

亚音速飞行器进气道内 通道设计及性能计算

梁德旺 陈晓

(南京航空学院)

摘要: 在多年来的亚音扩压器研究成果的基础上, 提出了亚音速飞行器进气道内通道优化设计的概念, 并介绍了亚音速飞行器进气道内通道设计及性能计算软件的功能。实践表明, 该设计及性能计算软件可用于亚音飞行器进气道内通道的设计选型, 从而减少或替代实验选型, 节省费用, 缩短研制周期。

主题词: 进气道, 亚音速扩压器, 最佳设计, 性能, 计算

DESIGN AND CALCULATION OF PERFORMANCE OF A SUBSONIC INLET DUCT

Liang Dewang Chen Xiao

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract: In this paper, an idea of optimum design concerning a subsonic inlet duct is proposed on the experimental investigations of subsonic diffusers in past years. And the function of the program about the design and calculation of performance of the subsonic inlet duct is described. The experimental results obtained in practice show that the program can be used in the earlier stage of the design of the inlet to replace or reduce the experiments for model selecting, so the experimental expenses and time for design can be greatly reduced.

Keywords: Inlet, Subsonic diffuser, Optimum design, Performance, Calculation

一、引言

以前, 在新型飞机的研制过程中, 进气道设计师们常常是根据经验设计多个进气道, 而后进行模型吹风实验, 依据所得到的性能数据, 选择能满足飞机和发动机要求的进气道作为

本文1991年5月24日收到

进一步进行进气道/发动机匹配研究的设计方案。有时,要反复进行上述进气道的选型实验研究才能完成进气道的设计选型工作。为了减少飞行器进气道内通道的设计选型费用,缩短研制周期,我们根据多年来对亚音速扩压器各种规律和性能的研究成果和亚音速飞行器进气道内通道的一般设计原则^[1],提出了优化设计的概念,研制了进气道内通道设计及性能计算软件。利用该软件对某舰型导弹进气道进行了设计,并进行了模型实验,实验结果表明,该软件可用于亚音飞行器进气道内通道的设计选型。

二、亚音速飞行器进气道内通道设计

1. 优化设计概念

关于亚音速飞行器进气道内通道的设计,尽管人们在工作中不断地积累经验,并提出了一般设计方法和原则^[1],但仍无规律可循,在很大程度上依据进气道设计师们的经验,这便带来了所设计出的进气道性能很难达到最优,特别是对经验还不足的工程设计人员来说更是如此,甚至还会出现所设计出来的进气道不能满足发动机要求。那么如何进行设计,使设计出来的进气道性能较好呢?即如何进行优化设计。多年来,我们开展了关于亚音扩压器性能,扩压规律以及唇口内型面的实验研究,结果表明要使亚音速扩压器具有良好的性能,首先要选择恰当的中心线弯曲规律(如果弯曲的话)和面积变化规律,其次必须对其进行总体考虑和设计。另外,并非扩压器内流动不分离性能就好,扩压器的最佳性能往往出现在大部分通道接近分离,或刚分离的流态下。基于这一优化设计概念,在亚音速飞行器进气道内通道设计软件研制中,我们对亚音扩压器的总体结构、中心线弯曲规律、扩压器面积变化规律(扩压规律)等对其性能的影响进行了综合考虑,并以人机对话方式,设置了多种设计方案供设计时选择,这样设计人员还可以根据具体设计条件进行选择式优化设计。实际应用表明,这种优化设计概念是可行的,由该软件设计出来的进气道性能较一般具有丰富经验的设计师设计出来的进气道性能优。

2. 要求输入参数

进气道的设计不仅与设计状态的飞行参数有关,而且还要受到飞行器总体布局的制约和发动机工作状态的影响,因而软件中要求输入的参数有:飞行参数(飞行马赫数 M_0 ,飞行高度及飞行攻角);总体布局对进气道几何尺寸的限制(进气道的总长度 L 和进、出口截面轴心线的偏距 H);设计状态下发动机所需流量 G 及发动机进口截面的形状、面积及几何尺寸。此外,设计人员还应根据具体要求,以人机对话方式对进气道各个部位进行设计、选择。图1为该软件框图。

3. 进口部分设计

亚音速飞行器进气道内通道一般可示如图2。由图可知,它由进口部分和扩压部分组成。

(1) 进口面积的确定

进气道进口面积的大小直接影响进气道的内、外流性能。一般讲,在发动机流量和飞行马赫数一定的情况下,进口面积大则进气速度小,进气道的总压恢复系数高,出口流场畸变小;但迎风面积大,迎风阻力大,使外流性能变差。反之,如果进口面积变小则会改善外流特性而使内流性能下降。所以进口面积大小的选择,需从进气道内外流性能综合考虑。软件

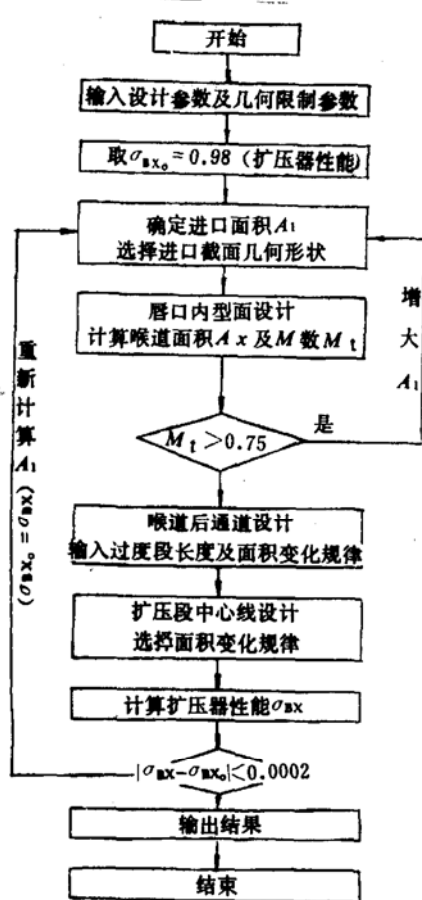


图1 程序框图

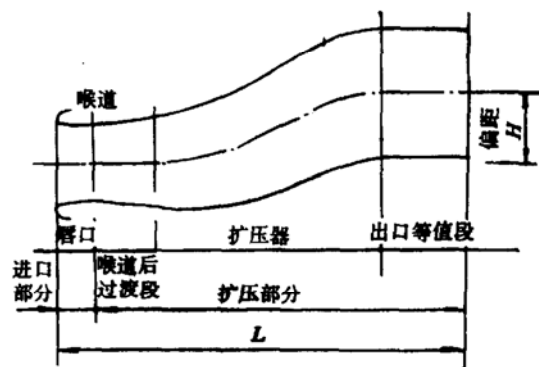


图2 亚音进气道内通道示意图

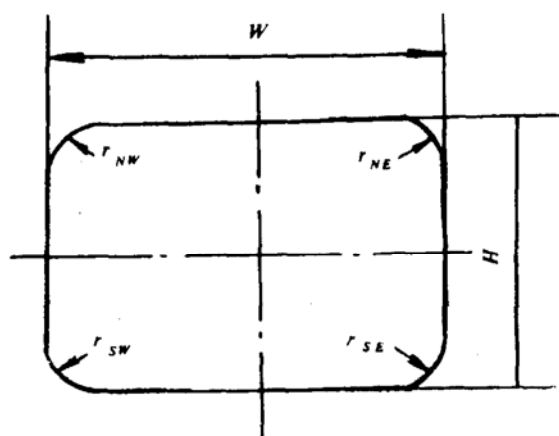


图3 进口几何形状

中, 取最大飞行 M 数 (设计飞行 M 数) 时, $v_0/v_1 = 2$ 来确定进口面积 A_1 , 此处 v_0 为来流速度, 即飞行速度, v_1 为进气道进口速度。并用唇口载荷系数进行校核修正。

进口几何形状的选择不但要考虑其对进气道内、外流性能的影响, 还要考虑到飞行器的总体布局。鉴于一般亚音速飞行器进气道进口的几何形状和便于用附面层积分法计算扩压器性能, 软件中把进气道进口几何形状用图3表示。显然, 它可以是圆、半圆、矩形、左右两个半圆加矩形等形状。设计人员可以根据具体情况进行选择。

(2) 喉道面积的确定

喉道面积的确定, 主要考虑各种工况下喉道截面处均不发生气流堵塞现象。另外考虑到进气道扩压段的性能对喉道 M 数较为敏感, 且在喉道 $M_t > 0.75$ 时, 进气道总压恢复系数可能会出现突降, 因此软件要求 $M_t < 0.75$, 并通过改变进口面积和唇口厚度来调整喉道面积, 确保 $M_t < 0.75$ 。

(3) 唇口内型面设计

唇口型面的几何形状不仅决定了进气道阻力特性, 而且影响着扩压器的进口流动条件, 特别是地面起飞与低 M 数状态。根据文献(2)的研究结果, 唇口内型面用超越椭圆曲线, 软件中只要求输入进口面积和喉道面积比、椭圆长、短轴比及超越椭圆指数。

4. 扩压部分设计

(1) 过渡段设计

由图 2 可知, 通常在喉道和扩压器之间有过渡段。这是因为喉道 M 数较高, 而且在低速或起飞状态下, 由于唇口流动的影响, 喉道截面上的流场不会很均匀, 如果马上就减速扩压对进气道扩压器性能极为不利。因而该过渡段主要是使气流均匀。将该段设计为平直段或扩张角很小的扩张段便可达到目的。小扩张角通道的设计可选用 $dM/dx = \text{常数}$ 的设计方案。由于该段内气流速度较高, 摩擦阻力较大, 过渡段长度不宜过长 (太长还会使扩压段长度缩短, 不利于扩压性能), 一般可取其长度为 $0.5 \sim 1.5$ 倍喉道当量直径 (或高度)。

为了避免不均匀或分离气流直接进入发动机而影响发动机的工作性能, 在扩压段和发动机进口间还有一过渡段, 该过渡段一般为直段, 长度约为一倍发动机当量直径。

(2) 扩压段设计

受总体布局的制约, 进气道一般呈 S 形。S 形进气道中心线和扩压器扩压规律的设计对整个进气道的性能影响甚大, 而且单纯很好地设计中心线弯曲规律或者扩压器的扩压 (面积变化) 规律, 未必能获得较高的进气道总压恢复性能。因此必须综合考虑。基于我们多年来对亚音扩压器性能及扩压规律等的研究成果, 软件中给出了三种中心线弯曲规律和五种面积变化规律, 供设计人员选择。无论选择何种方案均可确保在扩压段前段中心线曲率大, 转弯急剧扩压程度大。而在扩压段后段中心线转弯缓慢, 扩压程度小, 尤其是出口附近, 基本上是不转弯不扩张, 从而确保扩压性能好。

三、扩压器性能计算

扩压器性能计算采用文献[3]介绍的方法。其基本思想是依据普朗特附面层理论基础, 把扩压器内的流动分成核心流和附面层流两部分, 然后联立求解核心流和附面层积分方程, 从而计算出扩压器性能。

由于常规进气道是由图 3 所示进口几何形状逐渐变为圆形出口, 因而进气道扩压器性能计算还必须考虑下面的因素。一是修正非粘核心流气动面积的计算式, 修正后的面积为: 对于轴对称情况

$$A_e = \pi \left(R(x) - \frac{\delta_1(x)}{\cos \theta} \right)^2 \quad (1)$$

图 3 示截面形状二元扩压器情况, 可以近似表为

$$A_e = A - W' \frac{\delta_{1N}}{\cos \theta_N} - W'' \frac{\delta_{1S}}{\cos \theta_s} - H' \frac{\delta_{1W}}{\cos \theta_W} - H'' \frac{\delta_{1E}}{\cos \theta_E} \quad (2)$$

其中 A 为物理面积, A_e 为气动面积, δ_1 为附面层位移厚度, θ 为壁面相对扩张角

$$W' = W - \left(1 - \frac{\pi}{4} \right) (r_{NE} + r_{NW})$$

$$W'' = W - \left(1 - \frac{\pi}{4} \right) (r_{SE} + r_{SW})$$

$$H' = H - \left(1 - \frac{\pi}{4} \right) (r_{NW} + r_{SW})$$

$$H'' = H - \left(1 - \frac{\pi}{4}\right)(r_{NE} + r_{SE})$$

W 、 H 、 r_{NE} 、 r_{SE} 、 r_{NW} 、 r_{SW} 详见图3。

另一是对于方转圆扩压器,虽然各截面几何形状仍可用图3所示几何形状来表示,但性能计算时不能简单地作为二元扩压器来处理。为此,在求解中对扩压器前段看作为二元扩压器的流动问题,而对于扩压器后段则看作为轴对称扩压器的流动问题。两个问题计算的转换时,前段出口的核心流 M 数、总压、总温可直接作为后段相应的进口条件,而位移厚度和形状因子应根据气动面积相等和动量等效原则进行修正。

四、应 用

为了检验“亚音速飞行器进气道内通道设计及性能计算软件”能否对进气道内通道进行优化设计、计算其性能,能否用来进行进气道设计选型,我们特请南昌飞机制造公司,针对某舰型反舰导弹亚音进气道设计条件设计了四个进气道模型,分别称为A、B、C、D,并进行了地面吹风实验。除长度外,四个进气道模型的其他设计条件相同(飞行 M 数、发动机流量、进气道进、出口截面的偏距、发动机进口尺寸等),其中A、B模型长度相同,且最长,D模型最短。A模型由一位具有较丰富设计经验的设计师设计,B、C、D三个模型则是利用上述设计软件设计的。设计状态下,性能估算结果为B优于C、而C优于D。

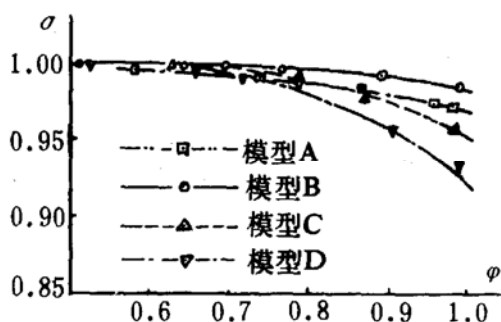


图4 总压恢复曲线

图4给出了上述四个进气道模型地面吹风实验的总压恢复曲线,其中纵坐标 σ 为总压恢复,横坐标 ϕ 为流量系数,即实际通过的流量与理论上能通过的最大流量的比值。由图可知B模型的性能优于A模型和C模型,而C模型性能优于D模型。由此可见,相同设计条件下,由“软件”设计出来的进气道内通道,性能优于由工程技术人员单纯凭借经验设计出来的性能,即软件具有优化功能;对于多个模型由“软件”估算出的进气道性能高低的排列顺序与实验结果完全一致。因而说明该软件可用于亚音进气道的设计选型,减少或替代实验选型,减少费用,缩短研制周期。

五、结 束 语

无论是从理论上还是从实际应用上可以看出,本文所介绍的“亚音速飞行器进气道内通道设计、性能计算”具有一定的优化设计功能,并能较准确地估算其气动性能。该软件可用于亚音飞行器进气道内通道的设计及早期选型,代替实验选型,从而大大缩减选型费用和研制周期。型号设计使用表明该软件工程性强、使用方便。

(下转第74页)

参 考 文 献

- (1) Juanarena Douglas B. A Multipoint Sensor and Measurement System for Aerospace Pressure Measurement. ISA ISBN 87664-434-5, 1979
 - (2) Pemberton J C. Mass Produced Pressure Sensor with in Situ Calibration for High Speed Wind Tunnel and Turbine Test Data. Transducer/Tempcon'80 Conference
 - (3) Gross Chris and Juanarena Douglas B. Electronically Scanned Pressure Sensors. Hamton, USA, VA 23666
-

(上接第13页)

- (2) Jason B S. Design of Chocking Cascade Turns. AD-124792
 - (3) Rumpf R L and Shippen W B. Comparison of Aerogrids and Punched Plates for Smoothing Flow From Short Annular Diffuser. NASA CR-120960
 - (4) 王树声, 刘兴洲. 冲压发动机技术. 出国考察技术总结报告, 航天部第707研究所, 1983(8)
-

(上接第18页)

参 考 文 献

- (1) Little F K. Internal Aerodynamics Manual. AD723823, 1975
- (2) 方良伟, 陈晓, 陈法生. 某飞机进气道改型方案的设计与地面选型试验. 南京航空学院学报, 1980, 33(4)
- (3) 陈晓, 方良伟. 亚音速扩压器性能计算. 航空学报, 1985, 6(5)