

8-17-2020

Modeling and Simulation of Multi-nozzle Ejector based on Flowmaster

Lan Jiang

School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

Zhu Lei

School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

Jingquan Zhao

School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Modeling and Simulation of Multi-nozzle Ejector based on Flowmaster

Abstract

Abstract: A mathematical model of multi-nozzle ejector was established according to the mass conservation, energy conservation and momentum conservation, and a modification was achieved with the introduction of momentum correction coefficient and discharge coefficient. *On this basis, linear coefficients used in the fluid network method were determined, then a system-level simulation model of multi-nozzle ejector was first developed with C# language on the fluid system simulation software of Flowmaster.* The simulation and experimental results of the multi-nozzle ejector in an aircraft environmental control system shows that the entrainment ratio decreases with the increasing pressure ratio of primary and secondary flow. The relative error between the simulation and experimental values of primary mass flow rate, secondary mass flow rate and entrainment ratio are respectively 0.05%-2.74%、2.59%-6.64% and 1.20%-7.77%, which verifies the accuracy of the simulation model.

Keywords

ejector, multi-nozzle, mathematical modeling, simulation model, fluid network

Recommended Citation

Lan Jiang, Zhu Lei, Zhao Jingquan. Modeling and Simulation of Multi-nozzle Ejector based on Flowmaster[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(2): 410-415.

基于 Flowmaster 的多喷嘴引射器建模与仿真

兰江, 朱磊, 赵竞全

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 根据质量守恒、能量守恒和动量守恒建立了多喷嘴引射器的数学模型, 并引入动量修正系数和流量系数对其进行修正。在此基础上, 以流体系统仿真软件 Flowmaster 为平台, 确定了适用于流体网络法的线性化系数, 进而用 C# 语言首次二次开发了适用于系统级仿真的多喷嘴引射器仿真模型。某型飞机环境控制系统中多喷嘴引射器的仿真和试验结果表明, 引射系数随着主、次流压比的增大而减小。主、次流质量流量和引射系数的仿真值与试验值之间的相对误差分别在 0.05%~2.74%, 2.59%~6.64% 和 1.20%~7.77% 之间, 验证了仿真模型的准确性。

关键词: 引射器; 多喷嘴; 数学建模; 仿真模型; 流体网络

中图分类号: V245.3+4 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 02-0410-06

Modeling and Simulation of Multi-nozzle Ejector based on Flowmaster

Lan Jiang, Zhu Lei, Zhao Jingquan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A mathematical model of multi-nozzle ejector was established according to the mass conservation, energy conservation and momentum conservation, and a modification was achieved with the introduction of momentum correction coefficient and discharge coefficient. On this basis, linear coefficients used in the fluid network method were determined, then a system-level simulation model of multi-nozzle ejector was first developed with C# language on the fluid system simulation software of Flowmaster. The simulation and experimental results of the multi-nozzle ejector in an aircraft environmental control system shows that the entrainment ratio decreases with the increasing pressure ratio of primary and secondary flow. The relative error between the simulation and experimental values of primary mass flow rate, secondary mass flow rate and entrainment ratio are respectively 0.05%-2.74%, 2.59%-6.64% and 1.20%-7.77%, which verifies the accuracy of the simulation model.

Keywords: ejector; multi-nozzle; mathematical modeling; simulation model; fluid network

引言

飞机在地面停机或者低速飞行时, 使用冲压空气作为环境控制系统的冷源受到限制, 为了满足此种状况下的制冷需求, 旅客机大多在空气循环制冷

系统中初级换热器的冷边出口安装风扇, 战斗机一般则是使用质量更小、结构更简单的引射器抽吸冷边空气流动, 使空气循环制冷系统能够正常工作。

引射器是一种利用高能量流体(主流)引射低能量流体(次流)的流体动力学泵, 主流通过粘性剪切力和流体扩散的机械作用将动能和动量逐渐传递给次流, 最终汇合成混合流。多喷嘴引射器在混合段长度较短时仍具有较强的引射能力, 因此得以广泛的应用与研究^[1-2]。



收稿日期: 2014-09-23 修回日期: 2014-12-18;
作者简介: 兰江(1984-), 男, 吉林四平, 博士生, 研究方向为飞机环境控制系统部件及系统的设计和仿真; 朱磊(1981-), 男, 河南开封, 讲师, 博士, 研究方向为飞行器环境控制、预测与健康管理技术、机电系统综合管理等。

<http://www.china-simulation.com>

引射器的一维理论模型很早便被提出, 模型基于气体动力学中的质量、能量和动量守恒方程, 可进一步结合工程经验、数值仿真或试验数据作适当的修正^[3-4], 至今仍被用于引射器设计与性能研究的工作中, 并有着较高的精度^[5-7]。

已有的相关研究均是针对单个引射器开展的, 对于可以用于系统级仿真的引射器仿真模型, 目前仍未见相关文献公开发表。Flowmaster 是一款著名的一维流体系统仿真软件, 近些年已经被用于装甲车辆传动装置^[8]、飞机供氧系统^[9]、防冰系统^[10]、起落架控制系统^[11]、燃油系统^[12]和环境控制系统^[13]的仿真研究, 并有学者以 Flowmaster 为仿真平台二次开发了涡轮、压气机、换热器等环境控制系统中关键部件的更为适用的仿真模型^[13-14]。本文以 Flowmaster 为仿真平台, 在建立多喷嘴引射器数学模型的基础上, 二次开发其仿真模型, 进而对某多喷嘴引射器在环境控制系统中的性能进行仿真研究, 并将仿真结果与试验结果进行了比较, 验证了仿真模型的准确性。

1 多喷嘴引射器的数学模型

引射器按照主流和次流的混合过程的不同, 通常可以分为 2 种类型: 等面积混合和等压混合。由于飞机整体结构布局的约束限制, 某飞机环境控制系统中采用的是无扩压器的等面积混合引射器, 主流多喷嘴为双排笛形管结构, 其工作原理及结构示意图如图 1 所示。

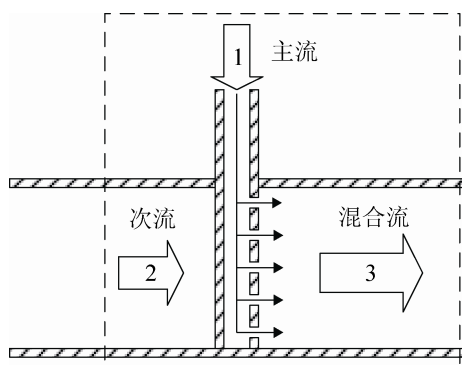


图 1 多喷嘴引射器控制体模型

1.1 引射器控制体模型方程组

推导多喷嘴引射器数学模型之前, 首先做如下假设: ①主、次流都是稳定的一维流动; ②工质为完全气体; ③气体与壁面绝热; ④主流在引射喷嘴中无总压损失。以图 1 所示的多喷嘴引射器控制体模型为研究对象, 后文公式中, 下标 1 表示主流, 下标 2 表示次流, 下标 3 表示混合流。

控制体建模法实质上是将引射器视为一个“黑箱”, 不考虑部件中气体的混合过程, 仅根据质量守恒、能量守恒和动量守恒, 用入口和出口参数建立控制体方程组。

质量守恒方程:

$$nG_1 + G_2 = G_3 \quad (1)$$

能量守恒方程:

$$nG_1c_{p1}T_1^* + G_2c_{p2}T_2^* = G_3c_{p3}T_3^* \quad (2)$$

动量守恒方程:

$$nG_1u_1 + G_2u_2 - \beta G_3u_3 = p_3A_3 - np_1A_1 - p_2A_2 + F \quad (3)$$

上式中, n 为主流喷嘴个数; G 为质量流量; c_p 为比定压热容, 根据假设②, $c_{p1}=c_{p2}=c_{p3}$; T 为温度; u 为流速; p 为压力; A 为流通面积; 上标 * 表示滞止参数。

式(3)中, $\beta = \int u^2 dA / (u_3^2 A_3)$ 为动量修正系数, 是一个用来衡量混合流出口截面速度分布均匀性的无量纲参数, 速度分布均匀, 即主、次流充分混合时, $\beta=1$, 否则 $\beta>1$; $F = fA_w \rho_3 u_3^2 / 8$ 为摩擦阻力, 其中 f 为摩擦因子, A_w 为混合流道壁面面积, ρ 为空气密度。

1.2 引射系数的推导

引射系数 φ 的定义为次流与主流的质量流量之比, 反映了引射器的引射能力:

$$\varphi = \frac{G_2}{nG_1} \quad (4)$$

此外, 定义一个无量纲总温 θ :

$$\theta = \frac{T_2^*}{T_1^*} \quad (5)$$

根据气动函数, 有:

$$u = c_{cr} \lambda \quad (6)$$

$$p = p^* \pi(\lambda) \quad (7)$$

其中： c_{cr} 为临界音速； λ 为速度因数； $\pi(\lambda) = [1 - \lambda^2(\gamma - 1) / (\gamma + 1)]^{\gamma / (\gamma - 1)}$ 为静压和总压之比的气动函数； γ 为比热比。

由式(1)~(2)、(4)~(5)可得：

$$\frac{T_3^*}{T_1^*} = \frac{1 + \varphi\theta}{1 + \varphi} \quad (8)$$

因为 $c_{cr} = \sqrt{2\gamma RT^* / (\gamma + 1)}$ ，其中 R 为气体常数，所以有：

$$\frac{c_{cr2}}{c_{cr1}} = \sqrt{\frac{T_2^*}{T_1^*}} = \sqrt{\theta} \quad (9)$$

$$\frac{c_{cr3}}{c_{cr1}} = \sqrt{\frac{T_3^*}{T_1^*}} = \sqrt{\frac{1 + \varphi\theta}{1 + \varphi}} \approx \frac{1 + \varphi\sqrt{\theta}}{1 + \varphi} \quad (10)$$

式(10)所做的近似简化误差 $\leq 2.5\%$ [5]。

根据流量函数，有：

$$G_1 = \rho u A = C_m m \frac{A_1 p_1^* q(\lambda_1)}{\sqrt{T_1^*}} = C_m \frac{\gamma \pi_{cr} A_1 p_1^* q(\lambda_1)}{c_{cr1}} \quad (11)$$

式(11)中， C_m 为流量系数，与主流喷嘴的加工精度有关；系数 $m = \sqrt{[2 / (\gamma + 1)]^{(\gamma + 1) / (\gamma - 1)} \gamma / R}$ ； $\pi_{cr} = [2 / (\gamma + 1)]^{\gamma / (\gamma - 1)}$ 为临界气动函数； $q(\lambda) = \lambda [(\gamma + 1) / 2]^{1 / (\gamma - 1)} [1 - \lambda^2(\gamma - 1) / (\gamma + 1)]^{1 / (\gamma - 1)}$ 为质量流量的气动函数，对于一维绝热等熵流动，根据连续方程，同一管道各个截面的质量流量保持不变，引射器进出口截面的 $q(\lambda)$ 可以由下式计算：

$$q(\lambda_1) = \frac{A_1}{A_1} \quad (12)$$

$$q(\lambda_2) = n \frac{p_1^*}{p_2^*} \frac{A_1}{A_2} \varphi \sqrt{\theta} \quad (13)$$

$$q(\lambda_3) = n \frac{p_1^*}{p_3^*} \frac{A_1}{A_3} (1 + \varphi \sqrt{\theta}) \quad (14)$$

其中， A_i 为主流喷嘴喉部面积，对于非超音速喷嘴， $A_i = A_1$ 。由式(12)~(14)可以求得 λ_1 ， λ_2 和 λ_3 ，需要注意 $\lambda_1 \geq 1$ ， $\lambda_2 \leq 1$ ， $\lambda_3 \leq 1$ 。

联立式(1)~(11)，最终整理得到 φ 的表达式为：

$$\varphi = \left\{ \lambda_1 - \left(\beta + \frac{f}{8} \frac{A_w}{A_3} \right) \lambda_3 + \frac{\pi(\lambda_2)}{C_m \gamma \pi_{cr} q(\lambda_1)} + \frac{1}{n G_1 c_{cr1}} \right. \\ \left. [A_2 \pi(\lambda_2) p_2^* - A_3 \pi(\lambda_3) p_3^*] \right\} / \sqrt{\theta} \left[\left(\beta + \frac{f}{8} \frac{A_w}{A_3} \right) \lambda_3 - \lambda_2 \right] \quad (15)$$

2 引射器仿真模型的开发

Flowmaster 采用流体网络法进行仿真。在复杂的流体网络系统中，定义流体汇流或分流处为节点，节点处的流体压力为节点压力，与节点连接的流道为支路。对于可压缩流体网络系统，流体网络法最基本的思想是将部件仿真模型各支路的质量流量表达为所连接节点压力(总压)的线性化关系。对于引射器的仿真模型，该线性化关系可以表示为：

$$\begin{bmatrix} G_1 \\ G_2 \\ G_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1^* \\ p_2^* \\ p_3^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (16)$$

式(16)中， a_{ij} ($i=1,2,3; j=1,2,3$) 和 b_i ($i=1,2,3$) 均为线性化系数。

进行系统仿真时，Flowmaster 将系统中所有部件仿真模型的质量流量—压力线性化关系组成一个线性化方程组 $G = ap^* + b$ ，并规定质量流量流入为负，流出为正。Flowmaster 自行对该线性化方程组迭代求解，求得系统中各支路的质量流量及节点压力，并将温度赋值到相应的支路节点，详细求解方法可以参见 Flowmaster 的帮助文档。

考虑质量流量正负的规定，并由式(4)，(11)，(15)，可以得到式(16)中所对应的各线性化系数为：

$$\begin{cases} a_{11} = -a_{31} = -n C_m \frac{\gamma \pi_{cr} A_1 q(\lambda_1)}{c_{cr1}} \\ a_{12} = a_{13} = a_{21} = 0 \\ a_{22} = -a_{32} = -\frac{A_2 \pi(\lambda_2)}{c_{cr1} \sqrt{\theta} \left[\left(\beta + \frac{f}{8} \frac{A_w}{A_3} \right) \lambda_3 - \lambda_2 \right]} \\ a_{23} = -a_{33} = \frac{A_3 \pi(\lambda_3)}{c_{cr1} \sqrt{\theta} \left[\left(\beta + \frac{f}{8} \frac{A_w}{A_3} \right) \lambda_3 - \lambda_2 \right]} \\ b_1 = 0 \\ b_2 = -b_3 = -G_1 \frac{\lambda_1 - \left(\beta + \frac{f}{8} \frac{A_w}{A_3} \right) \lambda_3 + \frac{\pi(\lambda_2)}{C_m \gamma \pi_{cr} q(\lambda_1)}}{\sqrt{\theta} \left[\left(\beta + \frac{f}{8} \frac{A_w}{A_3} \right) \lambda_3 - \lambda_2 \right]} \end{cases} \quad (17)$$

引射器仿真模型在 Flowmaster 平台上通过 C# 语言编程开发，主要内容包括：线性化系数的计算

与赋值, 相关中间变量的计算, 以及在迭代结束后通过函数将温度赋值到相应的节点。计算流程图如图 2 所示, 支路参数包括支路质量流量和所连接节点的压力、温度等参数, 输入参数包括引射器的几何尺寸, 喷嘴个数, 摩擦因子, 动量修正系数和流量系数。

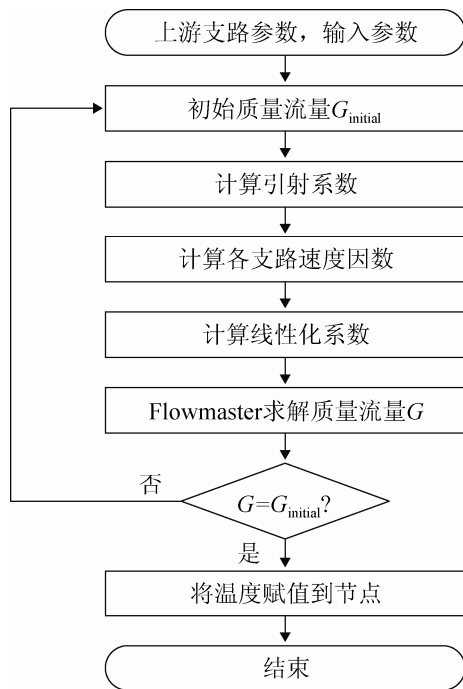


图 2 引射器仿真模型计算流程

3 引射器性能仿真及模型验证

3.1 系统描述

图 3 为 Flowmaster 中搭建的引射器性能仿真模型示意图。发动机引气经过初级换热器热路, 然后供往后面的空气循环制冷系统; 同时用发动机引气作为引射器的主流, 用于引射初级换热器冷路的空气。换热器仿真模型的数学模型及线性化系数可以参见文献[14]。

3.2 仿真条件

引射器只在飞机地面停机或低速飞行时(如美国的 F-16 战斗机在飞行速度低于 297 km/h 时^[15])工作。上述系统仿真模型用于模拟飞机环境控制系统地面工作状态下的引射器性能。因此, 飞行高度

和飞行马赫数均为 0; 环境压力为 1 bar, 环境温度为 295.15 K; 所开发的引射器仿真模型的输入界面及参数值如图 4 所示。

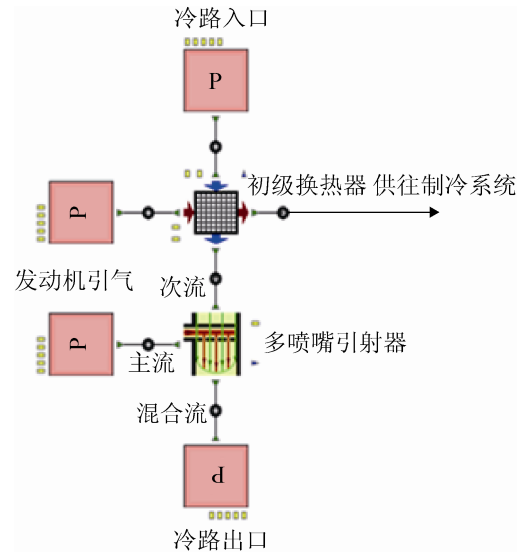


图 3 引射器性能仿真模型

Property	Value
Number of Nozzle	10
Nozzle Throat Area	3.42119e-05 m ²
Nozzle Outlet Area	3.42119e-05 m ²
Secondary Flow Inlet Area	0.0162754 m ²
Mixed Flow Outlet Area	0.0166175 m ²
Wall Area	0.188971 m ²
Friction Factor v Re	Friction Fac...
Momentum Correction Coefficient v Delta*Theta^0.5	Momentum Cor...
Discharge Coefficient v Delta*Theta^0.5	Discharge Co...

图 4 引射器仿真模型的参数输入界面

具体的输入参数包括: ①喷嘴个数(Number of Nozzle), 即 n ; ②喷嘴喉部面积(Nozzle Throat Area), 即 A_t ; ③喷嘴出口面积(Nozzle Outlet Area), 即 A_1 ; ④次流入口面积(Secondary Flow Inlet Area), 即 A_2 ; ⑤混合流出口面积(Mixed Flow Outlet Area), 即 A_3 ; ⑥混合段壁面面积(Wall Area), 即 A_w ; ⑦摩擦因子曲线(Friction Factor v Re), 即 f 与雷诺数的关系, 由于缺少相关数据, 本文根据文献[15]选取为定值 0.012(大多数空气引射器的设计平均值); ⑧动量修正系数曲线(Momentum Correction Coefficient v Delta*Theta^0.5), 即 β 的曲线, 由试验数据拟合所得, 如图 5 所示; ⑨流量系

数曲线(Discharge Coefficient v Delta*Theta^0.5),即 C_m 的曲线,由试验数据拟合所得,如图 6 所示,其误差偏大,主要由假设④引起,同时与 10 个喷嘴的加工精度有关。图 5~6 中, $\delta = p_1^* / p_2^*$, $\theta = T_2^* / T_1^*$ 。

3.3 仿真与试验比较

表 1 中列出了在不同的主流压力和温度下(不同于图 5~6 中的试验状态点),上述系统的仿真结果和试验数据。从中可以看出,主、次流质量流量均随着主流压力(即主、次流压比)的增大而增大,而引射系数则随之减小。各试验点仿真值与试验值的相对误差都较小:主流质量流量的最小相对误差为 0.05%,最大相对误差为 2.74%;次流质量流量的最小相对误差为 2.59%,最大相对误差为 6.64%;引射系数的最小相对误差为 1.20%,最大相对误差为 7.77%。引起误差的原因包括试验测量精度,数学建模时的简化,摩擦因子的近似选取,以及动量修正系数和流量系数的近似拟合等。

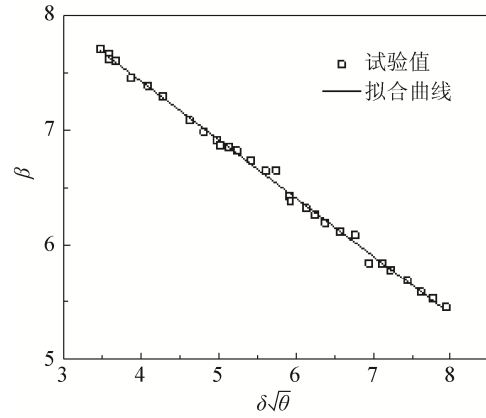


图 5 动量修正系数曲线

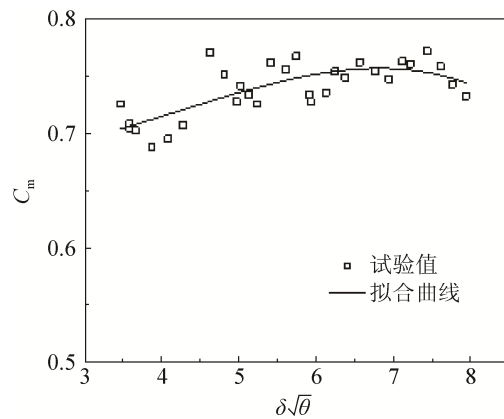


图 6 流量系数曲线

表 1 多喷嘴引射器性能仿真结果与试验结果

主流总压/bar	主流总温/K	主流质量流量/(kg/s)			次流质量流量/(kg/s)			引射系数		
		仿真值	试验值	相对误差%	仿真值	试验值	相对误差%	仿真值	试验值	相对误差%
3.80	323.3	0.206 9	0.206 8	0.05	0.198 0	0.204 0	2.94	0.96	0.99	3.03
4.48	355.7	0.235 4	0.229 3	2.66	0.218 0	0.223 8	2.59	0.93	0.98	5.10
4.88	385.6	0.247 9	0.242 0	2.44	0.227 3	0.240 1	5.33	0.92	0.99	7.07
5.17	437.6	0.246 3	0.240 8	2.28	0.230 3	0.242 4	4.99	0.94	1.01	6.93
5.39	481.9	0.244 3	0.239 9	1.83	0.232 3	0.246 9	5.91	0.95	1.03	7.77
6.11	544.9	0.262 1	0.262 7	0.23	0.243 2	0.260 5	6.64	0.93	0.99	6.06
6.84	560.6	0.293 0	0.290 2	0.96	0.256 3	0.265 4	3.43	0.87	0.91	4.40
7.13	586.8	0.299 2	0.301 5	0.76	0.259 1	0.269 6	3.89	0.87	0.89	2.25
7.38	609.7	0.304 6	0.301 4	1.06	0.261 3	0.268 3	2.61	0.86	0.89	3.37
8.05	613.4	0.334 5	0.339 7	1.53	0.272 8	0.280 7	2.81	0.82	0.83	1.20
8.61	627.6	0.355 7	0.346 2	2.74	0.281 2	0.291 4	3.50	0.79	0.84	5.95

4 结论

本文以飞机环境控制系统中的多喷嘴引射器为研究对象,首次应用流体网络法开发了可以用于系统仿真的多喷嘴引射器仿真模型,该仿真模型在

Flowmaster 中具有兼容性,可以与其他原有部件仿真模型联合进行系统仿真。

引射器仿真模型由于引入了动量修正系数和流量系数,实则为准一维模型。这两个由试验数据

修正的系数暗中包含了喷嘴排布方式、混合段结构等因素对引射性能的影响,使仿真模型有着较高的计算精度。通过与试验数据对比,验证了仿真模型的精确性,因此本文开发的引射器仿真模型可以用于飞机环境控制系统冷空气引射性能的仿真研究,具有一定的实际工程应用价值。

此外,本文的研究方法(从建立部件的数学模型,到 Flowmaster 中部件仿真模型线性化系数的确定)对于 Flowmaster 平台上其他部件仿真模型的二次开发具有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] 王锁芳,李立国.多喷管引射器的性能分析[J].南京航空航天大学学报,1996,28(3):350-356.(Wang Suofang, Li Ligu. Performance analysis of a multi-nozzle ejector [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (S1005-2615), 1996, 28(3): 350-356.)
- [2] 缪亚芹,王锁芳,吴恒刚.多喷管引射器试验研究与数值模拟[J].南京师范大学学报(工程技术版),2006,6(2):68-71.(Miao Yaqin, Wang Suofang, Wu Henggang. Numerical simulation about the multi-nozzle ejector [J]. Journal of Nanjing Normal University (Engineering and Technology) (S1672-1292), 2006, 6(2): 68-71.)
- [3] 曹学伟,余建祖,谢永奇,等.动力舱冷却用排气引射混合管改进设计方法[J].航空动力学报,2010,35(3):526-530.(Cao Xuewei, Yu Jianzu, Xie Yongqi, et al. Improved design method of exhaust ejector mixing tube in cooling helicopter nacelle [J]. Journal of Aerospace Power (S1000-8055), 2010, 35(3): 526-530.)
- [4] Sun D W, Eames I W. Recent developments in the design theories and application of ejectors: a review [J]. Journal of the Institute of Energy (S1743-9671), 1995, 68(475): 65-79.
- [5] Huang B J, Chang J M, Wang C P, et al. A 1-D analysis of ejector performance [J]. International Journal of Refrigeration (S0140-7007), 1999, 22(5): 354-364.
- [6] Liao C, Best F R. Comprehensive gas ejector model [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer (S1533-6808), 2010, 24(3): 516-523.
- [7] 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 (S1001-5965), 1997, 23(5): 621-626.)
- [8] 许翔,杨定富,刘刚,等.装甲车辆传动装置综合传热建模与仿真研究[J].系统仿真学报,2011,23(9):2023-2028.(Xu Xiang, Yang Dingfu, Liu Gang, et al. Heat Transfer Modeling and Simulation of Armored Vehicle Transmission [J]. Journal of System Simulation (S1004-731X), 2011, 23(9): 2023-2028.)
- [9] 屠毅,林贵平,李国栋.基于 Flowmaster 的运输机供氧系统仿真[J].北京航空航天大学学报,2009,35(11):1306-1310.(Tu Yi, Lin Guiping, Li Guodong. Computer analysis of transport aircraft oxygen system based on Flowmaster [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (S1001-5965), 2009, 35(11): 1306-1310.)
- [10] 卜雪琴,郁嘉,林贵平,等.机翼热气防冰系统设计[J].北京航空航天大学学报,2010,36(8):927-930.(Bu Xueqin, Yu Jia, Lin Guiping, et al. Investigation of the design of wing hot-air anti-icing system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (S1001-5965), 2010, 36(8): 927-930.)
- [11] 屠毅,肖翔,李楠.大型飞机起落架收放控制系统仿真[J].北京航空航天大学学报,2013,39(5):595-599.(Tu Yi, Xiao Xiang, Li Nan. Computer analysis of large-scale aircraft landing gear retraction and extension control system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (S1001-5965), 2013, 39(5): 595-599.)
- [12] 兰江,朱磊,赵竞全.通用油箱热模型的建模与仿真[J].航空动力学报,2014,29(7):1623-1630.(Lan Jiang, Zhu Lei, Zhao Jingquan. Modeling and simulation of general fuel tank thermal model [J]. Journal of Aerospace Power (S1000-8055), 2014, 29(7): 1623-1630.)
- [13] Tu Yi, Lin Guiping. Dynamic simulation of aircraft environmental control system based on Flowmaster [J]. Journal of Aircraft (S0021-8669), 2011, 48(6): 2031-2041.
- [14] Lan Jiang, Zhu Lei, Zhao Jingquan. Modeling and analysis of cross-flow heat exchanger based on the distributed parameter method [C]// Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. Houston, USA: ASME, 2012: 417-425.
- [15] 寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.