

辅助动力舱冷却用排气引射器性能快速评估方法



高鹏,王代军,周红,马双超

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要:在飞机辅助动力装置系统研制过程中,只能通过试验和计算流体力学(CFD)仿真方法对排气引射器的引射性能进行评估,且评估效率低、研制成本高,故无法获得任意工况下排气引射器的引射性能。本文提出用速度系数比 β 参数来描述排气引射器的引射性能,并建立了辅助动力舱冷却用排气引射器性能快速评估方法,通过CFD仿真分析对该方法的合理性和准确性进行了验证,验证结果表明,该方法可以快速、准确地评估各种地面工况下排气引射器的主流出口静压和总压、次流流量、次流出口总压等参数,且计算精度保持在2.382%以内,满足工程使用要求,大大提高了评估效率,具有较高工程应用价值。

关键词:辅助动力装置; 排气引射器; 速度系数; 总压损失; 引射性能

中图分类号: V228.7

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.06.007

随着新技术和新材料在航空领域的广泛应用,航空发动机热力循环温度不断增高,发动机性能和功质比得以大幅提高,同时也给飞机动力舱冷却以及红外隐身带来新的挑战。排气引射器在实现动力舱冷却的同时,又能减小飞机的红外辐射^[1-8],故排气引射器多被用于飞机动力舱以及辅助动力(APU)舱的通风冷却。

针对波瓣形排气引射器,目前国内外已经开展了大量的理论、试验和数值仿真等研究工作^[4-17],并揭示了其引射机理及影响其引射性能的相关因素。在APU舱冷却用排气引射器的应用研究方面,文献[18]~[20]在二维模型的基础上研究了APU喷口位置和喷流速度对排气引射器引射性能的影响。

APU喷口(主流出口)静压是APU性能评估的主要输入参数之一,并直接影响APU性能计算精度;APU舱冷却流量(次流流量)是评估APU舱温度、滑油温度和掺混气流温度的重要参数,也是灭火系统设计的重要输入,上述参数只能通过试验和计算流体力学(CFD)仿真方法获得,由于试验成本高,CFD仿真分析耗时长,故无法获得任意工况下排气引射器的引射性能数据。如何通过少数工况点下的试验结果或CFD仿真分析结果,构建一种可快速、准确评估

地面任意工况下排气引射器引射性能的计算方法就成为APU系统设计亟须研究的重要内容。

为此,本文提出用速度系数比 β 参数来描述排气引射器的引射性能,在此基础上建立了APU舱冷却用排气引射器性能快速评估方法,并通过CFD仿真分析对该方法的合理性和准确性进行了验证,验证结果表明,该方法可以快速评估APU任意地面工况下排气引射器的主流出口静压和总压、次流流量、次流出口总压等参数,且计算精度满足工程使用要求,大大提高了评估效率,具有较高的工程应用价值。

1 评估方法

1.1 速度系数比

引射比 M (次流流量 m_s 与主流流量 m_p 之比)是衡量排气引射器引射能力的重要指标^[1-2,12-17]。文献[1]和文献[2]表明,当排气引射器结构几何参数确定后,次流总温 T_s^* 与主流总温 T_p^* 、排气引射器出口静压、次流总压对引射比 M 均有影响,其中,文献[1]用 $\sqrt{\frac{T_s^*}{T_p^*}}$ 对引射比进行了修正,并探

收稿日期: 2022-10-14; 退修日期: 2023-03-09; 录用日期: 2023-04-10

引用格式: Gao Peng, Wang Daijun, Zhou Hong, et al. Rapid evaluation method for pumping performance of exhaust ejector used in APU compartment cooling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(06): 48-53. 高鹏, 王代军, 周红, 等. 辅助动力舱冷却用排气引射器性能快速评估方法[J]. 航空科学技术, 2023, 34(06): 48-53.

讨了 $\sqrt{\frac{T_s^*}{T_p^*}}$ 对引射比的影响。

对于结构几何参数确定的排气引射器,在给定次入口和排气引射器出口边界条件下,整个次流的气动参数随主流的速度和温度变化而改变,且存在唯一对应关系,因此本文采用速度系数比 β 指标来描述这一引射特性

$$\beta = \lambda_s / \lambda_p = f_1(\lambda_p) \quad (1)$$

式中, λ_s 为次流速度系数, λ_p 为主流速度系数。

1.2 评估方法的理论依据

APU 系统在地面工作时,当环境压力 p_0 、温度 T_0 以及 APU 工况(引气或电功率输出)确定后,主流流量 m_p 和总温 T_p^* 是已知的。基于主流与次流出口静压相等^[1-2]的假设,根据流量计算公式可将主流流量 m_p 的计算公式改写成如下形式

$$m_p = \frac{\sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} q(\lambda_p) p_s^* \pi(\lambda_s) A_p}}{\pi(\lambda_p) \sqrt{T_p^*}} \quad (2)$$

式中, k 为比热比, R 为气体常数, $q(\lambda)$ 为流量函数, $\pi(\lambda)$ 为气动函数。 p_s^* 为总压, T^* 为总温, λ 为速度系数。

由文献[1]中的次流通风特性方程可得出如下关系式

$$p_0 - p_s^* = C_K \frac{k}{k+1} p_s^* \lambda_s^2 \varepsilon(\lambda_s) \quad (3)$$

式中, C_K 为次流损失系数, $\varepsilon(\lambda)$ 为气动函数。

由式(3)可将次流总压损失 σ_s 写成如下形式

$$\sigma_s = \frac{p_0 - p_s^*}{p_0} = C_K \frac{k}{k+1} \lambda_s^2 \varepsilon(\lambda_s) (1 - \sigma_s) \quad (4)$$

对于结构几何参数确定的排气引射器, C_K 是常数,次流总压损失 σ_s 仅是 λ_s 的函数,因此可进一步将 σ_s 写成如下形式

$$\sigma_s = f_2(\lambda_s) \quad (5)$$

式(1)、式(2)和式(5)中涉及的 m_p 、 T_p^* 、 λ_p 、 λ_s 、 P_s^* 和 P_0 这6个变量中,只有 λ_p 、 λ_s 和 p_s^* 是未知量,因此只要获得 $f_1(\lambda_p)$ 和 $f_2(\lambda_s)$ 函数,通过联合求解上述三个方程式就可求出未知参数,进而可获得次流流量和主流出口静压等参数。

1.3 评估方法和流程

本文评估方法如下:(1)主流马赫数在 0.1~0.5 范围内,选取典型工况通过 CFD 仿真分析计算排气引射器的性能数据(建议选取不少于 4 个典型工况)。(2)根据典型工况的性能数据捕获速度系数比 β 与主流速度系数 λ_p 的函数关系 $f_1(\lambda_p)$,以及次流总压损失 σ_s 与次流速度系数 λ_s 的函数关系 $f_2(\lambda_s)$ (本文采用最小二乘法)。(3)根据式(1)、式(2)和式

(5),求解不同工况下的 λ_p 、 λ_s 和 p_s^* ,并计算主流出口静压和次流流量 m_s 等参数。评估流程如图 1 所示。

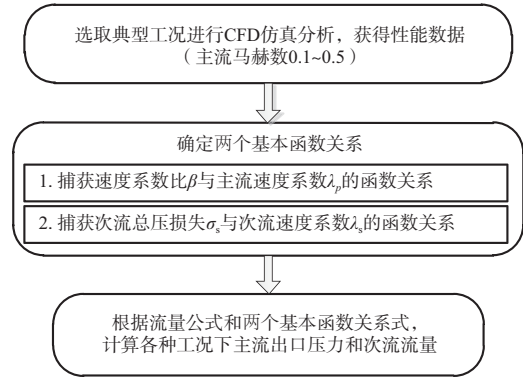


图1 排气引射器性能快速评估流程

Fig.1 Flow chart of rapid evaluation method of exhaust ejector

2 方法验证

为了验证本文评估方法的合理性和准确性,本文选用的是在 MA700 飞机 APU 系统三维模型的基础上进行了简化处理的计算模型(见图 2),其中,APU 舱型面为 MA700 飞机尾椎型面,APU 尾喷口(主流出口)半径为 120mm,APU 排气管等直段半径为 165mm。

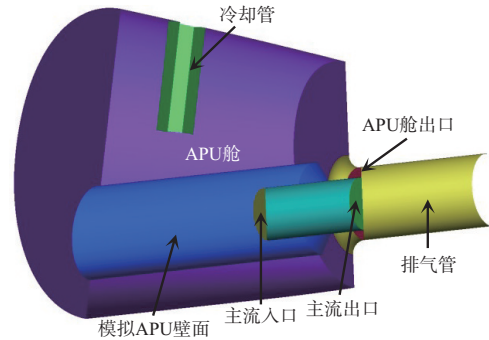


图2 计算模型

Fig.2 Model of calculation example

计算模型的网格划分利用 ICEM CFD 软件的结构化网格进行划分,在 APU 舱出口和主流出口位置区域进行了网格加密以保证计算精度,如图 3 所示。

文献[11]分别采用 4 种湍流模型对某波瓣混合器进行了 CFD 仿真分析,并与试验结果进行了对比分析,分析表明 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型与试验结果吻合最好,精度最高。所以本文在 CFD 仿真分析中采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,主流进口采用流量进口+温度边界条件,进气外场采用压力进

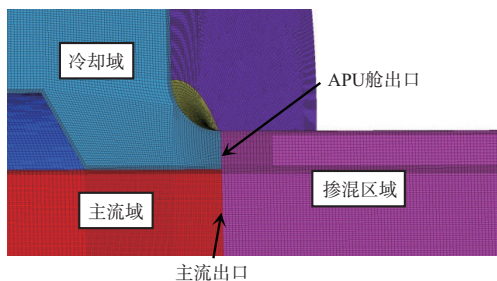


图3 计算模型局部网格划分

Fig.3 Partial mesh of calculation model

口+温度边界条件,排气外场采用压力出口+温度边界条件,壁面采用无滑移标准壁面边界条件。为了提高计算精度,连续方程、能量方程、湍流动能方程以及湍流耗散率方程均采用二阶迎风差分格式,流动和压力耦合采用SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法。

2.1 典型工况下的CFD仿真分析

本文在选取典型工况时,仅改变主流流量,环境压力和温度以及主流温度等其他条件均保持恒定,最终在2~12kg/s的主流流量范围内选取6种典型工况,采用CFD仿真分析对6种典型工况下计算模型的引射性能进行了分析计算,结果见表1。

本文采用最小二乘法对表1中速度系数 β 与主流速

度系数 λ_p 进行拟合,获得 β 与 λ_p 之间的函数关系为

$$\beta = 0.01521\lambda_p^2 + 0.00511\lambda_p + 0.18344$$

本文采用最小二乘法对表1中次流总压损失 σ_s 和次流速度系数 λ_s 进行拟合,获得 σ_s 与 λ_s 之间的函数关系为

$$\sigma_s = -208.7662\lambda_s^3 + 269.2439\lambda_s^2 - 0.2021\lambda_s$$

2.2 评估方法验证

2.2.1 验证工况下的性能计算

为了尽可能得到不同环境条件和APU工况下本文评估方法的计算最大误差,本文结合MA700飞机APU系统地面工作包线(环境高度:0~4.5km,温度:-55℃~ISA+40℃),在1.2~8.4kg/s的主流流量范围内,主流总温在525~900K范围内,组合选取了9种验证工况,分别采用本文评估方法和CFD仿真分析对计算模型的引射性能进行计算,其中,本文评估方法的计算结果见表2;CFD仿真分析结果见表3。

2.2.2 评估方法可行性分析

本文根据表1和表3中相关CFD仿真分析结果,给出了典型工况和验证工况下速度系数 β 随主流速度系数 λ_p 的变化图(见图4),引射比 M 随主流流量 m_p 的变化图(见图5),以及次流总压损失 σ_s 随次流速度系数 λ_s 的变化图(见图6)。图4和图5表明,与引射比 M 相比,速度系数 β 分散

表1 典型工况下CFD仿真分析结果

Table 1 Results of CFD method under typical working conditions

环境条件		主流入口		次流出口(APU舱出口)					主流出口(APU尾喷口)			
H/km	温度/K	流量/(kg/s)	总温/K	总温/K	流速/(m/s)	λ_s	总压/Pa	$\sigma_s/\%$	总温/K	流速/(m/s)	λ_p	β
0	288.15	2	288.15	288.14	6.642	0.0214	101206.0	0.1174	288.15	36.067	0.1161	0.1842
0	288.15	4	288.15	288.13	13.345	0.0430	100847.7	0.4710	288.15	71.950	0.2316	0.1855
0	288.15	6	288.15	288.11	20.099	0.0647	100253.4	1.0575	288.15	107.472	0.3460	0.1870
0	288.15	8	288.15	288.08	26.920	0.0867	99430.3	1.8699	288.15	142.471	0.4586	0.1890
0	288.15	10	288.15	288.05	33.804	0.1088	98385.9	2.9007	288.15	176.798	0.5691	0.1912
0	288.15	12	288.15	288.02	40.770	0.1313	97130.5	4.1396	288.15	210.321	0.6770	0.1939

表2 验证工况下本文评估方法的计算结果

Table 2 Calculation results of rapid evaluation method under verified working conditions

工况点	环境条件		主流入口		次流出口(APU舱出口)			主流出口(APU尾喷口)			
	H/km	温度/K	流量/(kg/s)	总温/K	流量/(kg/s)	λ_s	$\sigma_s/\%$	静压/Pa	总压/Pa	λ_p	β
P1	0	288.15	3.04	590.15	0.7122	0.0468	0.5577	100631.5	104442.8	0.2518	0.1857
P2	0	288.15	8.4	590.15	1.9221	0.1318	4.1710	96118.7	127209.3	0.6795	0.1939
P3	0	288.15	2.2	879.15	0.6292	0.0412	0.4351	100784.1	103751.3	0.2226	0.1853
P4	0	288.15	6	879.15	1.6887	0.1144	3.1876	97348.5	120540.7	0.5961	0.1919
P5	2	315.15	4	525.15	0.8421	0.0744	1.3896	78143.4	85737.0	0.3961	0.1879
P6	2	218.15	3.6	900.15	1.1888	0.0880	1.9229	77621.0	88265.4	0.4651	0.1891
P7	4	262.15	1.2	740.15	0.3302	0.0339	0.2940	61437.6	62656.0	0.1832	0.1849
P8	4	262.15	2.4	740.15	0.6584	0.0682	1.1737	60770.9	65719.7	0.3643	0.1873
P9	4	262.15	3.4	740.15	0.9262	0.0973	2.3386	59885.9	70028.1	0.5122	0.1900

表3 验证工况下CFD仿真分析结果

Table 3 Calculation results of CFD method under verified working conditions

工况点	环境条件		主流入口		次流出口(APU舱出口)					主流出口(APU尾喷口)			
	H/km	温度/K	流量/(kg/s)	总温/K	流量/(kg/s)	λ_s	静压/Pa	总压/Pa	σ_s /%	静压/Pa	总压/Pa	λ_p	β
P1	0	288.15	3.04	590.15	0.7290	0.0482	100596.2	100733.7	0.5836	100622.0	104454.2	0.2518	0.1913
P2	0	288.15	8.4	590.15	1.9690	0.1360	95797.6	96844.3	4.4221	95991.2	127293.1	0.6800	0.1999
P3	0	288.15	2.2	879.15	0.6349	0.0418	100769.9	100873.1	0.4460	100791.8	103776.2	0.2226	0.1877
P4	0	288.15	6	879.15	1.7056	0.1161	97222.3	97995.9	3.2856	97381.3	120693.0	0.5958	0.1949
P5	2	315.15	4	525.15	0.8593	0.0763	78072.4	78339.4	1.4611	78121.1	85757.4	0.3962	0.1925
P6	2	218.15	3.6	900.15	1.1740	0.0872	77648.7	77995.8	1.8934	77728.6	88419.0	0.4645	0.1876
P7	4	262.15	1.2	740.15	0.3342	0.0344	61430.2	61472.8	0.3035	61439.4	62666.0	0.1833	0.1877
P8	4	262.15	2.4	740.15	0.6666	0.0694	60739.6	60911.3	1.2143	60775.2	65753.2	0.3643	0.1904
P9	4	262.15	3.4	740.15	0.9388	0.0991	59814.2	60160.2	2.4323	59885.2	70087.6	0.5121	0.1936

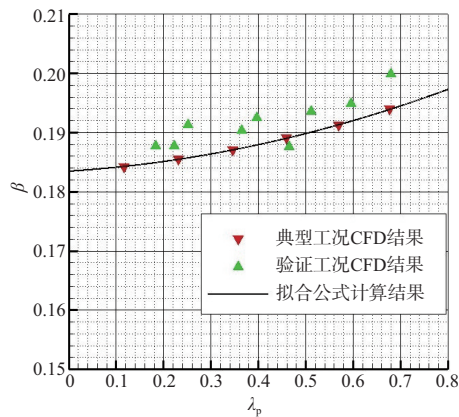


图4 速度系数比 β 随主流速度系数 λ_p 的变化

Fig.4 Velocity coefficient ratio β versus λ_p

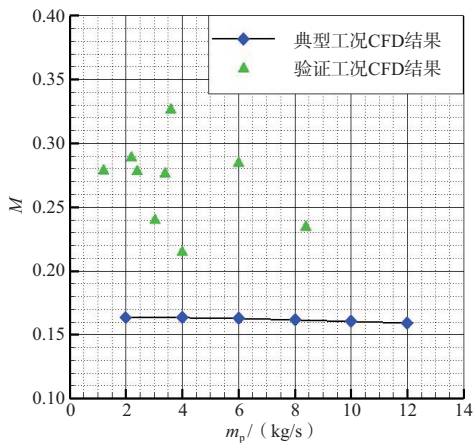


图5 引射比 M 随主流速度系数 m_p 的变化

Fig.5 Variation of M with different m_p

性较小,能更真实地反映出不同环境条件下次流气动参数随主流气动参数变化的规律。图6表明,文献[1]中的次流通风特性方程适用于APU舱冷却用排气引射器的次流总

压计算,本文仅用次流速度系数 λ_s 计算次流总压损失 σ_s 以及用最小二乘法拟合两者之间的函数关系是合理可行的,而且具有较高的精度,可满足工程使用要求。

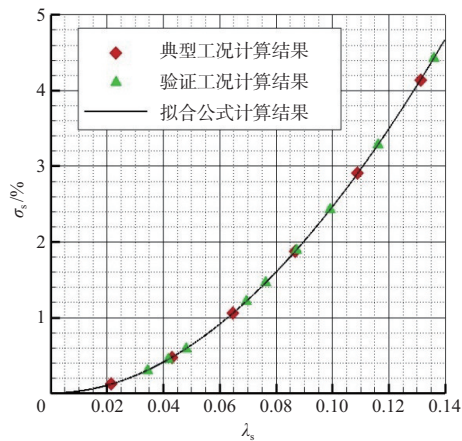


图6 总压损失 σ_s 随次流速度系数 λ_s 的变化

Fig.6 Total pressure loss σ_s versus λ_s

2.2.3 计算误差分析

与9种验证工况下的CFD仿真分析结果(见表3)相比,本文评估方法的计算误差较小,相关参数的计算误差如下:(1)主流出口静压绝对误差不超过127.5Pa,相对误差不超过0.133%(工况P2);(2)主流出口总压的绝对误差不超过153.6Pa,相对误差不超过0.174%(工况P6);(3)次流流量的绝对误差不超过0.0469kg/s,相对误差不超过2.382%(工况P2);(4)次流出口总压的绝对误差不超过254.4Pa,相对误差不超过0.263%(工况P2)。

综上,本文评估方法具有较高的计算精度,最大相对误差不超过2.382%,可以用该方法替代CFD仿真方法评估整个APU系统地面工作包线范围内的排气引射器性能。

3 结论

本文提出了一种速度系数比 β 参数,建立了辅助动力舱冷却用排气引射器性能快速评估方法,并通过9种验证工况下的CFD仿真分析对该方法的合理性和准确性进行了验证,验证结果表明,与引射比 M 相比,速度系数比 β 分散性较小,能真实地反映出不同环境条件下次流气动参数随主流气动参数变化的规律;次流通风特性方程适用于APU舱冷却用排气引射器的次流总压计算;本文评估方法具有较高的计算精度,最大相对误差不超过2.382%,大大提高了评估效率,可用于整个APU系统地面工作包线范围内排气引射器引射性能的评估,具有较高的工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] 李立国,张靖周.航空用引射混合器[M].北京:国防工业出版社,2007.
Li Ligu, Zhang Jingzhou. Aeronautic ejector/mixer[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [2] 廖达雄.气体引射器原理及设计[M].北京:国防工业出版社,2018.
Liao Daxiong. Principle and design of gas ejector [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018. (in Chinese)
- [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,2010,25(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, 2010, 25(3): 526-530. (in Chinese)
- [4] 盛志强,黄沛霖,姬金祖,等.交变波瓣喷管高效掺混机理[J].推进技术,2014,35(12):1598-1606.
Sheng Zhiqiang, Huang Peilin, Ji Jinzu, et al. High mixing efficiency mechanisms of alternating lobed nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014,35(12):1598-1606. (in Chinese)
- [5] 柴猛,雷志军,张燕峰,等.新型消旋波瓣混合器射流掺混机理研究[J].推进技术,2018,39(9):1965-1973.
Chai Meng, Lei Zhijun, Zhang Yanfeng, et al. Research on jet mixing mechanism of a new de-swirling lobed mixer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018,39(9):1965-1973. (in Chinese)
- [6] 蔡明权,黄晓锋,邓恺,等.进口速度畸变以及涵道比对波瓣混合器性能影响的试验研究[J].推进技术,2019,40(2): 307-314.
Cai Mingquan, Huang Xiaofeng, Deng Kai, et al. Experimental investigation on performance of lobed mixer with effects of inlet velocity distortion and bypass ratio[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(2):307-314. (in Chinese)
- [7] 谢翌,刘友宏.波瓣穿透率对波瓣混合排气系统性能影响[J].推进技术,2011,32(2):207-213.
Xie Yi, Liu Youhong. Effects of lobe penetration ratio on performance of mixer exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2):207-213. (in Chinese)
- [8] 杨智惠,韩玉阁,任登凤.波瓣喷管红外抑制器红外辐射特性的数值研究[J].红外技术,2017,39(7):615-620.
Yang Zhihui, Han Yuge, Ren Dengfeng. Numerical research on the infrared radiation characteristics of the lobed nozzle infrared suppressor[J]. Infrared Technology, 2017, 39(7): 615-620. (in Chinese)
- [9] 霍常青,杜涛.波瓣数对车载燃气轮机波瓣排气混合器性能的影响[J].热能动力工程,2020,35(7):75-83.
Huo Changqing, Du Tao. Effect of lobe numbers on performance of lobe exhaust ejector for vehicle gas turbine engine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020,35(7):75-83. (in Chinese)
- [10] Tsui Y Y, Wu P W. Investigation of the mixing flow structure in multilobe mixers[J]. AIAA Journal, 1996,34(7):1386-1391.
- [11] Nathan J C, Parviz M, Hui Hu. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA 2005-635, 2005.
- [12] 陈庚,谭晓茗,付俊,等.多级波瓣引射混合器气动性能数值研究[J].航空动力学报,2016,31(3):631-638.
Chen Geng, Tan Xiaoming, Fu Jun, et al. Numerical study on aerodynamic performance of multi-stage lobed mixer-ejector[J]. Journal of Aerospace Power, 2016,31(3):631-638. (in Chinese)
- [13] 叶宇琛,黄勇,刘磊,等.接触面积和流向涡对波瓣混合器引射比的影响[J].航空动力学报,2015,30(8):2011-2017.
Ye Yuchen, Huang Yong, Liu Lei, et al. Effects of interfacial contact area and streamwise vortices on pumping ratio of lobed mixer [J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(8):2011-2017. (in Chinese)
- [14] 潘丞雄,张靖周,单勇.双级波瓣引射混合器的引射性能[J].航空动力学报,2014,29(9):2174-2180.

- Pan Chengxiong, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Pumping performance for double-stage lobe mixer/ejector[J]. Journal of Aerospace Power, 2014,29(9):2174-2180.(in Chinese)
- [15] 单勇,张靖周. 弯曲混合管引射系统引射—混合特性数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008,40(2):137-141.
- Shan Yong, Zhang Jingzhou. Numerical computation for pumping and mixing performance on mixer-ejector with curved mixing duct[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008,40(2):137-141.(in Chinese)
- [16] 王广振,吴寿生,王之珊,等. 混合管面积和位置对排气引射器性能的影响[J]. 推进技术, 2000,21(4):20-23.
- Wang Guangzhen, Wu Shousheng, Wang Zhishan, et al. Effect of mixing tube area and position on performances for lobed ejector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000,21(4):20-23. (in Chinese)
- [17] 邵万仁,吴寿生. 波瓣形排气引射混合器的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000,15(2):155-158.
- Shao Wanren, Wu Shousheng. Experimental pesearch on lobed exhaust ejection mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2000,15(2):155-158.(in Chinese)
- [18] 孙平,成伟华. 喷口位置对引射冷却器性能影响研究[J]. 科技信息, 2012(22):391-392.
- Sun Ping, Cheng Weihua. Influence of nozzle position on the performance of ejector cooler [J]. Science & Technology Information, 2012(22):391-392. (in Chinese)
- [19] 刘大,李传鹏. 尾喷口位置变化对APU通风冷却系统引射冷却性能的影响[J]. 科技信息, 2011(24):712-713.
- Liu Da, Li Chuanpeng. Influence of the position change of the tail nozzle on the cooling performance of APU ventilation [J]. Science & Technology Information, 2011(24):712-713. (in Chinese)
- [20] 张强,唐宏刚,李传鹏,等. 喷流速度对引射器特性和APU性能的影响[J]. 科技信息, 2011(24):738-739.
- Zhang Qiang, Tang Honggang, Li Chuanpeng, et al. Influence of jet velocity on ejector characteristics and APU performance [J]. Science & Technology Information, 2011(24):738-739. (in Chinese)

Rapid Evaluation Method for Pumping Performance of Exhaust Ejector Used in APU Compartment Cooling

Gao Peng, Wang Daijun, Zhou Hong, Ma Shuangchao

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: In the process of aircraft auxiliary power unit system design and development, only test method and CFD method could be used for getting the pumping performance of exhaust ejector, which needs mass time and costs. therefore, the pumping performance of exhaust ejector in all kinds of APU working conditions on the ground can not be getted. In this paper, the velocity coefficient ratio β is presented, and a rapid evaluation method for pumping performance of exhaust ejector used in APU compartment cooling is established. By comparing with CFD results, the contrastive result demonstrate that this method is correct and accurate. This method can evaluate pumping performance rapidly when APU works at all kinds of working conditions on the ground, such as the static pressure and total pressure of primary flow outlet, the secondary mass flow, and the total pressure of secondary flow outlet. This method can maintain evaluation accuracy within 2.382% to meet the engineering design requirements and improve evaluation efficiency greatly. It is significant for engineering applications.

Key Words: auxiliary power unit; exhaust ejector; velocity coefficient; total pressure loss; pumping performance