合分析了系统温度、压力、流量的耦合特性。其仿真计算结果可以帮助了解直升机滑油冷却系统在整个飞行包线内的工作状态和阻力特性,对最终确定系统循环量和系统管路布置方案及对滑油冷却系统的设计和性能预测具有重要指导作用。

## 1 直升机滑油系统稳态模型的建立

本文所研究的某型直升机主减速器滑油系统结构如图1所示。该滑油系统采用“湿”式系统,即用减速器机匣的收油池代替滑油箱,系统主要由油箱、滑油泵、溢流调压活门、单向活门、过滤器、滑油散热器、旁通活门、风扇及指示与监控设备等组成。

由于系统及各部件压力响应时间较滑油热平衡响应时间而言很短,可忽略不计,因而不需要求解复杂的动态压力流量变化过程,主要研究的是系统达到稳态时各部件处的温度、压力、流量参数。因此,可将系统求解问题简化,根据流体网络理论研究在不同工作状态下各个部件节点处的性能参数,并且将系统框架图中复杂的管路系统按其功能分类合并,这样更适合工程应用。

### 1.1 油泵组件

滑油从油池经齿轮泵分两个支路抽出,并在油池出口处设有一层滤网(即碎屑检测器),检测并过滤较大颗粒杂质。由于齿轮容积泵不能用排出活门调节流量,因此需要利用压力释放装置(即溢流调压活门)和回油装置,使泵出口处多余的滑油溢流回油箱,从而保持主油路的压力稳定。在实际应用中所关注的是经溢流调压活门后流入系统主路中的滑油压力,因此将齿轮泵与溢流调压活门视为一个组件,研究其共同工作时表征出的

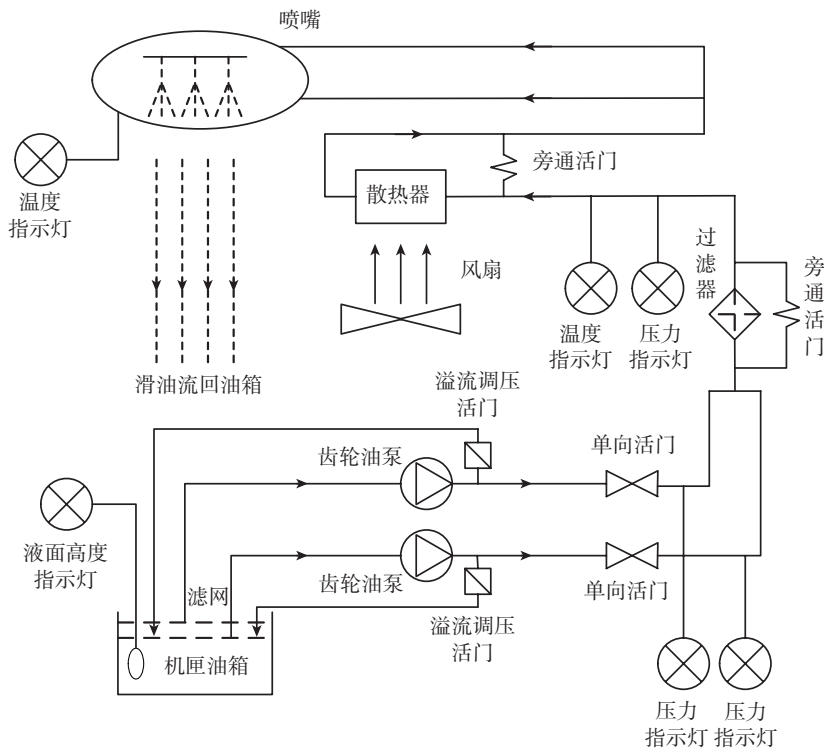


图1 某型直升机主减滑油冷却系统原理图  
Fig.1 Diagram of decelerator oil system of helicopter

泵送特性。本文系统中溢流调压活门的设计打开压力为 700kPa。

### 1.2 滑油散热器

滑油散热器按照冷却介质的不同可分为空气-滑油散热器和燃油-滑油散热器,本文所研究的系统采用一个双芯体空气-滑油散热器,并设有一个感温感压活门。当流经散热器的阻力损失大于 190kPa 或者当散热器入口滑油温度低于 70℃时旁通活门打开。

### 1.3 高压过滤器

滑油过滤器中设置了滤芯堵塞机械指示器和旁通活门。当滤芯堵塞到一定程度时,滑油通过过滤器的压降达到指示器的设定报警压差,此时发出报警指示;当滤芯压差达到旁通活门设定的开启压差 170kPa 时,旁通活门打开。

### 1.4 滑油输油管网

输油管网由输油管路和减速器润滑喷嘴组成。在真实的减速器滑油冷却系统中有 40 多个润滑喷嘴,孔径大小不一,若按喷嘴性能公式<sup>[5]</sup>(式(1))逐一计算,计算量大,且在计算管路分流阻力时非常繁杂。

$$q_{v,喷嘴} = 0.06 \frac{C_d A}{\sqrt{1-m^2}} \sqrt{\frac{2\Delta p_{喷嘴}}{\rho}}, \quad (1)$$

式中,  $C_d$  为喷嘴流量系数,  $m$  为与喷嘴孔径有关的系数,  $A$  为喷嘴截面积,  $\rho$  为滑油密度。

在本文中采用简化法处理计算,将 40 路喷嘴支路简化为  $n$  个大的支路,故每支路的流量为  $q_{v,喷嘴} = q_v/n$ ,为保证简化处理后滑油经过喷嘴的总压降不变,可由额定工况下  $(\Delta p_{喷嘴} + p_d)$  和系统总流量  $q_v$  计算得喷嘴的当量孔径  $d$ 。

$$\Delta p_{喷嘴} + p_d + p_j = p_{溢流活门} - (\Delta p_{单向活门} + \Delta p_{过滤器} + \Delta p_{散热器} + \Delta p_{管路}), \quad (2)$$

式中,  $p_d$ 、 $p_j$  分别为喷嘴出口动压、出口静压;  $p_{溢流活门}$  为溢流调压活门出口处的滑油压力;  $\Delta p_{单向活门}$ 、 $\Delta p_{过滤器}$ 、 $\Delta p_{散热器}$ 、 $\Delta p_{管路}$  分别为滑油流经系统各部件的阻力损失。

将  $\Delta p_{喷嘴} = \xi \rho u^2 / 2$ 、 $p_d = \rho u^2 / 2$ 、 $u = \frac{q_{v,喷嘴}}{\pi d^2 / 4}$  代入(2)式整理可得

$$\Delta p_{喷嘴} + p_d = (\xi + 1) \frac{8\rho}{\pi^2} \left( \frac{q_v}{nd^2} \right)^2, \quad (3)$$

式中,  $\xi$  为喷嘴的水力损失系数,  $u$  为喷嘴出口滑油流速。则有,

$$d = \sqrt{\frac{q_v}{n} \cdot \left( \frac{\pi^2 (\Delta p_{喷嘴} + p_d)_{额定}}{8\rho(\xi + 1)} \right)^{-1/4}}. \quad (4)$$

### 1.5 系统流动阻力特性计算流程

本文应用流体网络理论,建立了系统阻力与油泵组件的压力-流量耦合模型、风机与散热器空气侧流道的压力-流量耦合模型以及散热器的热耦合模型,并通过系统各组件模型间的压力、温度、流量的相互影响关系,综合形成了系统流动阻力特性多因素耦合仿真计算方法。在此基础上开发了直升机滑油系统流动阻力仿真计算软件,该软件适用于不同运行工况及飞行高度状态下的系统性能预测。具体计算流程图如图 2 所示。

## 2 滑油冷却系统阻力性能分析

### 2.1 系统流量特性

油泵所建立的压力制度取决于滑油黏度、油泵齿轮的转速及系统的油流阻力,它是根据在直升机所有的工作状态及飞行高度上保证滑油系统所必须的供油量这一条件来选定的。图 3 为油泵特性曲线。由图 3 可知,随着滑油温度的升高,油泵提供的实际滑油量减少,且温度越高,下降速率越快。



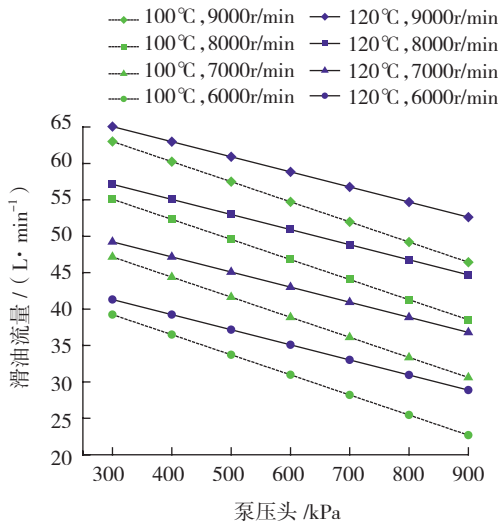


图3 油泵特性曲线  
Fig.3 Performance of oil pump

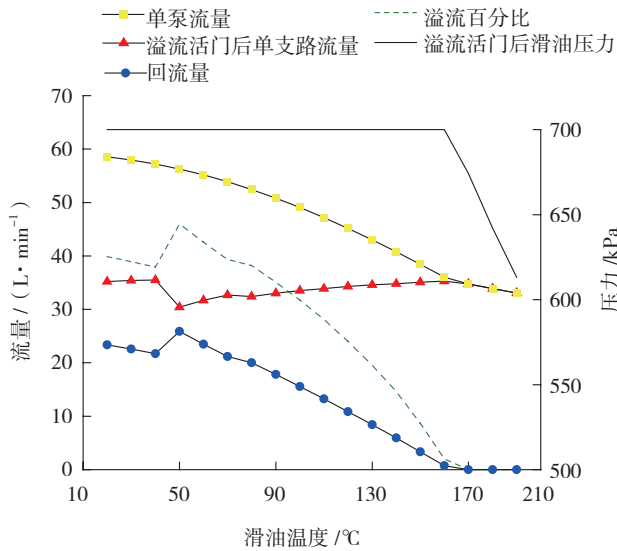


图4 随油箱滑油温度变化的系统流量特性曲线  
Fig.4 Performance on temperature dependence of flow characteristics of oil system

小,当滑油温度超过 40℃时,过滤器压降小于旁通活门设定值 170kPa,活门关闭。同理在 70℃时,散热器旁通活门关闭,散热器工作,使系统总流量略有减小。当滑油温度超过 160℃时,油泵出口处压力小于 700kPa,溢流调压活门,油泵提供的流量将急剧下降。

直升机滑油系统的滑油正常工作温度范围为 70~120℃,一般直升机减速器的滑油出口温度不应该超过 130℃。由图 4 也可以看出,当系统处于正常工作温度范围内时,系统滑油总流量仅变化了 6.4%,这也有利于系统供油和润滑的稳定性。

## 2.2 系统阻力特性

随油箱滑油温度变化的系统流动阻力性能曲线如图 5 所示。滑油通过碎屑检测器和止回阀的压降非常小,仅占系统总流动阻力的 1%,可忽略其影响,故系统阻力特性起主要作用的部件为过滤器、散热器、输油管路和喷嘴。

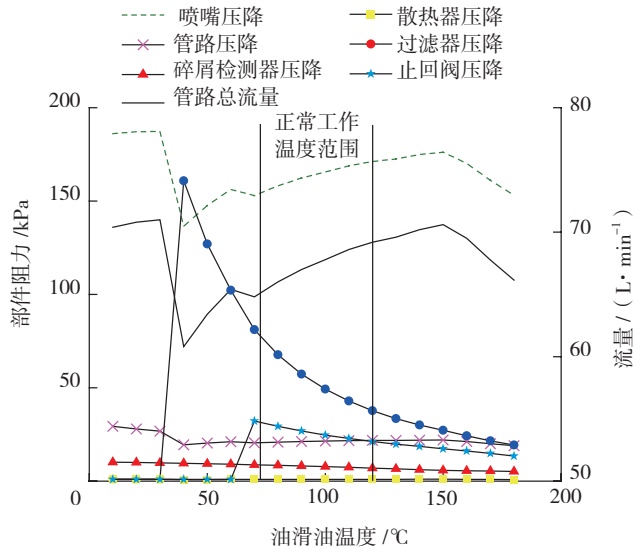


图5 随油箱滑油温度变化的系统各部件阻力特性曲线  
Fig.5 Performance on temperature dependence of resistance characteristics of key parameters

系统流动阻力与滑油流量、滑油密度和黏度有关。随滑油温度的升高,由系统流量特性分析可知系统总流量逐渐增大,而滑油密度、黏度减小,这些因素对系统各部件阻力影响的侧重程度不同,因此在相同的流量、物性参数的变化条件下各部件反映出了不同的阻力特性。例如在部件结构参数不变的条件下,由过滤器和管路阻力计算方法可知,过滤器阻力与滑油流量和黏度成正比,而管路阻力分别与滑油流量的平方以及滑油密度成正比。当滑油温度从 10℃升高到 180℃过程中,滑油动力黏度下降了约 98%,而密度仅减少了 10%,系统总流量增加不超过 15%,因此黏度变化对于过滤器的阻力特性影响更显著,而管路阻力主要受流量变化影响。故综合考虑各因素,当滑油温度升高时,过滤器阻力单调递减(若不考虑过滤器旁通活门的影响),管路阻力变化趋势与流量特性曲线一致。

当滑油温度不变时,由于空气温度对于系统流动阻力特性来说只是间接影响散热器滑油侧的压降,而散热器的压降占系统总阻力的比例小,约为 3%。空气温度从 55℃变化到 0℃时,散热器滑油侧压降仅变化了约 3kPa,对整个系统的影响可忽略,故滑油系统总阻力、流量特性可近似认为与空气温度变化无关。

图6为随油泵转速变化的系统阻力特性曲线。由图6可以看出,当滑油温度不变时,随油泵转速的增大,油泵供油量增大,系统滑油流量增大,各部件阻力增大,并且其趋势与流量变化趋势一致。当转速增大到使溢流调压活门开启后,系统滑油流量达到稳定,溢流量逐渐增大以保证系统总流量不变。

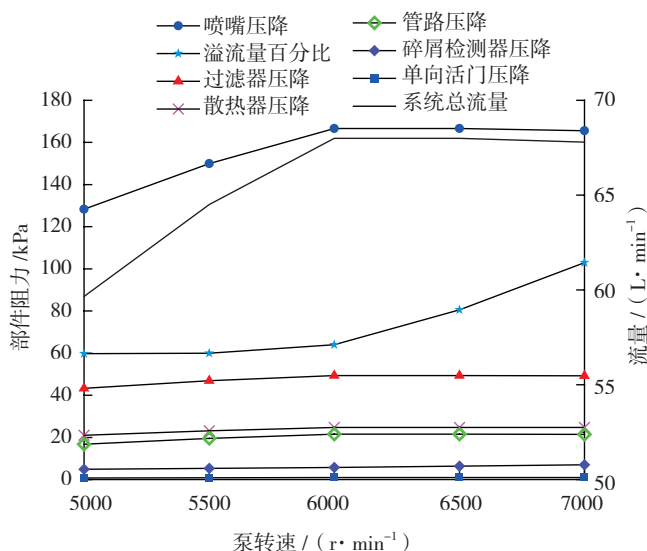


图6 随油泵转速变化的系统各部件阻力特性曲线

Fig.6 Performance on rotating speed dependence of resistance characteristics of key parameters

### 3 滑油系统高空性能分析

滑油系统的高空性能是指可以保证系统所需油量以达到的最高飞行高度。如果在滑油最高允许温度和发动机处于最大出力状态条件下,系统的滑油压力在飞机实际静升上限而不低于规定的允许值,则可认为系统高空性能是足够的。

由于减速器箱体和油池是经通风器与大气相通的,因此当飞行高度上升时,滑油泵的入口压力随大气压力的降低而降低,油泵性能下降。当入口压力低于该温度下滑油汽化压力时,油泵会发生汽蚀现象。而随飞行高度上升,风机性能下降,且易导致发生喘振。因此,综合研究油泵与风机的高空性能对预测滑油系统的流动阻力特性至关重要。

#### 3.1 油泵高空性能

对流层内大气温度、压力随高度的计算式为:

$$t_h = t_0 - \alpha h, \quad (5)$$

$$p_h = p_0 \left( 1 - \frac{h}{44330} \right)^{\frac{g}{\alpha R}}, \quad (6)$$

式中,  $h$  为以海平面计算起的高度  $t_h$ 、 $p_h$  分别为在高度

$h$  上的空气温度和压力;  $\alpha$  为年平均温度直减率;  $R$  为气体常数;  $g$  为当地重力加速度。

则油泵的高空性能可以表示为:

$$p_{\text{omin}} = p_h + \Delta p_x - \left( \Delta p + \frac{\rho u_{\text{in}}^2}{2} + \rho g h_{\text{in}} \right), \quad (7)$$

式中,  $P_{\text{omin}}$  为油泵进口处的最小允许压力,为保证齿轮泵不发生气蚀现象,要求  $P_{\text{omin}}$  不小于滑油的饱和蒸汽压;  $\Delta p_x$  为油箱内空气腔的余压;  $\Delta p$  为油泵进口前的阻力损失;  $u_{\text{in}}$  为油泵进口处的滑油速度;  $h_{\text{in}}$  为油泵进口超出油箱滑油出口处的高度。

随着飞行高度增加,空气入口温度降低,使散热器对滑油的冷却能力加强,滑油循环温度降低。经过系统温度耦合计算得到了在不同高度下滑油稳态温度,如表1所示。

表1 不同高度下系统稳态滑油温度

高度 / m	大气温度 / °C	大气压力 / kPa	滑油稳态温度 / °C
0	54.0	101.325	107.4
3000	34.5	70.898	95.6
5000	21.5	55.063	89.9
7000	8.5	42.204	86.1

得到各高度下的滑油稳态温度后,计算可得相应状态下系统流动阻力特性,如图7所示。随着飞行高度的增加,滑油温度降低,黏度增大,系统流动阻力增大,会使系统流量减小;但由图3所示的油泵性能曲线可知,滑油温度的降低又使油泵供油量增大。其综合效果是使系统滑油总流量略有增大。

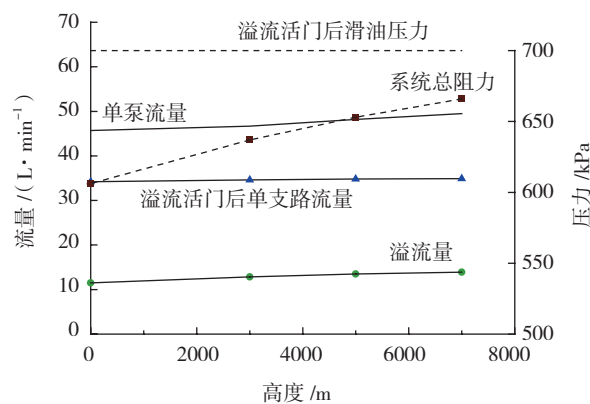


图7 不同飞行高度下系统流动阻力特性

Fig.7 Performance of flow characteristics of oil system under different altitudes

#### 3.2 风机高空性能

当直升机飞行高度增加时,由于空气密度降低,冷却空气的质量流量急剧减少,对于用风机冷却的滑油散

热器可能会因滑油不能得到充分冷却,导致减速器过热,并引发故障。因此对直升机而言,润滑系统的高空性能研究还应包括研究随直升机飞行高度的变化,滑油冷却风机的风量和风压的变化规律。

随着飞行高度的增加,空气密度降低,风机静压性能曲线也随之降低。但由于空气密度降低使得空气质量流量减小,空气滤网、风道及散热器空气侧阻力都相应减小。考虑其综合影响因素,系统空气侧耦合体积流量随高度变化不明显,如图8所示。

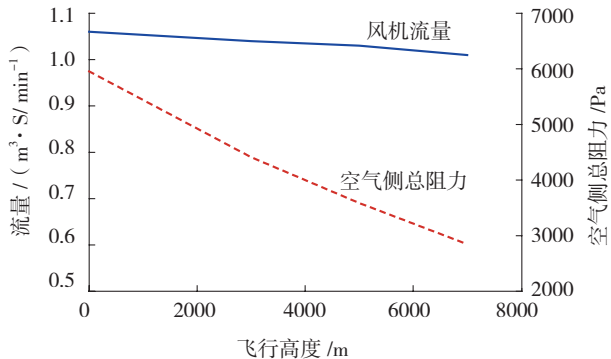


图8 不同高度下系统空气流量

Fig.8 Performance of air flow rate under different altitudes

#### 4 结论

本文以某型直升机主减速器滑油系统为研究对象,利用系统温度-压力-流量耦合原理构建了多因素耦合稳态仿真模型,并利用VC++6.0编制了直升机滑油系统流动阻力仿真计算软件,该软件适用于不同工况下滑油系统的性能预测。研究表明,影响系统阻力特性的主要部件为滑油泵、过滤器、散热器、喷嘴;主要因素为滑油温度和飞行高度。随着滑油温度的升高,系统总阻力减小,系统滑油流量增大;但温度的升高对于滑油泵的工作是不利的。尤其当直升机功率增大或系统发生故障时,滑油温度急剧升高,使得油泵供油量迅速减小;并且滑油泵出口压力越高,滑油流量受温度的影响越大。因此,为了保持系统滑油流量的稳定性,应在满足润滑喷嘴压力要求的基础上,尽可能的减小滑油泵出口压力。

#### 参考文献

[1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册第12册, 传动与润滑系统. 北京: 航空工业出版社, 2002.  
 [2] 李林蔚, 高红霞. 直升机减速器滑油冷却系统的改进设计方法. 航空动力学报, 2009, 24(4):777-782.  
 [3] 周懿, 高红霞. 直升机滑油散热器的动态性能分析. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8):922-926.  
 [4] 李明, 高红霞. 一种直升机用斜流风机的设计方法. 航空动

力学报, 2009, 24(11):2577-2583.

[5] 裴二荣, 柴金城. 喷嘴水利性能分析及设计. 排灌机械, 2004, 22(5):29-31.

(责编 小城)

(上接第 80 页)

形式等都有很大不同。当然合作模式的选择也并不是一成不变的,随着产业政策、外界环境以及项目进度的变化也需要适时调整合作模式,才能更好的服务于大飞机项目的开展。

#### 参考文献

[1] 史东辉. 大型民用飞机产业的全球市场结构与竞争. 湖北: 湖北教育出版社, 2008.  
 [2] 张吉昌, 姜春海. 中国大飞机产业组织策略分析. 中国工业经济, 2008, 1(1): 59-67.  
 [3] 吴思静, 赵顺龙. 知识逻辑下的产学研合作模式分析. 情报杂志, 2010, 29(9): 204-207.  
 [4] 崔旭, 邢莉. 我国产学研合作模式与制约因素研究——基于政府、企业、高校三方视角. 科技管理研究, 2010 (6): 45-47.  
 [5] 樊霞, 胡军燕, 赵丹萍. 中小企业渐进性创新技术属性及其产学研合作模式选择. 中国科技论坛, 2010 (8): 20-25.  
 [6] 朱桂龙, 彭有福. 产学研合作创新网络组织模式及其运作机制研究. 软科学, 2003, 17(4):49-52.  
 [7] 曹文杰, 苏玉婷, 陈耸. 产学研联盟的隐性知识转移阻碍及互惠性协调研究. 企业活力, 2010, 21(12): 88-92.  
 [8] Peters T, Waterman R. University industry research relationships. National Science Foundation, 1982 (73): 51-54.  
 [9] Bolton R. A broader view of university-industry relationships. SRA Journal, 1995 (26): 45-48.  
 [10] OECD. Trends in university-industry research partnerships. STI Review, 1998 (23):39-65.  
 [11] 王英俊. “官产学研”型虚拟研发组织的结构模式及管理对策. 科学学科学技术管理, 2004, 25(4):40-43.  
 [12] 王文岩, 孙福全, 申强. 产学研合作模式的分类、特征及选择. 中国科技论坛, 2008 (5):37-40.

(责编 小城)

(上接第 88 页)

#### 参考文献

[1] 曾亮. 航空发动机装配数字化系统研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.  
 [2] 朱涛, 莫蓉, 常智勇, 等. 航空发动机装配工艺执行系统关键技术研究. 制造业自动化, 2009, 31(3):24-28.  
 [3] 张映锋, 黄国全, 江平宇. 基于 RFID 技术的无线制造车间智能看板管理系统研究. 制造业自动化, 2007, 29(4):16-19.  
 [4] Huang G Q, Zhang Y F, Jiang P Y. RFID-Based wireless manufacturing for real-time management of job shop WIP inventories. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2007, 7-8(36), 752-764.

(责编 小城)