

# 民用飞机液压管路系统设计流程与方法

杨志敏<sup>1</sup>, 张亚平<sup>2</sup>, 张倩<sup>2</sup>

(1. 第一飞机设计研究院 机电系统研究所, 西安 710089)

(2. 航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司 工程技术中心, 西安 710089)

**摘要:** 飞机液压管路系统设计的优劣直接影响着液压系统及用户系统的性能。为了形成设计指导, 根据民用飞机的设计思路, 从需求入手, 总结民用飞机研制各阶段液压管路系统设计输入、输出信息的捕获、设计方法及应达到的设计目标。通过实例, 验证了所采用的压降曲线谱快速分配、调整压降及管径方法简单有效, 本文所总结的设计流程与方法能够指导民用飞机液压管路系统的设计。

**关键词:** 液压管路; 设计需求; 压降平衡设计; 压力限制

中图分类号: V233.91

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.03.015

## Process and Method of Civil Aircraft Hydraulic Transmission Line System Design

Yang Zhimin<sup>1</sup>, Zhang Yaping<sup>2</sup>, Zhang Qian<sup>2</sup>

(1. Electromechanical System Institute, The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(2. Engineering Technology Center, Xi'an Aircraft Industry(Group) Company Ltd., Xi'an 710089, China)

**Abstract:** The quality of aircraft hydraulic transmission line system design is of direct influences on the performance of hydraulic system and user system. In order to form design guide, civil aircraft hydraulic transmission line system design is studied. According to the design thought of civil aircraft, start with requirements, the process and method of hydraulic transmission line system design for civil aircraft each development stage are summarized, including capture of input and output message, use of design method, achieve of design goals. It is very simple and effective to use pressure drop curves to distribute and adjust pressure drop and tubing size. The summarized design process and method in this paper can be a reference for hydraulic transmission line system design for civil aircraft.

**Key words:** hydraulic transmission line; design requirements; pressure drop balance design; pressure limit

## 0 引言

管路系统设计是飞机液压系统设计的重要组成部分<sup>[1]</sup>。在民用飞机设计的联合定义阶段, 液压系统需要向飞控作动、起落架控制等用户提供出入口的压力, 以满足用户的设计输入, 因此, 管路系统的压降平衡设计十分重要。另外, 为了满足液压系统自身的性能需求, 管路系统设计在限制流速、

调节峰值压力方面也起到一定的作用<sup>[2]</sup>。随着液压系统及各用户系统设计的深入, 在各阶段如何捕获输入、输出信息并逐步完成管路系统的优化设计, 是管路系统设计的关键。

民用飞机液压系统具有规范的设计流程, 但对于管路系统的设计, 却没有相应的指导规范。

《民用飞机液压管路系统设计和安装要求》(HB 8459)<sup>[3]</sup>仅规定了民用飞机液压管路系统设计的基本要求, 未涉及具体的设计流程。《Recommended Practice for the Design of Tubing Installations for Aerospace Fluid Power Systems》(ARP994)<sup>[4]</sup>是行业公认的飞机液压管路系统设

计的指导性文件,该规范中提到了压降平衡的概念,但未对其进行深入分析,对设计流程也未作具体介绍。

民用飞机研制注重根据需求引导设计,本文便从需求入手,介绍民用飞机液压管路系统设计的流程及方法。为了形成设计指导,对民用飞机液压管路系统的设计进行探索研究。

## 1 设计需求

液压系统作为飞机的二次能源,应向作动用户提供足够的压力和流量。作动用户要求系统的管径足够大,以满足作动器的载荷/速率要求;而液压系统也要求其管径足够大,以防止管路中油液高速流动造成较大的系统动压。显然,上述两条设计需求与飞机系统重量控制是矛盾的,设计“合适”的管路系统是解决此矛盾的有效方法。

用户系统被选择并投入运行时会产生压力峰值,例如选择/控制阀打开或关闭时产生的短周期瞬态压力,该瞬态压力可产生CCAR-25部1435(a)(4)条所描述的疲劳应力<sup>[6]</sup>,可通过管路系统设计进行调节。《民用飞机液压管路系统设计和安装要求》(HB 8459)中明确规定:“液压系统最大瞬时压力应不超过设计工作压力的125%<sup>[6]</sup>,以将附件和管路的潜在失效降至最低”。该条目为管路系统设计的特殊需求。

## 2 压降平衡设计

在民用飞机设计的联合定义阶段,液压系统需要向飞控作动、起落架控制等用户提供出/入口压力,以满足用户的设计输入。提供给作动用户出/入口的压力差不能太小,否则会使作动器的设计尺寸增大,流量需求增大;压力差也不能太大,否则液压管路系统的重量将大幅增加。通常,此阶段仅有液压管路的初步布置方案,尚未满足压力仿真计算的条件。液压管路系统压降设计多依赖于设计经验,既要保证作动用户的载荷/速率需求,又要保证液压系统的性能需求,还要保证系统的重量在可控范围之内。

液压油液粘度受温度影响较大,在液压系统设计之初,需根据所选油液的粘温特性确定系统的全性能工作温度范围,并以全性能工作温度范围的温

度下限作为管路系统设计的输入,即在此温度点必须保证作动用户的压力需求。

液压管路系统近似的工作压力回路如图1所示。

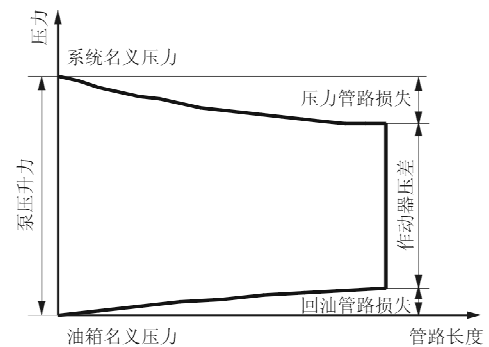


图1 液压管路系统近似的工作压力回路

Fig.1 Hydraulic transmission line system approximate operating pressure cycle

根据经验规则,在全性能工作温度范围的温度下限,允许管路压降为系统名义压力的 $1/4 \sim 1/3$ ,即各类用户作动器的设计在余下的 $2/3 \sim 3/4$ 可用压力的情况下应能满足最大速率/力的要求,例如飞控作动器和起落架收放作动筒、各类锁作动筒。因此,在液压管路系统压降平衡设计过程中,应将图1中压力管路损失与回油管路损失之和限定在系统总压降(泵压力升)的 $1/4 \sim 1/3$ 。

## 3 管路系统初步设计

### 3.1 管径的选取

《飞机设计手册》中介绍了两种液压管路管径的计算方法:流速极限法和压降限制法。流速极限法的计算公式较简单,计算时需要代入管道内油液的平均流速,虽然手册中给出了推荐的经验数据,但也明确表示目前液压系统导管内的平均流速已超出了推荐值<sup>[7]</sup>;ARP4752中也给出了管道油液流速的限定值<sup>[6]</sup>,用于确定管径的初始尺寸,但实际计算过程中由于很难确定管道内油液的真实流速,通常需要根据经验进行大量地修正。压降限制法的计算公式较为复杂,需代入管道内油液的平均流速及摩擦阻力系数进行计算,因而使用较少。

一般的,液压泵出口至作动用户入口的压力管路并非单一管径,尤其是经过系统压力油滤后,随

着用户分流管径逐级递减,为了便于计算各级管径的压降,介绍一种基于液压油粘度和密度的标准管径压降曲线谱。

根据圆管中经典流量计算公式,推导出单位长度管路油液层流状态<sup>[8]</sup>压降计算公式:

$$\Delta P/L = 0.894\ 974 \times 10^{-3} v \delta Q / d^4 \quad (1)$$

式中: $\Delta P/L$  为单位长度管路压降,psi/m; $v$  为油液运动粘度,cSt; $\delta$  为油液比重; $Q$  为油液流量,gpm; $d$  为导管内径,in。

民用飞机一般选用符合 AS1241 规定的 IV 型一类或 V 型磷酸酯基阻燃液压油<sup>[9]</sup>,不同牌号液压油的粘温特性不同。根据所选油液粘温特性,设定  $-6.7 \sim +107\text{ }^\circ\text{C}$  ( $+20 \sim +225\text{ }^\circ\text{F}$ ) 作为系统全性能工作温度范围,以  $-6.7\text{ }^\circ\text{C}$  作为管路压降设计的温度点,该温度点对应的压力管路的油液粘度为 84.2 cSt,比重为 1.053。考虑管路弯曲及接头会造成局部压力损失,计算时将油液粘度增加 15%,即 96.8 cSt,以补偿局部压力损失。利用式(1)开发的压力管路标准管径压降曲线如图 2 所示,标准管径以导管外径乘以壁厚的形式表示,横坐标为通过导管的流量,纵坐标为单位长度导管的压降。在导管需通过的流量已知的情况下,可根据图 2 的对数坐标快速查出各规格导管所形成的压降值。使用过程中根据用户的流量需求及允许的管路压降、管线长度,可快速分配、调整泵源至用户各级压降并确定相应管径。

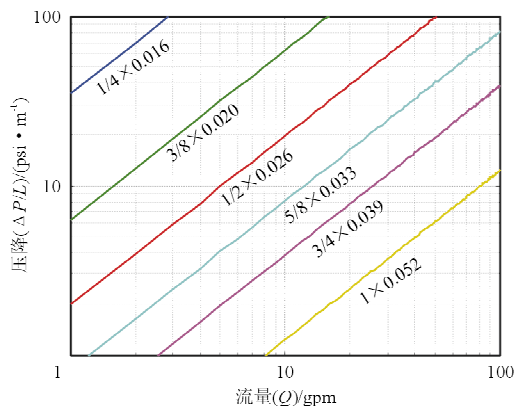


图 2 标准管径压降曲线谱

Fig. 2 Line pressure drop for standard line sizes

需要注意两点:一是开发回油管路压降曲线谱时,应考虑油液粘度受压力影响,虽为同一温度设计点,但代入式(1)的粘度值不可沿用压力管路的

粘度值;二是式(1)仅适用于管路油液为层流状态的情况,紊流状态需要对该式进行修正,得出单位长度管路油液紊流状态的压降计算公式:

$$\Delta P/L = 1.865\ 932 \times 10^{-3} v^{0.25} \delta Q^{1.75} / d^{4.75} \quad (2)$$

油液在圆管中流动时的雷诺数为

$$Re = 2.54 \times 10^4 V d / v \quad (3)$$

式中: $Re$  为雷诺数; $V$  为油液平均流速,m/s; $d$  为导管内径; $v$  为油液运动粘度。

光滑金属圆管的临界雷诺数为  $2\ 320^{[10]}$ ,代入式(3)反算压力管路标准管径层流状态下油液的最高流速,油液取管路压降设计温度点粘度 84.2 cSt,计算结果如表 1 所示。

表 1 标准管径层流状态油液  
最高流速、压力波速

Table 1 Maximum fluid velocity and wave speed in laminar field for standard line sizes

| 导管规格/in   | 最高流速/(m·s <sup>-1</sup> ) | 压力波速/(m·s <sup>-1</sup> ) |
|-----------|---------------------------|---------------------------|
| 1/4×0.016 | 35.28                     | 1 189.35                  |
| 3/8×0.020 | 22.96                     | 1 176.79                  |
| 1/2×0.026 | 17.17                     | 1 174.89                  |
| 5/8×0.033 | 13.76                     | 1 176.04                  |
| 3/4×0.039 | 11.44                     | 1 174.89                  |
| 1×0.052   | 8.58                      | 1 174.89                  |

从表 1 可以看出:在本文设置的管路压降设计温度点,仅利用层流状态压降曲线谱即可确定各级管径。

### 3.2 流速和压力限制

液压传动中的压力损失绝大部分转变为热能,直接影响了液压系统的工作性能,油液流动时,其流速对系统压力损失有较大影响。层流时的沿程压力损失与油液流动速度  $V$  成正比,紊流时的沿程压力损失与油液流动速度  $V^{1.75} \sim V^2$  成正比,流动油液的局部压力损失与其流速  $V^2$  成正比。可见降低流速对减少压力损失是十分重要的。

因液压用户的流量需求不变,根据流量与流速的关系,只有增大导管的通流面积才可以降低流速,而增大导管尺寸即增加了系统重量,对于飞机设计而言并不可取。根据压降平衡设计准则,在系统全性能工作温度的下限只要满足用户的压力需

求,管路系统产生的压力损失是可接受的,即根据设定好的管路压降选取各级管径时,无需为了降低流速而增大管径。

对于飞机的液压系统,一般有两种情况会引起系统较大的压力冲击,即阀的快速开启和快速关闭。前者是因油液流速突然上升,压力超调引起的冲击;后者是因油液流速突然下降,油液受到挤压,流体的动能转换为压力能,压力急剧升高而引起的压力冲击。油液的流动速度越快,压力冲击越大。如前所述,单纯地为了降低流速而增大管径并不可取,其原因是阀的快速开启和关闭实际上是典型的水击效应,可通过延长阀的启闭时间来降低压力冲击<sup>[11]</sup>。阀特指起落架控制阀、能源转换装置(PTU)选择阀等具有滑阀结构的控制阀,对于飞控作动装置所用的喷嘴挡板阀,因其影响较小,可不予考虑。

若将阀的关闭时间限制在大于或等于管长与压力波速比值的2倍时,阀关闭所产生的压力冲击可被有效地控制在系统工作压力的125%以内,即

$$t \geq 2L/c \quad (4)$$

式中: $L$ 为阀与泵之间的压力管路长度,m; $c$ 为压力波速,m/s。

压力波在管路中的传播速度为

$$c = \sqrt{\frac{K_y}{\left[1 + \frac{DK_y}{bE}(1 - \epsilon^2)\right] \cdot \rho}} \quad (5)$$

式中: $K_y$ 为油液体积弹性模量,取 $1.6685 \times 10^9$  Pa; $\rho$ 为油液密度,取 $1053$  kg/m<sup>3</sup>; $D$ 为导管外径,in; $b$ 为导管壁厚,in; $E$ 为导管的弹性模量,取 $1.9995 \times 10^{11}$  Pa; $\epsilon$ 为导管的泊松比,取0.28。

根据式(5)计算标准管径中油液的压力波速,计算结果如表1所示,可以看出:在油液参数一定的情况下,导管规格对压力波速的实际影响较小,因此在计算压力波速时应重点确定油液参数。

计算出阀的关闭时间,将其作为设计需求传递给起落架控制专业和液压专业,作为起落架收放选择阀和PTU选择阀的一项设计输入。

### 3.3 初步仿真计算

在液压系统的初步设计评审(Preliminary De-

sign Review,简称PDR)阶段,用户在各飞行阶段的压力、流量需求已基本明确,可建立包括设备、管路在内的系统仿真模型。仿真的目的是计算系统全性能工作温度范围的温度下限,系统向用户提供的压力、流量是否满足其需求,并对估算结果进行修正,并确定设备的机械接口尺寸,形成一轮封闭设计。

仿真分析应作如下设置:

- (1) 液压泵压力补偿设置在最小容差<sup>[12]</sup>(输出压力最小状态);
- (2) 各类油滤取最大流阻<sup>[13]</sup>(压力油滤、系统回油滤、泵壳体回油滤);
- (3) 各类阀取最大流阻(单向阀、优先阀等);
- (4) 压力管路油液粘度增大15%,回油管路增大4%(补偿管路弯曲和接头产生的局部压力损失)。

初步设计评审阶段起落架收放选择阀和PTU选择阀的设备供应商应能反馈一轮阀相关信息,若不满足液压专业提出的关闭时间要求,仿真时应预计最大冲击压力,不满足冲击要求可通过改变管长度或提供阻尼(减振)来解决。

### 3.4 实例应用

以某型支线飞机液压管路系统设计为例,根据本文方法选取管径并计算阀关闭时间。

根据管路压降平衡设计准则,对于100座以下的支线飞机,可限制压力管路与回油管路的总压降不大于750 psi(系统名义压力3000 psi的1/4)。由于泵源至用户的流量是逐级递减的,在选取管径时,应从系统最末端的用户开始,逐级向泵源核算。核算时应以压力管路为准,回油管路通常选较压力管路大一级的规格。

某支线飞机2号液压系统管路敷设如图3所示,实线表示压力管路,虚线表示回油管路,点划线表示EDP至压力油滤之间的压力管路;A为机翼、尾翼管路汇合点,C为左右机翼管路汇合点,D为右外扰流板作动器,E为左外扰流板作动器,F为左外副翼作动器,J为中方向舵作动器,L为右内升降舵作动器,M为压力油滤,N为EDP,O为起落架优先阀,P为起落架收放选择阀,Q为系统回油滤,R为系统油箱。

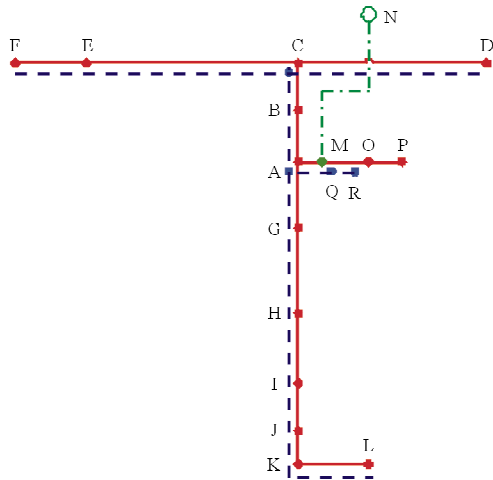


图 3 液压系统管路敷设简图

Fig. 3 Hydraulic tubing lay down schematic

根据压降曲线谱选定各级导管规格,并核算管路压降与流速,如表 2 所示,表 2 是根据用户的流量需求及允许的管路压降、管线长度,分配、调整得出各级压降并确定相应管径。

根据表 2 中的数据,计算各作动用户入口压力、回油压力,如表 3 所示,入口压力为 3 000 psi 减去泵源至用户作动器之间管路、设备的压力损失,出口压力为系统油箱背压加上油箱至用户作动器之间管路、设备的压力损失。

从表 3 可以看出:各作动用户压力与回油管路总压降均小于压降平衡设计分配的 750 psi,满足要求。

表 2 各级导管压降及流速

Table 2 Pressure drop and fluid velocity for all transmission line

| 序号 | 起点 | 终点 | 流量/<br>gpm | 压力管路  |     |        |                         | 回油管路  |     |        |                         |
|----|----|----|------------|-------|-----|--------|-------------------------|-------|-----|--------|-------------------------|
|    |    |    |            | 管长/m  | 管号  | 压降/psi | 流速/(m·s <sup>-1</sup> ) | 管长/m  | 管号  | 压降/psi | 流速/(m·s <sup>-1</sup> ) |
| 1  | F  | E  | 0.95       | 2.87  | -4  | 110    | 1.95                    | 2.87  | -6  | 20     | 1                       |
| 2  | E  | C  | 1.85       | 11.73 | -6  | 157    | 1.61                    | 11.73 | -8  | 41     | 0.98                    |
| 3  | D  | C  | 0.90       | 10.08 | -6  | 66     | 0.78                    | 10.08 | -8  | 17     | 0.48                    |
| 4  | C  | B  | 2.75       | 1.23  | -6  | 25     | 2.39                    | 1.23  | -8  | 6      | 1.45                    |
| 5  | B  | A  | 2.75       | 1.53  | -6  | 30     | 2.39                    | 1.53  | -8  | 8      | 1.45                    |
| 6  | L  | K  | 1.27       | 0.85  | -6  | 8      | 1.11                    | 0.85  | -8  | 2      | 0.67                    |
| 7  | K  | J  | 1.27       | 2.26  | -6  | 21     | 1.11                    | 2.26  | -8  | 5      | 0.67                    |
| 8  | J  | I  | 3.86       | 2.11  | -6  | 59     | 3.36                    | 2.11  | -8  | 15     | 2.04                    |
| 9  | I  | II | 3.86       | 4.19  | -6  | 117    | 3.36                    | 4.19  | -8  | 31     | 2.04                    |
| 10 | H  | G  | 3.86       | 6.22  | -6  | 174    | 3.36                    | 6.22  | -8  | 46     | 2.04                    |
| 11 | G  | A  | 3.86       | 3.53  | -6  | 99     | 3.36                    | 3.53  | -8  | 26     | 2.04                    |
| 12 | A  | M  | 6.61       | 0.89  | -8  | 13     | 3.22                    | -     | -   | -      | -                       |
| 13 | M  | -  | -          | -     | -   | 50     | -                       | -     | -   | -      | -                       |
| 14 | M  | N  | 11.8       | 11.69 | -10 | 129    | 3.69                    | -     | -   | -      | -                       |
| 15 | M  | O  | 4.89       | 1.05  | -6  | 37     | 4.26                    | -     | -   | -      | -                       |
| 16 | O  | -  | -          | -     | -   | 35     | -                       | -     | -   | -      | -                       |
| 17 | O  | P  | 4.89       | 1.15  | -6  | 41     | 4.26                    | -     | -   | -      | -                       |
| 18 | A  | Q  | 13.8       | -     | -   | -      | -                       | 1.29  | -10 | 12     | 4.38                    |
| 19 | Q  | -  | -          | -     | -   | -      | -                       | -     | -   | 50     | -                       |
| 20 | Q  | R  | 14.8       | -     | -   | -      | -                       | 0.73  | -12 | 3      | 3.13                    |
| 21 | R  | -  | -          | -     | -   | -      | -                       | -     | -   | 70     | -                       |

注:①系统油箱的压降指油箱背压;②流速根据流速极限法反算得出。

表 3 各作动用户出/入口压力

Table 3 Pressure of actuator inlet port and outlet port

| 用户作动器    | 压力管路<br>损失/psi | 回油管路<br>损失/psi | 入口压<br>力/psi | 出口压<br>力/psi |
|----------|----------------|----------------|--------------|--------------|
| 右内升降舵作动器 | 571            | 164            | 2 429        | 234          |
| 右外扰流板作动器 | 313            | 96             | 2 687        | 166          |
| 左外副翼作动器  | 514            | 140            | 2 486        | 210          |
| 左外扰流板作动器 | 404            | 120            | 2 596        | 190          |
| 中方向舵作动器  | 542            | 157            | 2 458        | 227          |

起落架收放选择阀与 EDP 之间的管路 N—M—O—P 的长度为 14 m, 压力波速取 1 175 m/s, 根据式 (4) 可计算出阀的关闭时间应不小于 23.8 ms。

在飞机设计的联合定义阶段 (Joint Definition Phase, 简称 JDP), 液压系统的敷设方案已基本明确, 管路敷设长度也基本确定 (测量长度需增加 10% 来修正, 表 2 中数据已修正), 在此输入条件下, 可根据 3.1 节介绍的方法初步确定各级管路的导管规格, 并核算出用户作动装置的出/入口压力, 以满足用户的初步设计输入条件; 同时, 为了满足液压系统的性能, 根据 3.2 节介绍的方法对系统压力冲击加以抑制, 并形成需求传递给设备供应商。联合定义阶段的管路系统设计属于经验设计, 估算结果的正确性完全取决于所遵循的理论和方法, 该环节是液压系统设计的基础环节, 在设计之初应给予足够重视。

#### 4 管路系统详细设计

在液压系统的详细设计阶段 (Detail Design Phase, 简称 DDP), 需根据初步设计评审阶段确定的系统架构、设备参数、管路布置、用户压力和流量需求等对管路系统进行优化设计<sup>[14]</sup>, 设计目标是确定不同流量下优化的导管尺寸、重量及系统参数。

液压管路系统连接图如图 4 所示, 管路优化设计的输入/输出参数如表 4 所示, 管路系统优化设计中, 依据图 4 将整套液压系统管路连接起来, 再根据设计输入优化设计输出<sup>[15]</sup>。至此管路系统的设计已全部完成, 优化结果可用于指导系统的详细设计。

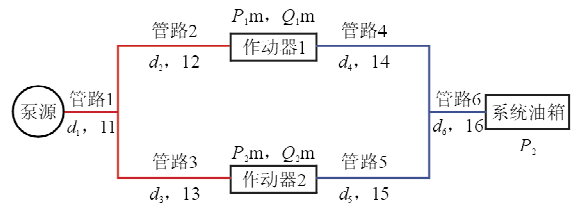


图 4 液压管路系统连接简图

Fig. 4 Hydraulic transmission line system connection schematic

表 4 管路优化设计输入/输出

Table 4 Input and output data for optimum line sizing

| 输入/输出 | 参 数                              |
|-------|----------------------------------|
| 输 入   | 泵出口压力 $P_1$ ;                    |
|       | 油箱背压 $P_2$ ;                     |
|       | 作动器出/入口最小压差需求 $P_{1m}, P_{2m}$ ; |
|       | 作动器流量需求 $Q_{1m}, Q_{2m}$ ;       |
|       | 系统架构;                            |
|       | 最大流速限制;                          |
|       | 补偿导管弯曲和接头压力损失的管长增加比例<br>因数;      |
|       | 各级导管长度 $l$ ;                     |
|       | 油液粘度、比重;                         |
|       | 导管规格表;                           |
| 管材密度。 |                                  |
| 输 出   | 优化的管径规格 $d$ ;                    |
|       | 导管重量;                            |
|       | 油液重量;                            |
|       | 各种工况下作动器的可用压力;<br>各级导管中的油液流速。    |

#### 5 结束语

本文根据民用飞机的设计思路, 从需求入手, 总结了民用飞机研制各阶段液压管路系统设计输入、输出信息的捕获、设计方法及应达到的设计目标。经实例验证, 本文所采用的压降曲线谱快速分配、调整压降及管径的方法简单有效; 总结的设计流程与方法科学合理, 能够指导民用飞机液压管路系统的设计。

#### 参考文献

- [1] 潘陆原, 王占林, 张若青. 飞机高压液压管路系统特性研究 [J]. 航空科学技术, 1999(4): 26-27.  
Pan Luyuan, Wang Zhanlin, Zhang Ruoqing. Investigation of dynamic characteristic of high-pressure hydraulic pipeline of aircraft [J]. Aeronautical Science and Technology, 1999 (4): 26-27. (in Chinese)
- [2] 周红, 刘永寿, 邵小军, 等. 飞机液压管路冲击响应分析

- [J]. 航空计算技术, 2010, 40(4): 1-3.  
Zhou Hong, Liu Yongshou, Shao Xiaojun, et al. Hammer response analysis in airplane hydraulic pipeline[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(4): 1-3. (in Chinese)
- [3] 张亚平, 秦建新, 徐鹏国, 等. HB8459 民用飞机液压管路系统设计和安装要求[S]. 北京: 中华人民共和国工业和信息化部, 2014.  
Zhang Yaping, Qin Jianxin, Xu Pengguo, et al. IIB8459 Design and installation requirements for hydraulic tubing system of commercial aircraft[S]. Beijing: Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China, 2014. (in Chinese)
- [4] Society of Automotive Engineers. ARP994A Recommended practice for the design of tubing installations for aerospace fluid power systems[S]. USA: SAE, 2012.
- [5] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.  
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 Airworthiness standard of transport aircraft [S]. Beijing: CAAC, 2011. (in Chinese)
- [6] Society of Automotive Engineers. ARP4752B Design and installation of commercial transport aircraft hydraulic systems[S]. USA: SAE, 2013.
- [7] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 12 册——飞行控制系统和液压系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 550-551.  
General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual; Vol 12—Flight control and hydraulic system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003: 550-551. (in Chinese)
- [8] 张长海. 液压管道中层流起始段对压力损失的探讨[J]. 西安联合大学学报, 1999, 2(4): 73-78.  
Zhang Changhai. The explore to pressure loss due to hydraulic pressure pipeline laminar entrance length[J]. Journal of Xi'an United University, 1999, 2(4): 73-78. (in Chinese)
- [9] Society of Automotive Engineers. AS1241C Fire resistant phosphate ester hydraulic fluid for aircraft[S]. USA: SAE, 1997.
- [10] 李艳军. 飞机液压传动与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2009: 19-26.  
Li Yanjun. Aircraft hydraulic transmission and control [M]. Beijing: Science Press, 2009: 19-26. (in Chinese)
- [11] 蔡亦刚. 流体传输管道动力学[M]. 浙江: 浙江大学出版社, 1990: 159-163.  
Cai Yigang. Fluid transmission pipeline dynamics [M]. Zhejiang: Zhejiang University Press, 1990: 159-163. (in Chinese)
- [12] Society of Automotive Engineers. AIR1922A System integration factors that affect hydraulic pump life[S]. USA: SAE, 2011.
- [13] 杨志敏, 李昆, 高亚奎. 液压油滤过滤性能建模与分析[J]. 液压与气动, 2013(12): 112-114.  
Yang Zhimin, Li Kun, Gao Yakui. Model building and analyzing based on filter's performance[J]. Hydraulics and Pneumatics, 2013(12): 112-114. (in Chinese)
- [14] 郭军, 吴亚峰, 储妮晟. AMESim 仿真技术在飞机液压系统中的应用[J]. 计算机辅助工程, 2006, 15(2): 42-45.  
Guo Jun, Wu Yafeng, Chu Nisheng. Application of AMESim in aircraft hydraulic system[J]. Computer Aided Engineering, 2006, 15(2): 42-45. (in Chinese)
- [15] 夏鹤鸣, 王鸿鑫. 基于 AMESim 飞机液压能源系统用户可用压力仿真计算[J]. 机械设计与制造工程, 2014, 43(7): 20-23.  
Xia Heming, Wang Hongxin. The simulation of pressure available to the user in aircraft hydraulic energy system based on AMESim[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2014, 43(7): 20-23. (in Chinese)

#### 作者简介:

杨志敏(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

张亚平(1969—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

张倩(1987—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机液压系统设计。

(编辑:马文静)