

大孔径限流装置损失特性分析

沈燕良, 王建平, 曹克强

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 对大孔径限流装置的损失特性进行了分析, 对比分析了大孔径限流装置与小孔节流的压力损失机理, 用试验的方法, 找出了大孔径限流装置的局部损失系数随限流孔径的变化规律, 这一规律在某型飞机地面压力加油系统的流量平衡设计中被再次证实。

关键词: 限流装置; 损失特性; 局部损失系数

中图分类号: V228.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2001)01-0010-03

飞机地面压力加油时, 各油箱的满油时间差应控制在 1min 以内, 即满足文献[1]和文献[2]提出的飞机地面压力加油系统的设计应保证在理论上同时满油的要求。地面压力加油系统的同时满油设计, 也就是燃油系统设计中所说的系统流量平衡设计, 即在通往油箱的相关支路中, 设置孔径合适的限流装置, 用以调节各支路中的流量, 使系统各支路的流量达到各油箱理论上同时满油所需要的流量(流量平衡状态)。系统的流量平衡, 可以保证系统的设计满足国军标和战技指标的要求, 但更重要的是, 按流量平衡设计的压力加油系统, 系统的加油时间最短, 这也是国军标提出系统设计要求理论上同时满油的原因。

在系统流量平衡设计中, 采用圆孔式锐边型限流装置来调节各支路中的流量, 圆孔式锐边型限流装置的损失特性在各资料中都有详细的阐述^[3~4], 但是这种阐述都是基于小孔节流的基础上进行的, 即圆孔的孔径应远小于限流装置上下游导管的内径。但是, 根据系统设计目的的要求, 部分支路仅需增加小的压力损失, 此时, 如采用圆孔式锐边型限流装置, 圆孔孔径不可能远小于限流装置上下游导管的内径, 在这种情况下, 若采用小孔节流方法计算限流装置的孔径, 必将产生较大的误差, 有时甚至会有荒谬的结果。因此, 如何确定大孔径限流装置压力损失与流量、限流尺寸之间的变化规律, 是解决系统流量平衡设计的关键。而国内其它机种的地面压力加油系统设计没有进行同时满油设计, 很大部分原因, 就是没有解决大孔径下限流装置压力损失与孔径的关系问题。

1 大孔径限流装置压力损失机理

限流装置的损失特性, 就是液流通过限流装置时, 其压力损失与流量、限流孔尺寸之间的变化规律。

当液流流经限流装置时(如图 1 所示), 液流由截面 1 开始向限流孔加速流动, 其流线是一组曲线, 由于液流质点具有惯性, 使液流在限流孔处不能很快转折, 因此, 液流从限流孔射出来时, 其流束截面将会继续缩小, 直至截面 2 处达到最小值。

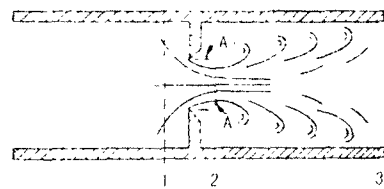


图 1 液流流经限流装置示意图

$$\text{限流装置由 1 截面到 2 截面, 压力损失与流量的关系为 } Q^{[3]}Q = C_d A_0 \sqrt{2(p_1 - p_2)/\rho} \quad (1)$$

式中, C_d 为节流系数, A_0 为限流孔面积。

对于小孔径限流装置, 流束从截面 2 继续射出时, 与下游区的液体产生剧烈的搅动。同时, 下游处紧邻流

收稿日期: 2000-09-20

基金项目: 空装科研部科研基金资助项目(KJ99072)

作者简介: 沈燕良(1964-), 男, 浙江嵊州人, 讲师, 硕士, 主要从事流体传动与控制研究。

束周围的液体会被流束带着一起运动,因而造成低压区。这样,离节流孔较远的下游区的液体,将流向低压区,故使节流孔下游处的液体几乎都处于剧烈的扰动和搅合之中,其结果使液体温度升高,即内能增加。而增加的这部分内能是由液体的动能转变过来的(动能是在加速过程中从压力能转换过来的),既然动能已经消耗,它就不能再恢复为压力能。因而截面 2 处的压力就近似地等于截面 3 处的压力,此时,小孔径限流装置压力损失与流量的关系为

$$Q = C_d A_0 \sqrt{2(p_1 - p_3)/\rho} \quad (2)$$

然而,对于大孔径限流装置,由于限流孔孔径较大,限流孔下游处的液体并未完全处于剧烈的扰动和搅合之中,流束从截面 2 继续射出时,液流逐渐扩散至整个截面(如图 2 所示),在这段距离内,逐渐扩散的流线边界与管壁之间部分的液体处于漩涡状态,在此过程中,加速过程中从压力能转换过来的动能,部分使内能增加而消耗,另一部分重新恢复为压力能。因而截面 2 处的压力小于截面 3 处的压力。因此,如仍采用小孔限流公式,则大孔径限流装置压力损失与流量的关系为

$$Q > C_d A_0 \sqrt{2(p_1 - p_3)/\rho} \quad (3)$$

孔径越大,限流孔下游液体因动能转化为内能而消耗部分越小,用小孔限流公式计算误差越大。这种大孔径限流装置产生的压力损失的机理相当复杂,很难用流体力学基本理论建立数学模型并得出压力损失与流量、孔径之间的数学关系,故本文采用试验的方法来确定大孔径限流装置的压力损失特性。

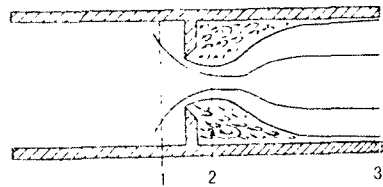


图 2 液流扩散示意图

2 大孔径限流装置损失特性的试验分析

2.1 试验目的

大孔径限流装置损失特性试验的目的,在于找出液流通过限流装置时,液流压力损失与流过限流装置的流量、限流装置孔径之间的关系。

2.2 试验装置

试验装置如图 3 所示。开关节节支路流量,涡轮流量计、压力传感器分别测量通过限流装置的流量及限流装置前后压力,并通过转换电路由计算机记录各压力、流量值。

2.3 试验内容

试验中,连接限流装置的导管直径为 40 mm,限流片的直径分别为 8 mm、12 mm、16 mm、20 mm、24 mm、28 mm、32 mm、36 mm。将流量调节至 500 L/min 左右,分别记录不同限流孔径时通过限流装置的流量及限流装置前后压力。

利用局部损失公式

$$\Delta p = \zeta \cdot \rho(Q/A_1)^2/2 \quad (4)$$

式中, A_1 为限流装置进口端面积, ζ 为限流装置局部损失系数。

计算各种孔径下限流装置的局部损失系数,每一限流片分别试验三次,局部损失系数取三次试验的均值,试验结果如表 1 所示。

2.4 试验结果分析

典型的小孔节流,实际上是局部损失装置的一种特殊形式,故节流公式同样可用局部损失公式表示^[5],联立公式(2)、(4),即可得出节流公式局部损失公式表示时限流装置局部损失系数 ζ' 的表达式

$$\zeta' = A_1^2/C_d^2 A_0^2 \quad (5)$$

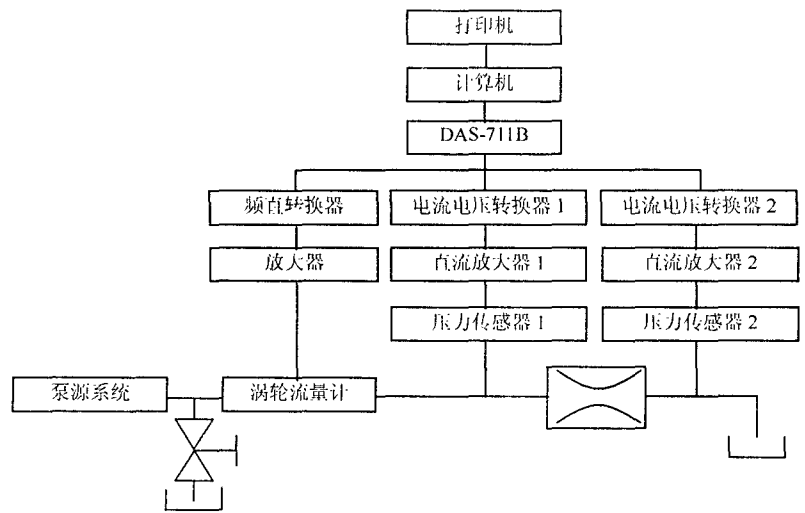


图 3 试验原理图

在同样孔径下,试验所得的局部损失系数结果与换算结果之间的误差为

$$\delta = |(\zeta' - \zeta)/\zeta| \times 100\% \quad (6)$$

在限流片的直径为表1所列的情况下,按小孔节流公式计算所得的限流装置局部损失系数 ζ' 及试验结果与计算结果之间的误差如表2所示。

比较表1、表2可以发现,试验所

得大孔径限流装置的局部损失系数 ζ 均小于相同孔径时由节流公式计算而得的局部损失系数 ζ' ,可见本文所分析的大孔径限流装置的损失特性,即所得的公式(3)是正确的。

从表2可见,限流孔径与进口端通油孔径比值为0.3时,计算得到的限流装置局部损失系数 ζ' 及试验结果的误差为2.3%,但当比值为0.4时,其误差达20.9%。为此,加试了限流片直径为13 mm、14 mm、15 mm的限流装置损失特性,其结果如表3所示。可见,在限流孔径与进口端通油孔径比值小于0.3时,计算所得的限流装置局部损失系数 ζ' 及试验结果的误差很小,即可认为当限流孔径与进口端通油孔径比值小于0.3时,限流装置属于小孔节流,否则,如用节流公式计算,必将产生较大的误差,甚至会有荒谬的结果。

3 应用及结论

3.1 应用

在对某型飞机的地面压力加油系统进行流量平衡设计时应用了本文的试验结果。该型飞机的地面压力加油系统由八条支路组成,为达到流量平衡,即使各条支路的流量达到或接近设计值,在其中七条支路中加装了限流装置,按各支路所需附加的阻尼,加装大孔径限流装置,一次性使各油箱组的满油时间差仅为55s,取得了设计的成功,同时也说明本文所进行的试验结果是可信的。

3.2 结论

当限流孔径与进口端通油孔径的比值小于0.3时,可认为其为小孔节流,使用小孔节流公式分析其损失特性,否则,使用小孔节流公式必将产生较大的误差。本文用试验的方法得出了一组大孔径限流装置的局部损失系数,可用于指导孔径较大的大孔径锐边型限流装置局部损失系数的确定。

参考文献:

- [1] GJB716-1989. 飞机地面压力加油系统通用规范[S].
- [2] GJB1003-1990. 飞机燃油系统通用规范[S].
- [3] 雷天觉. 液压工程手册[M]. 北京:机械工业出版社,1990.
- [4] 王建平,沈燕良. 实际液压附件损失特性研究[J]. 空军工程学院学报,1995,15(4):17-20
- [5] Aircraft Hydraulic System Dynamic Analysis[R]. AD A089240.

Loss property analysis of throttle with large aperture

SHEN Yan-liang, WANG Jian-ping, CAO Ke-qiang
(The Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710038, China)

Abstract. The loss property of throttle with large aperture is analysed. The principle of loss property of throttle with large aperture and little aperture is compared. The relationship between loss coefficient and throttle aperture is found out. This relationship was proved in discharge equilibrium design of an aircraft's pressure refuel system.

Key words: throttle; loss property; local loss coefficient

表1 限流装置局部损失系数试验结果

d_0/d_1	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80	0.90
ζ	1 670	322	86.1	29.4	11.6	4.32	1.53	0.386

表2 限流装置局部损失系数计算结果及误差

d_0/d_1	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80	0.90
ζ'	1 674	330	104.6	42.86	20.67	11.2	6.54	4.08
$\delta/\%$	0.23	2.3	20.9	45.8	78.2	159.3	327.5	957

表3 局部损失系数对比

d_0/d_1	0.325	0.35	0.375
ζ	222.5	159	116
ζ'	240.1	178.5	135.5
$\delta/\%$	7.9	12.3	16.6