

低速风洞进气道试验柱形分布式引射器优化设计

巫朝君, 徐彬彬, 张为卓, 汤伟, 李圆
(中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为适应低速风洞发动机进气道试验的大流量模拟的迫切需要,介绍了适用于 4 m 量级低速风洞的柱形分布式引射器的设计方案。通过 ANSYS-CFX 软件采用有限体积法对引射器内流场进行了数值模拟,重点优化了引射器的引射面积比、离散的喷嘴分布方式和喷嘴出口设计点总压、马赫数等参数。综合考虑引射器在风洞中的使用条件限制和吸入流量技术指标要求,完成了引射器设计。优化后的引射器方案解决了小体积、大吸入流量需求之间的矛盾。在 FL-14 风洞的验证试验表明,优化后引射器的最大吸入流量达到 9.07 kg/s,满足 4 m 量级低速风洞进气道试验大流量模拟需求。

关 键 词: 进气道; 流量模拟; 风洞试验; 引射器; 优化设计

中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

Design and optimization of columniform distributed ejector for low speed wind tunnel inlet test

WU Chaojun, XU Binbin, ZHANG Weizuo, TANG Wei, LI Yuan
(Low Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In order to meet the urgent requirement of large flow simulation in low speed wind tunnel for engine inlet test, a design scheme of columniform distributed ejector for 4 m-scale low speed wind tunnel was proposed. The internal flow filed of ejector was simulated by ANSYS-CFX software using the finite volume method. The design parameters were optimized, including the ejecting area rate, discrete distribution of nozzles and the design point total pressure and Mach numbers of nozzle outlet. The improved design of ejector met the limited condition in wind tunnel and the acquirement of large mass flow, and solved the contradiction of small size and large mass flow. The experiment in FL-14 wind tunnel indicated that the max absorbing mass flow rate of improved ejector can reach 9.07 kg/s, fulfilling the large mass flow needs of inlet test in 4 m-scale low speed wind tunnel.

Key words: inlet; flow simulating; wind tunnel test; ejector; improved design

飞机进气道风洞试验是获取进气道/发动机匹配特性的重要手段,进气道的进气流量是进气道风洞试验需要模拟的重要参数。低速风洞试验中进气道的进气流量不能靠冲压方式完全得到,主要借助真空泵吸气或引射器引射等方法来实现进气流量的充分模拟^[1-2]。

低速风洞进气道试验流量模拟的方法在不同风洞中有所不同。在欧美等航空发达国家,使用真空泵吸气法相对较多。German-Dutch Wind Tunnels 的 LLF(large low-speed facility)风洞和 German Aerospace Center 的 NWB 低速风洞(low speed wind tunnel in Braunschweig)主要采用真空泵吸气法实现进气道试验的流量模拟。其中 LLF 风洞通过 8 台真空泵的吸气管组合,可实现多路进气流量的同时模拟^[3]。NWB 风洞采用两台真空泵吸气的方法,可对两路进气道实现从 0.8~4.3 kg/s 的进气流量模拟^[4]。美国波音公司的 A 风洞采用一台真空泵、B 风洞则采用一套涡轮喷气发动机为进气道试验提供流量模拟^[4]。俄罗斯中央空气流体动力学研究院的 T101 风洞和恰普雷金航空研究所的 T203 风洞用的是引射器引射方法实现进气流量模拟^[4]。国内主要有真空泵吸气和引射器引射两种方法。中国航空工业气动力研究院 FL-8 风洞采用引射器引射方法实现进气流量模拟^[5]。南京航空航天大学的 NH-2 风洞采用 11 台真空泵的吸气管组合^[6],可实现大于 4.0 kg/s 的流量模拟能力。中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所(下文简称为低速所)用的是真空泵吸气法^[7]和引射器引射法^[8]。其中,真空泵吸气法用于 FL-13 大型低速风洞,4 台真空泵组合可达到最大 9.0 kg/s 的吸气能力;引射器引射法主要用于 4 m 量级低速风洞,原有的环缝式引射器是 20 世纪 80 年代研制的,最大吸气能力为 5.0 kg/s^[9],可调节流量为 0.1~3.0 kg/s,能够满足在 4 m 量级风洞开展配置涡喷发动机或小涵道比涡扇发动机的飞机进气道试验流量模拟需求。

随着大型运输机自主研制进程的深入,大涵道比涡扇发动机被广泛使用,开展这类飞机的进气道/发动机匹配特性风洞试验研究是自主研制发动机短舱必须要研究的重要内容,也是打破航空发达国家技术封锁的需要。从研制成本和技术风险的角度讲,在研制选型阶段,在 4 m 量级风洞开展发动机短舱进气道试验是十分必要的。由于大涵道比涡扇发动机的进气流量比涡喷发动机或小涵道比涡扇发动机的进气流量有较大幅度增加^[10],在 4 m 量级风洞开展发动机短舱进气道试验需要模拟的进气流量也相应增加,低速所原有的环缝式引射器已满足不了其流量模拟需求。

为更好地满足大涵道比发动机短舱进气道低速风洞试验需求,本文通过理想气体一维管道流

动理论分析,采用数值模拟并结合工程经验的方法优化了引射器的设计参数,研制了适用于低速风洞进气道试验的柱形分布式引射器。

1 引射器的技术要求

根据在 4 m 量级低速风洞中进行大涵道比涡扇发动机短舱进气道试验需求,对引射器的技术要求包括:

- 1) 引射器装置和模型的总阻塞度应小于 5%^[11]。
- 2) 引射器内径不大于 250 mm,长度不大于 1000 mm。
- 3) 试验风速为 70 m/s 时,引射器最大吸入流量不低于 8.5 kg/s。

2 初步设计方案

在低速所的低速风洞进气道试验中,引射器装置通常置于风洞内且需要远离模型,模型与引射器之间通过吸气管连接(见图 1),吸气管道长、弯道多,造成压力损失严重,需要引射器有较高的引射性能才能满足需求。

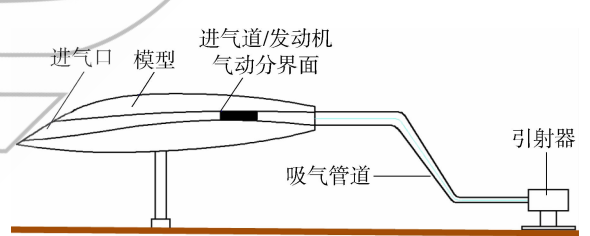


图 1 引射器在进气道试验中的使用
Fig. 1 Instructions of ejector in inlet test

低速风洞使用的传统环缝式引射器的原理如图 2 所示。这种引射器技术比较成熟,结构简单,其局限性是起喷嘴功能的环缝位于混合室壁面,引射流与吸入流间的接触面有限,且引射流与壁面的摩擦造成较大的能量损失^[12],一定程度限制了环缝引射器引射系数 C_j (定义为吸入流与引射流的流量之比)的提高。相同工作条件下,在不增加引射器本体体积的前提下,其引射性能进一步

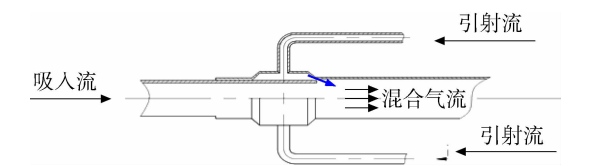


图 2 环缝式引射器原理示意图
Fig. 2 Sketch map of principle of annular ejector

提高的裕度较小;要进一步提高吸入流的流量,须增加引射器的环缝级数^[13]或径向尺寸^[14],但会增加引射器装置在风洞中的堵塞度。

根据低速风洞对引射器的技术要求,以及发动机进气道短舱设计方面的经验和应用效果^[15],初步确定新研制的引射器采用柱形分布式结构方案(图 3),引射器由 4 部分组成:引射器柱形混合室、环形驻室、微型引射喷嘴(简称为喷嘴)组合驻室、离散分布的微型喷嘴。若干个出口面积相当的微型喷嘴组成一个喷嘴耙,共用一个喷嘴组合驻室。喷嘴耙沿周向等间距分布,每个喷嘴耙上的喷嘴沿径向按等环面积分布。离散式分布的喷嘴布局可有效增加引射流和吸入流的接触面积,利于两股气流的掺混过程,有效提高引射效率并缩短混合室的长度^[16]。根据文献^[17]研究表明,多喷嘴引射器的混合室长度是面积相当的中心型引射器混合室长度的 $1/(N^{1/2})$ 倍(N 为喷嘴个数),据此初步确定引射器总长度为 800 mm,混合室长度为 600 mm,内径为 250 mm。此尺寸可满足引射器装置和模型的总阻塞度应小于 5% 的要求。

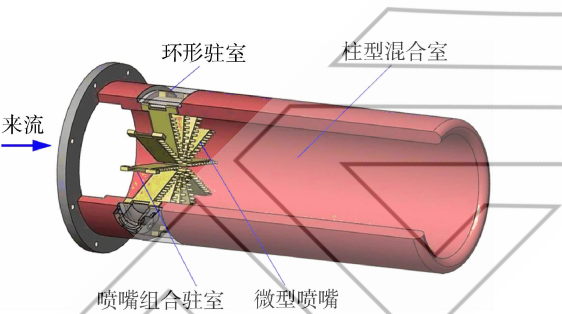


图 3 柱形分布式引射器示意图

Fig. 3 Sketch map of columniform distributed ejector

3 引射器数值模拟与优化

3.1 计算方法

在初步方案基础上,采用一维控制体对引射器性能进行理论分析,柱形分布式引射器工作原理见图 4。进行理论分析时,忽略引射流和吸入流间的相互作用过程,并作以下假设^[18]:①引射流和吸入流均为完全理想气体;②所有流动是等熵流动;③不计混合过程壁面对混合气流的摩擦;④引射流和吸入流在混合室出口充分混合。

引射器的引射系数计算由混合室入口、出口截面之间的连续方程得到。

连续方程

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_i + \dot{m}_e \tag{1}$$

由气体管道流动理论^[19],流量 $\dot{m}$ 可表达为

$$\dot{m} = c \frac{p_t A q(\lambda)}{\sqrt{T_t}} \tag{2}$$

根据引射系数的定义

$$C_j = \frac{\dot{m}_j}{\dot{m}_e} = \frac{p_{tj}}{p_{te}} \cdot \frac{A_j}{A_e} \cdot \frac{q(\lambda_j)}{q(\lambda_e)} \cdot \sqrt{\frac{T_{te}}{T_{tj}}} \tag{3}$$

$$q(\lambda) = \left(\frac{\kappa + 1}{\kappa} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \tag{4}$$

式中 A 为管道流动中任一处管道横截面面积, p_t 和 T_t 分别为该截面处的总压和总温, T_{te} 和 T_{tj} 分别为引射流总温和吸入流总温, $\dot{m}_4$ 为引射器出口气流总流量, $\dot{m}_e$ 为引射流量, $\dot{m}_j$ 为引射器吸入流量, A_e 和 A_j 分别为图 4 中①截面上引射流流通面积与吸入流流通面积, p_{tj} 为吸入流总压, p_{te} 为引射流总压(即喷嘴出口总压), $c=0.04042$ 为常数, κ 为等熵指数, $q(\lambda)$ 为流量函数, λ 为速度系数。

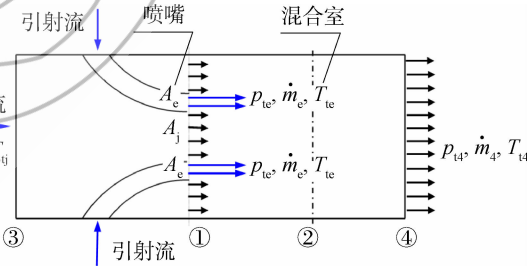


图 4 引射器工作原理示意图

Fig. 4 Sketch map of working principle of ejector

由上述公式可见,影响引射系数的因素主要是吸入流与引射流之间的总压比、流通面积比(图 4 中的引射流面积 A_e 与吸入流面积 A_j 之比)、流速和总温比。由于吸入流的总压、总温与环境压力和温度基本一致,吸入流流通面积受引射器内径限制可调范围较小,引射流由具有恒温设备的高压气源提供,可忽略其温度变化;因此,结合引射器在低速风洞中的使用条件,对引射器的性能优化主要考虑对面积比、喷嘴分布方式、喷嘴出口总压和喷嘴流速的优化配置。

采用 ANSYS-CFX 商用软件对引射器内部流场进行计算,计算使用基于有限元的有限体积法。计算模型为 SST(shear stress transfer) $k-\epsilon$ 湍流模型,流动介质状态方程为理想气体状态方程。计算网格为 ICEM-CFD 软件生成的四面体网格,对喷嘴耙和喷嘴进行加密处理,网格数量控

制在 1000 万以内。为提高计算效率,计算模型采用半模,包括引射器内壁、喷嘴耙以及喷嘴等。

考虑引射器在低速风洞中的使用环境情况,选择参考压力为 95 kPa。在引射器入口、喷嘴口和引射器出口设置边界条件(见图 5),引射器内流边界分为压力进口边界、压力出口边界和壁面边界。其中,引射器入口边界条件为:总压为 95 kPa,总温为 300 K;喷嘴口的边界条件为:速度为超声速,总、静压的设定值依据计算时选择的不同马赫数来设定,总温为 300 K;引射器出口的边界条件为:模拟风洞试验环境,风速为 70 m/s,静压为 92.3 kPa,总温为 300 K;引射器内壁面为无滑移绝热壁面条件;对称面采用对称边界条件,不设置任何参数。

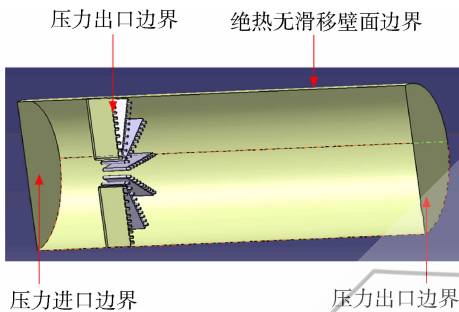


图 5 计算边界条件
Fig. 5 Calculated boundary conditions

3.2 引射面积比优化

确保引射器内径不大于 250 mm 的前提下,引射面积比主要通过优化喷嘴出口尺寸、喷嘴数量来确定。在满足喷嘴和喷嘴组合驻室在引射器内流道内的堵塞度不超过 5% 前提下^[11],结合工程使用经验,选择 3 种尺寸的喷嘴进行对比研究。选择布置 12 组喷嘴耙,每组 10 个共 120 个微型喷嘴,喷嘴直径分别为 4.0、4.4、5.0 mm,对应引射面积比为 0.03、0.04、0.05(见表 1)。在系列相同的喷嘴出口总压下进行比较计算,设定喷嘴出口具有相同的马赫数 2.5。

图 6 给出了系列喷嘴出口总压下,不同引射面积比时的引射系数 C_j 计算结果。在相同的喷嘴出口总压时,随着引射面积比增加,引射系数 C_j 逐渐降低;在喷嘴出口总压为 2 MPa 时,引射面积比为 0.03 的喷嘴引射系数约为 3.3,引射面积比为 0.04 和 0.05 时的喷嘴引射系数约为 2.5 和 2.0,远小于引射面积比为 0.03 的喷嘴引射系数。这是由于引射流在喷嘴出口处达到超声速,

引射流向外膨胀扩张,挤压了吸入流的流线方向,缩小了吸入流的有效流通面积;引射面积比越大时,引射流向外膨胀占据的空间越大,引射流与吸入流掺混不充分的情况越明显,进而影响了引射性能。因此,在相同的喷嘴数量下可选择引射面积比 0.03 为设计值。

表 1 喷嘴参数
Table 1 Parameters of nozzle

喷嘴组数	喷嘴个数	喷嘴直径/mm	引射面积比
12	120	4.0	0.03
12	120	4.4	0.04
12	120	5.0	0.05
10	100	4.3	0.03
8	80	4.8	0.03

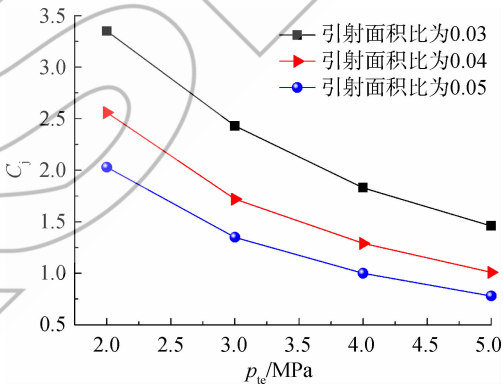


图 6 引射面积比对引射系数的影响
Fig. 6 Effect of ejection area rate on ejection coefficient

3.3 引射喷嘴的分布优化

文中第 3.2 节提到引射流与吸入流的掺混程度影响引射器的引射性能,那么在相同引射面积比情况下,喷嘴的空间分布情况也将对引射性能产生影响。在保持引射面积比为 0.03 前提下,选择喷嘴组为 8 组、10 组、12 组沿周向等间距分布方式,对应喷嘴数量为 80、100 个和 120 个 3 种不同空间分布情况(见表 1)进行比较研究。由于喷嘴数量不同,因此通过调整喷嘴直径来保证 3 种喷嘴组具有相同的引射面积比(0.03)。计算条件为相同的引射面积比和喷嘴出口总压,喷嘴出口马赫数为 2.5,通过比较不同喷嘴出口总压下的引射性能得到最优的喷嘴耙空间分布方式。

喷嘴分布按照环面积相等的基本原则分布,但由于引射器柱形腔体壁面对附近喷嘴的影响,会造混合室内气流局部掺混不均匀、出口流速分

布不均匀的现象。为使混合室内两股气流掺混更加充分,对以上 3 种分布方式的喷嘴位置进行了优化,在环面积相等分布的基础上,将喷嘴向柱形腔体中心调整,并进行数值模拟反复优化,寻找喷嘴最佳的分布位置。

图 7 和图 8 为喷嘴分布位置优化后柱形混合室内气流的马赫数分布情况。可以看出柱形混合室内下游位置和出口位置处气流的马赫数分布均匀,表明引射流与吸入流得到了较充分掺混。计算结果如图 9 所示,从吸入流量结果看,相同引射面积比、喷嘴出口总压和马赫数下,喷嘴为 12 组×10 点的分组方式优于其他两组。这是因为按照 12 组喷嘴分布时,喷嘴在引射面上分布密度更大,利于引射流和吸入流充分掺混,对提引射效率有积极作用。因此,在引射面积比为 0.03 基础上,确定 12 组×10 点喷嘴分布方式为较好的结构布局。

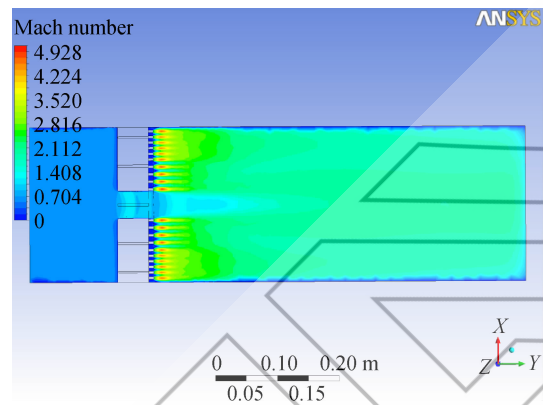


图 7 引射器对称面马赫数分布

Fig. 7 Mach number distribution on symmetry plane of ejector

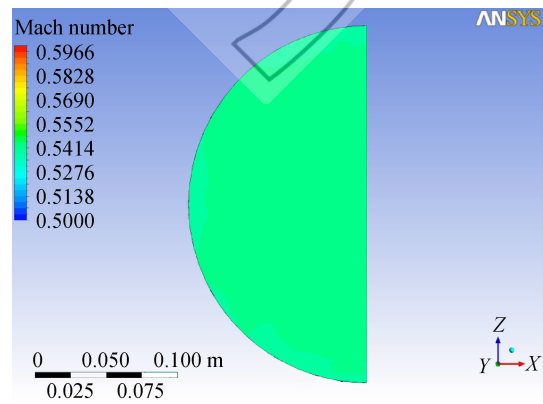


图 8 柱形混合室出口马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution at outlet of columniform mixing chamber

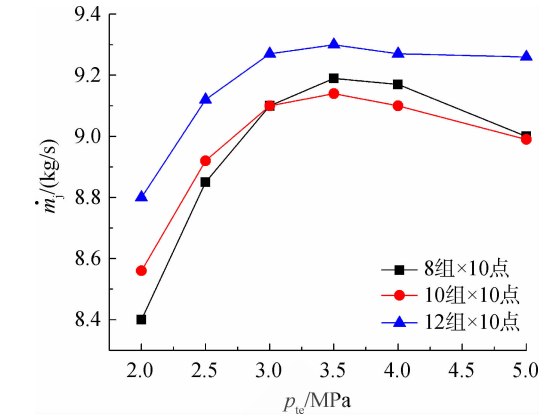


图 9 喷嘴分布对吸入流量的影响

Fig. 9 Absorbing mass flow rate influenced by nozzle distributing

3.4 喷嘴出口总压优化

在确定喷嘴为 12 组×10 点分布方式、引射面积比为 0.03 基础上,考虑到引射器工作的安全性及风洞中能够提供引射流的可用压力范围,选择喷嘴出口总压为 2~5 MPa 之间的 6 种工况进行数值模拟对比研究,以确定喷嘴出口总压的设计点值;计算时设定喷嘴出口且具有相同的马赫数 2.5。

图 10 给出了喷嘴出口总压变化时引射器性能的计算结果。从吸入流量和引射系数随喷嘴总压变化趋势看,两者是矛盾的关系。考虑到引射器用于进气道试验的主要作用是提供尽量高的吸入流量,因此把提高吸入流量作为首要优化目标,其次考虑引射效率。从图 10 可见,喷嘴出口总压增大到 3.5 MPa 时,吸入流量达到最大值为 9.30 kg/s,此时的引射系数约为 2.1;继续增大喷嘴出口总压,吸入流量和引射系数都减小。这是因为喷嘴处于超临界状态,引射流在柱形混合室内不

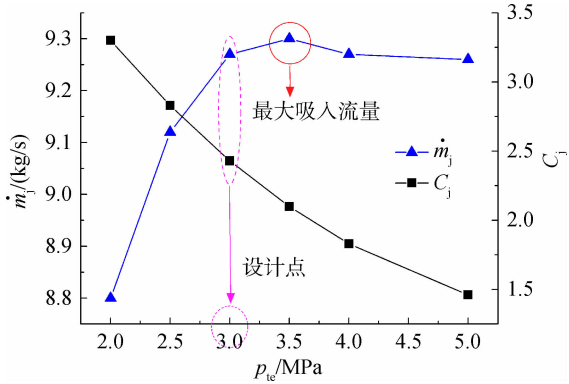


图 10 喷嘴出口总压对引射性能的影响

Fig. 10 Ejection performance influenced by total pressure of nozzle outlet

能充分膨胀,形成壅塞,抑制了吸入流的流动,引射效率降低,表现为引射系数减小。但喷嘴出口总压降为 3.0 MPa 时,吸入流量约为 9.27 kg/s,引射系数约为 2.4;与前者相比,喷嘴出口总压降低 0.5 MPa,吸入流量仅减小 3%,引射系数增大 0.3。因此,兼顾引射效率和能耗比的合理性,确定喷嘴出口设计点总压为 3.0 MPa。

3.5 喷嘴出口马赫数优化

在喷嘴直径确定前提下,喷嘴的喉道尺寸与喷嘴出口马赫数直接相关^[20],影响喷嘴出口设计点总压;由式(3)和式(4)知喷嘴出口马赫数又对引射系数影响很大。因此,在确定引射面积比为 0.03、喷嘴分布方式以及喷嘴出口设计点总压为 3.0 MPa 情况下,结合工程使用经验,选择喷嘴出口马赫数为 2.0~3.0 之间的 5 种工况进行对比研究,优化出喷嘴出口设计点马赫数。

图 11 给出了喷嘴出口马赫数变化时引射器性能的计算结果。从吸入流量变化趋势看,随喷嘴出口马赫数增大,吸入流量先增大后减小,其最大值出现在喷嘴出口马赫数为 2.3~2.5 之间,对应的引射系数在 2.0~2.4 之间。在优先保证吸入流量最大的前提下,考虑到喷嘴出口设计点总压为 3.0 MPa 时对应的引射系数为 2.4,因此确定喷嘴的出口设计点马赫数为 2.5。

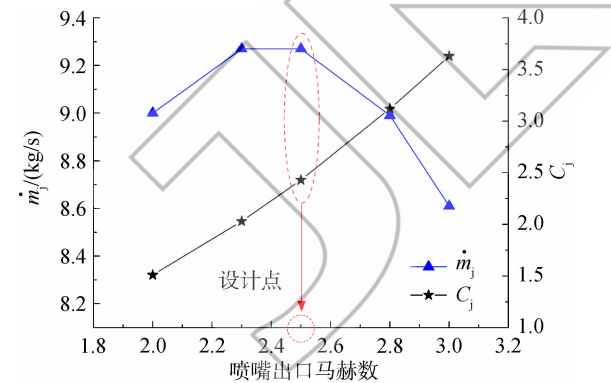


图 11 喷嘴出口马赫数对引射性能的影响
Fig. 11 Ejection performance influenced by Mach number of nozzle outlet

4 引射器方案确定和验证试验

通过数值模拟和优化,综合考虑引射器使用条件和加工工艺水平,确定引射器的最终结构方案和参数如下:

1) 总体上为柱形分布式引射结构方案,内径为 250 mm,长度为 800 mm,混合室长度 600 mm。

2) 引射面积比为 0.03,喷嘴出口设计点总压为 3.0 MPa、马赫数为 2.5。

3) 喷嘴为 12 组×10 点分布方式,共 12 组喷嘴靶、120 个微型喷嘴,喷嘴直径为 4 mm。

在 FL-14 风洞进行了验证试验,试验模型为一喇叭型整流模型(见图 12);引射流由具有恒温设备的高压气源提供,可用压力范围为 0.1~6 MPa,控制精度为±0.1%;试验来流速度为 70 m/s。

试验结果与计算结果如图 13 所示。从吸入流量来看,在喷嘴出口总压小于设计点总压阶段,试验值与计算值随喷嘴出口总压增加的变化趋势基本一致,试验值略低于计算值;在喷嘴出口总压设计点,吸入流量的试验值约为 9.07 kg/s,较计算值 9.27 kg/s 约小 2.2%,满足引射器吸入流量不低于 8.5 kg/s 的设计指标。虽然试验值略低于计算结果,但考虑到数值模拟的条件比较理想化,从工程应用角度上看,试验值和计算值之间的误差是可以接受的,因此通过适当简化条件下的数值模拟对引射器的设计优化有重要实际意义。

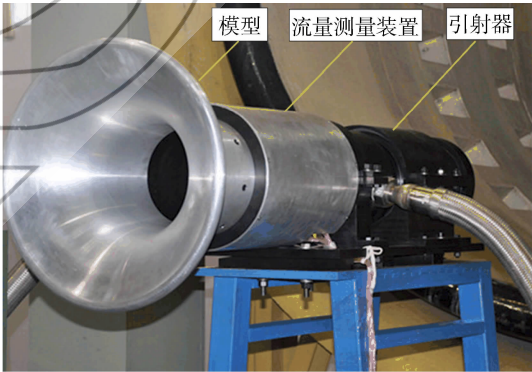


图 12 验证试验
Fig. 12 Verification test

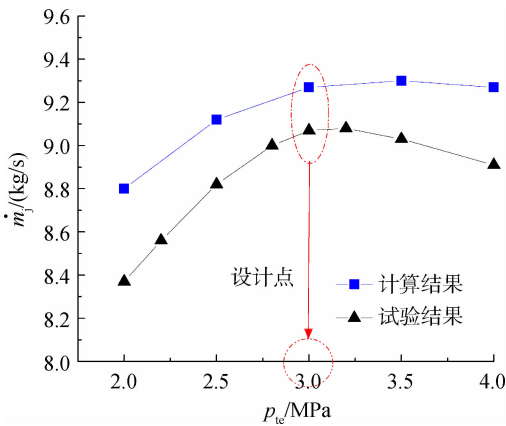


图 13 试验与计算对比情况
Fig. 13 Comparison of test and calculation results

5 结 论

通过对引射器内流场的数值模拟,对引射面积比、喷嘴分布方式和喷嘴设计点参数等进行了优化,使得引射器性能有了明显的提高。

1) 新设计的柱形分布式引射器最大吸入流量达到 9.07 kg/s,满足 8.50 kg/s 的设计指标。

2) 柱形分布式引射器解决了小体积、大吸入流量需求之间的矛盾,是结构相对简单、引射性能比较好的一种引射器,可提高低速风洞进气道试验的流量模拟能力。

3) 从试验值和计算值之间的误差来看,通过适当简化条件下的数值模拟对引射器的设计优化有实际指导意义。

参考文献:

[1] 李周复. 风洞验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015: 467-477.

[2] 鲍国华. 风洞特种实验[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1990: 1-8.

[3] German-Dutch Wind Tunnel. Annual report 2004 [EB/OL]. [2019-11-20]. <http://www.dnw.aero/>.

[4] 樊玉辰, 范洁川. 世界风洞[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 81-82, 175-176.

[5] 高静, 郝卫东, 闫永昌, 等. 进气道低速特性试验技术研究[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(1): 38-39.

GAO Jing, HAO Weidong, YAN Yongchang, et al. Experimental investigation on low speed characteristics of inlet [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(1): 38-39. (in Chinese)

[6] 张召明, 李志强. 飞机机身腹部与两侧进气道性能比较试验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 74-75.

ZHANG Zhaoming, LI Zhiqiang. Comparison of inlet performance with the underfuselage inlet and fuselage side inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 74-75. (in Chinese)

[7] 陈洪, 刘李涛, 巫朝君. 8 m×6 m 风洞大尺度模型进气道和喷流试验技术[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 875-878.

CHEN Hong, LIU Litao, WU Chaojun. Inlet and jet test techniques for large scale model in 8 m×6 m low speed wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 875-878. (in Chinese)

[8] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 182-183.

[9] 巫朝君, 杨万富, 李征初, 等. 入口形式对进气道低速特性的影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(2): 32-36.

WU Chaojun, YANG Wanfu, LI Zhengchu, et al. Experi-

ments and measurements in fluid mechanics[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(2): 32-36. (in Chinese)

[10] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.

[11] 巫朝君, 胡卜元, 王勋年, 等. 飞行器进气道低速风洞试验方法: GJB 8216-2014[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2015: 3-4.

[12] 李德海, 肖新鹰. 环状引射器的工作性能优势分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 25-26.

LI Dehai, XIAO Xinying. Performance advantages of annular ejector[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 25-26. (in Chinese)

[13] 王勋年, 巫朝君, 陈洪, 等. 战斗机推进系统模拟低速风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 46-49.

WANG Xunnian, WU Chaojun, CHEN Hong, et al. Investigation on test technique of fighters with propulsion simulation in low wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanic, 2011, 25(3): 46-49. (in Chinese)

[14] 李真旭, 王勋年, 杨万富. 引射式发动机模拟器的设计与校准试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 28-31.

LI Zhenxu, WANG Xunnian, YANG Wanfu. The design and calibration of ejected engine simulator[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(2): 28-31. (in Chinese)

[15] 章荣平, 王勋年, 晋荣超. 低速风洞引射短舱动力模拟技术新进展[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(6): 756-761.

ZHANG Rongping, WANG Xunnian, JIN Rongchao. Development in ejector nacelle simulation testing in low speed wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(6): 756-761. (in Chinese)

[16] 廖大雄, 陈吉明, 余永生. 引射器增强混合喷嘴性能实验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(3): 24-29.

LIAO Daxiong, CHEN Jiming, YU Yongsheng. Experimental study on the performance of mixing-enhancing nozzles in ejectors[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(3): 24-29. (in Chinese)

[17] NICOLOFF G B, WEBER H A. Characteristics of an ejector-type engine simulator for STOL model testing[R]. AIAA 72-1028, 1972.

[18] 邱义芬, 王俊清, 袁修干, 等. 多喷嘴引射器性能计算模型[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(5): 621-626.

QIU Yifen, WANG Junqing, YUAN Xiugan, et al. Multiple nozzle ejector performance calculating model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(5): 621-626. (in Chinese)

[19] 姜正行. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989: 1-9.

[20] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 80-100.