

开启方式对短舱泄压门性能特性影响

王晨臣¹, 冯诗愚¹, 彭孝天¹, 邓 阳², 陈 俊²

(1. 南京航空航天大学 航空学院

飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 对不同开启方式下短舱泄压门性能特性进行了数值模拟,并根据 NACA TN4007 报告中的试验数据验证了数值计算的正确性,在此基础上,研究了在不同马赫数($Ma=0.5, 0.7, 0.9$)和不同压力比($R_p=1.2, 1.4, 1.6$)下开启方式对泄压门排放性能和受力特性的影响。计算结果表明:在一定马赫数下,泄压门排放系数随压力比的增加而增加;而在一定压力比下,泄压门排放系数随马赫数的升高而减小;在开启方式 2 下泄压门排放系数略优于开启方式 1 下,由于开启方式 1 下泄压门平行于来流,因此开启方式 1 下泄压门推力系数远小于开启方式 2 下,而泄压门力矩系数高于开启方式 2 下,约为开启方式 2 下的 2 倍。

关 键 词: 短舱; 泄压门; 开启方式; 排放性能; 受力特性; 压力比; 马赫数

中图分类号: V224⁺.2 **文献标志码:** A

Influence of opening mode on performance characteristics of nacelle pressure relief door

WANG Chenchen¹, FENG Shiyu¹, PENG Xiaotian¹,
DENG Yang², CHEN Jun²

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support of Ministry of Industry and Information Tecnology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronauticsand Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited, Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: The performance of nacelle pressure relief door under different opening modes was numerically simulated, and the correctness of the numerical calculation was verified according to the experimental data in the NACA TN4007 report. On this basis, different Mach numbers ($Ma=0.5, 0.7$ and 0.9) and pressure ratios ($R_p=1.2, 1.4$ and 1.6) were compared for the effects on the discharge performance and force characteristics of the pressure relief door. The calculation results showed that under a certain Mach number, the discharge flow coefficient C_{dr} increased with the increase of pressure ratio. Under a certain pressure ratio, the discharge flow coefficient C_{dr} decreased with the increase of Mach number. In opening mode 2, discharge flow coefficient of the pressure relief door was slightly better than in

收稿日期: 2018-10-02
基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20180108); 江苏高校优势学科建设工程基金
作者简介: 王晨臣(1996—),男,硕士生,主要从事飞行器燃油系统研究。
通讯作者: 冯诗愚(1974—),男,副教授,博士,主要从事飞行器环境控制和燃油系统研究。

引用格式: 王晨臣,冯诗愚,彭孝天,等. 开启方式对短舱泄压门性能特性影响[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1069-1075. WANG Chenchen,FENG Shiyu,PENG Xiaotian,et al. Influence of opening mode on performance characteristics of nacelle pressure relief door[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(5):1069-1075.

opening mode 1. Since the pressure relief door was parallel to the flow in opening mode 1, the pressure relief coefficient of the pressure relief door was much smaller than that of opening mode 2, and the pressure coefficient of the pressure relief door was higher than that of opening mode 2, about twice of opening mode 2.

Key words: nacelle; pressure relief door; opening mode; discharge performance; force characteristics; pressure ratio; Mach number

中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》CCAR25.1103(d)条款规定^[1]:对于涡轮发动机和辅助动力装置的引气导管系统,如果在空气导管的引气口与飞机的用气装置之间的任意部位上的导管破损,不得造成危害。若发动机引气管道发生破裂或泄漏时,短舱内部压力迅速上升,过高的压力会破坏短舱结构甚至损坏发动机,因此需安装泄压门(pressure relief door, PRD),当短舱内部压力升高到一定阈值后开启,降低内部压力以避免短舱结构损坏或发动机故障,其结构如图 1 和图 2 所示。目前民用发动机正朝着增加旁通比和总压比的方向发展,而风扇压比也在不断降低,这将导致引气管道破裂后,短舱结构承受更高的压力载荷^[2-3]。

1953 年, Dewey 就进行了具有一定倾斜度的辅助排气口排气到跨声速气流中的空气动力学特性研究^[4],结果显示在排放流量较低时,倾斜出口

比垂直于气流的出口具有更高的排放系数。随后 Dewey 和 Vick 在此基础上进行了包括圆形、椭圆形和不同纵横比的矩形在内的不同出口排气到跨声速气流中的排放和受力特性的研究,发现排放数随着矩形出口纵横比的增加而减少,而马赫数对排放系数影响很小^[5]。1957 年, Vick 进行了辅助排气口经过曲面管道且出口有一挡板时排气到跨声速气流中的排放和受力特性的试验,该试验选择了一系列的压力比、马赫数,研究了挡板开启角度、上游开启位置和纵横比对其性能影响^[6]。该报告是研究具有挡板结构的辅助空气出口排放性能最全面的试验,为泄压门研究提供了基础试验数据。

2003 年 Pratt^[7-8] 为了分析挡板对流场结构的影响等,使用 Vick 报告中的试验装置作为计算域进行了数值计算^[6],计算结果与试验数据基本吻合。2008 年 Benard 等在此基础上^[9],对压力比大于 1 的泄压门排放特性进行了试验研究,结果表明在给定压力比下,排放系数随马赫数的增加而减小。2012 年 Vedeshkin 等研究了一种与前述不同的开启方式,即泄压门铰链与来流方向平行,计算和试验之间存在很好的一致性^[10]。2016 年 Schott 考虑了泄压门纵横比、倒圆角、铰链类型、侧壁边缘围护等因素的影响,在一系列压力比、马赫数、内部温度、外界高度等条件下对短舱核心舱泄压门的性能进行了数值计算,得到了许多对泄压门设计具有指导作用的结论^[11]。除此之外,还有许多工程设计人员提出了多种短舱泄压门的结构,并给出了一些可供参考的建议^[12-18]。

不同的泄压门开启方式,可能会对泄压门的性能特性带来较大的影响,但是现在的理论和试验研究所针对的短舱和泄压门结构有很大不同,因此无法直接比较,有鉴于此,本文针对目前民航发动机已有的短舱泄压门开启方式及早期实验设计中存在的泄压门开启方式,采用相同的短舱结构,对两种开启方式对泄压门排放性能和受力特性的影响通过数值计算进行研究,并分析其对泄压门出口流动结构的影响,以对泄压门性能特性及出口复杂流动结构有进一步的了解。

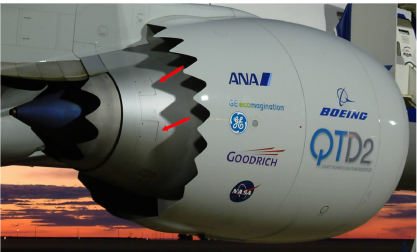


图 1 波音 777 泄压门示意图

Fig. 1 Schematic diagram of PRD on a Boeing 777

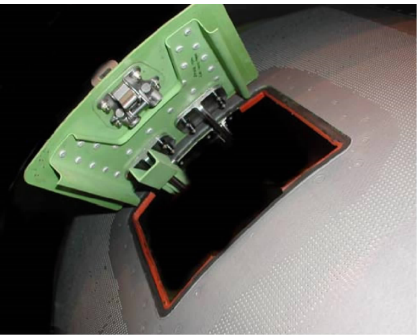


图 2 一种典型泄压门结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of typical PRD structure

1 泄压门性能计算模型

1.1 建立几何模型

本文将铰链平行于来流的开启方式定义为开启方式 1,将铰链垂直于来流的开启方式定义为开启方式 2,如图 3 所示。为使计算更接近于真实情况,更好反映各因素对泄压门排放性能和受力特性影响,故考虑实际泄压门的结构及尺寸,并分析计算域大小对流动结构产生的影响,因此采用图 4 所示几何结构进行计算。

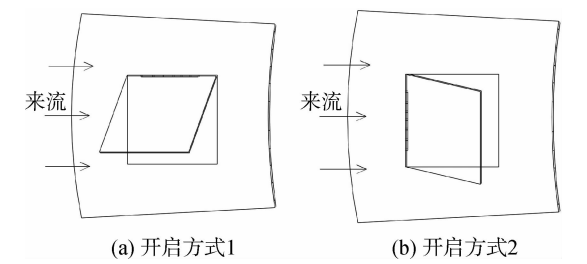


图 3 泄压门开启方式
Fig. 3 Opening mode of pressure relief door

泄压门上部是一个 85 cm×85 cm×95 cm 的高压室,用来模拟短舱内部引气管道破裂后的高压区域,下部为 280 cm×150 cm×665 cm 矩形流动区域来模拟飞行时短舱外界气流,且上下部之间存在 3 mm 间距来模拟短舱和泄压门壁厚,泄压门纵横比为 1,尺寸为 25 cm×25 cm 的矩形。

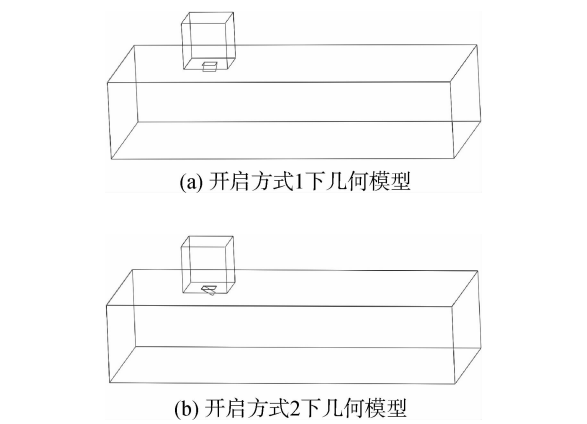


图 4 泄压门几何模型
Fig. 4 Geometry model of pressure relief door

1.2 网格生成

考虑到泄压门表面边界层需要加密及泄压门出口附近流动的复杂结构,使用 ICEM CFD(the integrated computer engineering and maufacturing code for computation fluid dynamics)划分得

到高质量的结构化网格,如图 5 所示。为确定网格数量与计算结果的无关联性,这里在开启方式 2 下对网格数量分别为 110 万、460 万、和 1430 万的算例进行计算,计算结果如表 1 所示。表中 C_{dr} 、 C_T 、 C_M 分别为排放系数、推力系数、铰链力矩系数。可见,460 万和 1430 万数量网格下计算结果非常接近,而 110 万误差与其相差较大,因此可认为 460 万网格已达到网格无关,故取 460 万网格进行后续计算。

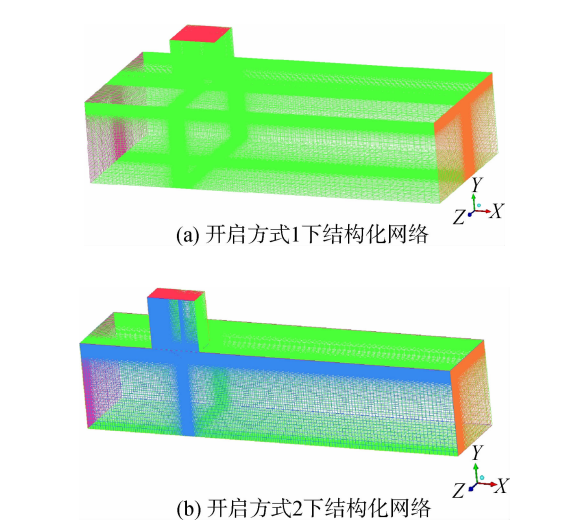


图 5 网格划分
Fig. 5 Mesh generation

表 1 不同网格数量下计算结果误差				
Table 1 Calculation results error under different grid numbers				
网格数量	C_{dr}	C_T	C_M	
110 万	1.685	1.344	1.135	
460 万	1.638	1.364	1.164	
1430 万	1.644	1.369	1.171	
110 万与 1430 万误差/%	2.5	1.8	3.1	
460 万与 1430 万误差/%	0.4	0.4	0.6	

在不同的计算条件下,泄压门表面 y^+ 在 20 至 80 范围内。在开启方式 1 下,模型网格数量约为 810 万,而在开启方式 2 下,由于结构对称,因此计算使用对称模型,其模型网格数量约为 460 万,可在满足要求的情况下大大减少计算量。

1.3 数学建模

由于 Realizable $k-\epsilon$ 湍流双方程模型处理强流线弯曲流动,尤其对旋转均匀剪切流、边界层流、二次流的模拟更加精确,因此控制方程采用

Realizable $k-\epsilon$ 湍流双方程模型封闭的雷诺平均 Navier-Stocks(RANS)方程,其输运方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_K \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (2)$$

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (3)$$

$$\eta = S \frac{k}{\epsilon} \quad (4)$$

式中 G_k 是平均速度梯度引起的湍动能产生项, G_b 是浮力引起的湍动能产生项; Y_M 表示可压缩湍流中脉动扩张对总耗散率的影响。 C_1 和 $C_{1\epsilon}$ 是经验常数; σ_k 和 σ_ϵ 分别是湍动能和耗散率的湍流普朗特数, S_K 和 S_ϵ 是用户定义的源项。对于默认值常数, $C_{1\epsilon}=1.44, C_2=1.9, \sigma_k=1.0, \sigma_\epsilon=1.2$ 。

由于高速流动的可压缩性,选用密度基隐式耦合算法,固体壁面无速度滑移和无质量渗透,采用标准壁面函数处理和 2 阶迎风离散格式。

1.4 边界条件和计算条件

在泄压门开启角度 α 为 30° , 压力比为 1.2、1.4 和 1.6, 自由流马赫数为 0.5、0.7 和 0.9 状态下, 研究泄压门开启方式对排放性能和受力特性影响。

下部自由流动区域设为压力进口和压力出口, 自由流入口总压设为 101.3 kPa, 通过改变自由流静压调节来流马赫数, 来流入口总温为 300 K, 上部高压室入口为压力入口。

1.5 特性参数

压力比为

$$R_p = p_e / p_\infty \quad (5)$$

式中 p_e 是短舱泄压门出口总压, p_∞ 是短舱外部自由流总压。

排放系数为

$$C_{dr} = \dot{m} / (\rho_\infty U_\infty A_{\text{eff}}) \quad (6)$$

式中 $\dot{m}$ 为通过泄压门出口的质量流量, ρ_∞ 为自由流空气密度, U_∞ 为自由流速度, A_{eff} 是有效出口面积, 即开启时最小几何流动面积, 其是泄压门与出口壁面之前形成的最小几何流动面积, 该面积随泄压门开启角度的变化而变化。

已有研究已表明, C_{dr} 先随泄压门角度的增加而上升, 到达某一角度后, 随开启角度增加而下

降, 该最佳角度值随压力比的增加而下降, 但随着马赫数的增加而上升。在研究的压力比和马赫数范围内, 最佳角度在 $20^\circ \sim 40^\circ$ 范围内^[7]。

推力系数为

$$C_T = \frac{2F_x}{\rho_\infty U_\infty^2 A_{\text{eff}}} \quad (7)$$

式中 F_x 为泄压门水平方向受力, 定义与来流方向相反为正方向。

铰链力矩系数为

$$C_M = \frac{2M}{\rho_\infty U_\infty^2 A_{\text{eff}} L} \quad (8)$$

式中 M 为泄压门所受总力矩, 定义泄压门开启方向为正, L 为弦长。

2 模型验证

为验证模型的正确性, 采用第 1 节中的数学模型及网格划分方法对 NACA TN4007 报告的试验装置进行建模计算^[6], 所生成网格如图 6 所示。将计算结果与 NACA TN4007 报告^[6]中的试验数据及 Pratt 等^[7]的计算结果进行对比, 如图 7 所示, 误差分析如图 8 所示。结果显示本文

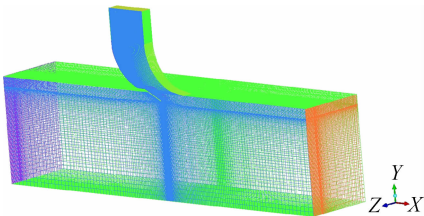


图 6 试验装置结构化网格
Fig. 6 Structured mesh of experimental device

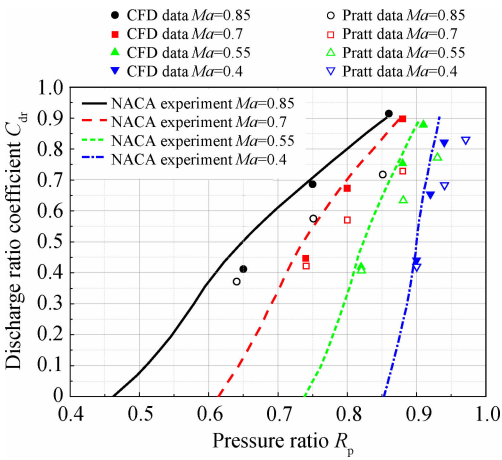


图 7 CFD 计算结果与文献中的数据对比
Fig. 7 Comparison between CFD calculation results data in literatures

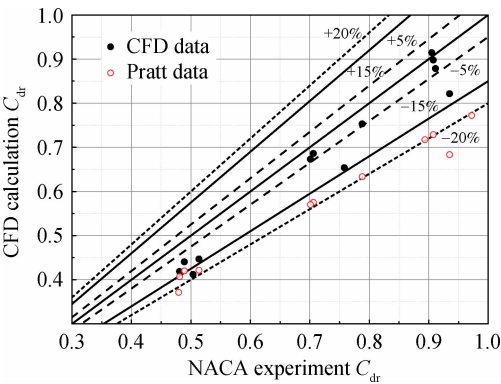


图 8 计算结果的误差分析

Fig. 8 Error analysis of calculation results

较 Pratt 等的计算结果更接近试验值。计算结果半数误差低于 5%，最大误差不超过 20%，这表明所建立模型和网格划分的正确性。

3 计算结果对比分析

3.1 开启方式对泄压门排放性能的影响分析

由 NACA TN4007 报告的试验数据可知^[6]，在压力比小于 1 的情况下，压力比对排放性能有显著影响。但是泄压门在实际情况下压力比往往大于 1，在本文压力比范围内 ($R_p = 1.2, 1.4, 1.6$)，排放系数 C_{dr} 随压力比和马赫数变化如图 9 所示。在相同马赫数下，排放系数 C_{dr} 随压力比的增加而上升，而在相同压力比下，排放系数 C_{dr} 随马赫数增加而下降，这与压力比小于 1 时相反，Benard 等也给出了类似的结果^[9]。

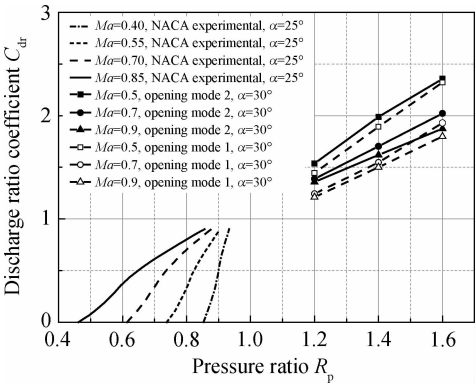


图 9 不同开启方式下泄压门排放系数 C_{dr}

Fig. 9 Pressure relief door discharge flow coefficient C_{dr} under different opening modes

在相同压力比下，排放系数 C_{dr} 随马赫数的增加而下降，该结论可根据定义理解，尽管随着马赫数的升高，泄压门出口质量流量 $\dot{m}$ 增加，但其分母项，即通过泄压门出口有效面积下的自由流质

量流量随马赫数的升高也在迅速增加，相比之下，排放系数 C_{dr} 呈下降趋势。

由图 9 可知，在不同的压力比和马赫数下，泄压门在开启方式 2 下的排放系数 C_{dr} 稍高于开启方式 1 下，这与不同开启方式导致泄压门出口流动结构有较大差异有关，毫无疑问，开启方式 2 下的出口流动结构更有利于高压气体的排放。

3.2 开启方式对泄压门受力特性的影响分析

在泄压门性能的研究中，除了排放性能外，研究人员还关注泄压门所受推力或阻力，以及泄压门所受力矩。

不同压力比和马赫数下泄压门推力系数变化如图 10 所示，在不同状态下，开启方式 1 下泄压门推力系数 C_T 几乎为 0，远小于开启方式 2 下，这是由于在开启方式 1 下泄压门与来流方向平行，因此来流作用在泄压门表面的力极小，而高压室排出气体作用在泄压门表面的力与来流方向垂直；在开启方式 2 下，泄压门上表面受到高压室排出气体产生的推力作用，同时，下表面在来流作用下也会产生一个相反方向的推力，两者可在一定角度下达到平衡。

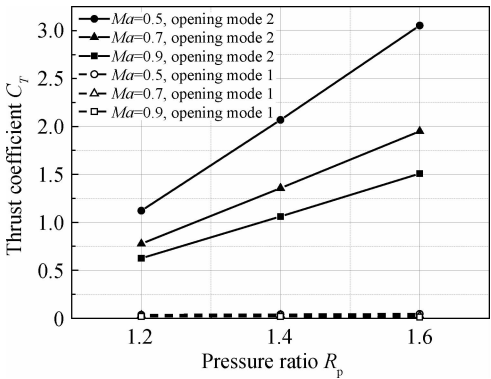


图 10 不同开启方式下泄压门推力系数 C_T

Fig. 10 Pressure relief door thrust coefficient C_T under different opening modes

不同压力比和马赫数下泄压门力矩系数变化如图 11 所示，由图可知，开启方式 1 下泄压门力矩系数高于开启方式 2 下，约为开启方式 2 下的 2 倍，这是由于在开启方式 2 下，泄压门受到的来流和高压室排出气流的作用力相反，在其共同作用下抵消一部分力矩，而开启方式 1 下泄压门力矩主要来自于高压室排出气流。

3.3 开启方式对泄压门出口流动结构的影响分析

泄压门在不同开启方式下的出口流动结构如

图 12 和图 13 所示,图中不同开启方式下计算条件均为 $Ma=0.7, R_p=1.4, X$ 表示距泄压门出口上游距离。由图可知,在开启方式 1 下,泄压门出口背部及出口下游存在低压区域,而在开启方式 2 下,在泄压门出口两侧出现低压区域,毫无疑问,该低压区域有助于高压气体的排放。

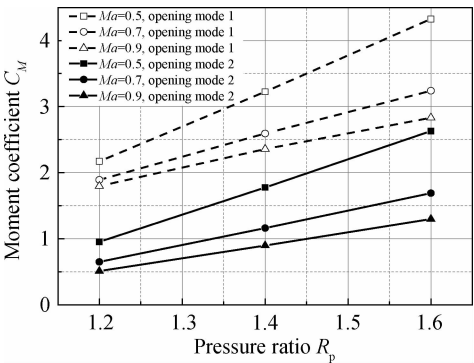


图 11 不同开启方式下泄压门力矩系数 C_M
Fig. 11 Pressure relief door moment coefficient C_M
under different opening modes

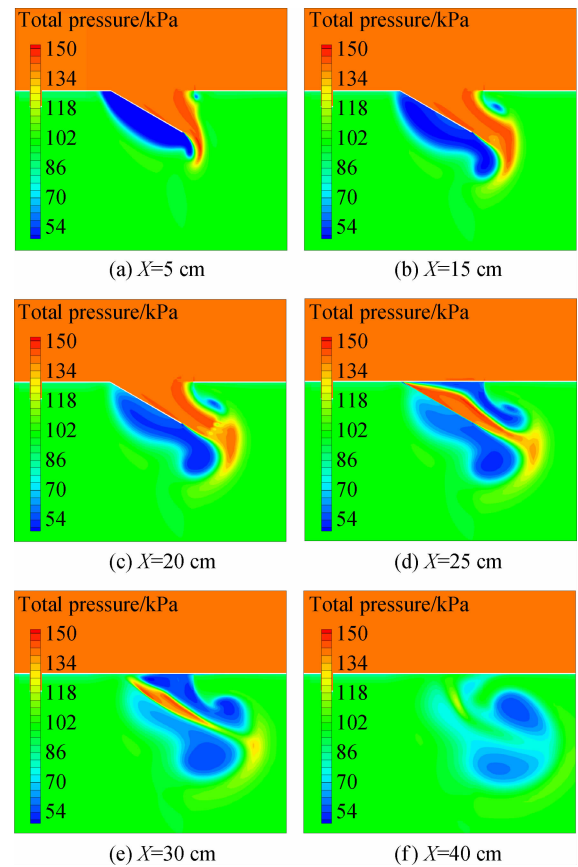


图 12 开启方式 1 下泄压门出口流动结构
Fig. 12 Outlet flow structure of the pressure relief
door under opening mode 1

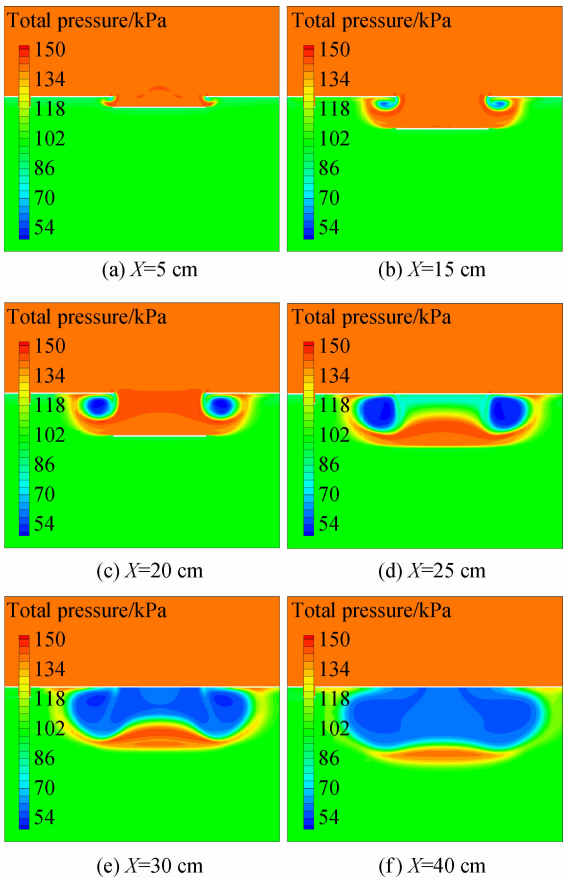


图 13 开启方式 2 下泄压门出口流动结构
Fig. 13 Outlet flow structure of the pressure relief
door under opening mode 2

4 结 论

- 1) 通过数值计算对不同状态下开启方式对泄压门排放性能和受力特性进行了研究分析,对比计算结果与试验数据显示本文所建立的泄压门性能特性计算模型具有较高的准确性。
- 2) 对于两种泄压门开启方式,在不同压力比和马赫数下,开启方式 2 下的泄压门排放性能略优于开启方式 1,且泄压门力矩系数小于开启方式 1 下,但开启方式 1 下泄压门推力系数远小于开启方式 2 下。
- 3) 由于开启方式的不同,泄压门出口流动结构有很大的不同,而开启方式 2 下的出口流动结构更有利于高压气体的排放。
- 4) 对比计算结果分析可知,开启方式 2 下泄压门的整体性能优于开启方式 1 下,且泄压门整体受力较开启方式 1 下更稳定。该计算结果可为泄压门设计研究人员提供宝贵建议,并为后续试验系统的搭建和验证提供一定参考。

参考文献:

[1] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准: CAR-25-R3[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2001.

[2] VERSEUX O, SOMMERER Y. New challenges for engine nacelle compartments pressure and thermal loads management with aircraft engine evolution[C]//29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Peterburg, Russia: ICAS, 2014: 501-509.

[3] RAGHUNATHAN S, BENARD E, WATTERSON J K, et al. Key aerodynamic technologies for aircraft engine nacelles[J]. Aeronautical Journal, 2006, 110 (1107): 265-288.

[4] DEWEY P E. A preliminary investigation of aerodynamic characteristics of small inclined air outlets at transonic Mach numbers[R]. NACA TN3442, 1953.

[5] DEWEY P E, VICK A R. An investigation of the discharge and drag characteristics of auxiliary-air outlets discharging into a transonic stream[R]. NACA TN3466, 1955.

[6] VICK A R. An investigation of discharge and thrust characteristics of flapped outlets for stream Mach numbers from 0. 40 to 1. 30[R]. NACA TN4007, 1957.

[7] PRATT P R, WATTERSON J K, BENARD E. Computational and experimental studies of pressure relief doors in ventilated nacelle compartments[J]. Investigative Ophthalmology & Visual Science, 2003, 28(10): 1678-86.

[8] PRATT P R, WATTERSON J K, BENARD E, et al. Performance of a flapped duct exhausting into a compressible external flow[R]. Yokohama, Japan: 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS2004-04. 2. R. 2, 2004.

[9] BENARD E, WATTERSON J K, GAULT R, et al. Review and experimental survey of flapped exhaust performance[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 349-352.

[10] VEDESHKIN G, DUBOVITSKIY A, BONDARENKO D, et al. Experimental investigations of hydraulic devices performance in aviation engine compartment[R]. Brisbane, Australia: 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS2012-P2. 10, 2012.

[11] SCHOTT T. Computational analysis of aircraft pressure relief doors[D]. Colorado: Colorado State University, 2016.

[12] ABEEL P C. Access and pressure release door latch mechanism; US3571977[P]. 1971-03-23.

[13] TOUHIMAA C R, PAISH S D. Aircraft pressure management system; WO, WO 2009/042322 A1[P]. 2009-04-02.

[14] SIEMS R J, VOORHEES A B. Blow-out safe aircraft doors; US2748855[P]. 1956-06-05.

[15] JENSEN D T, BALZER R L. Flow control apparatus for gas turbine engine installation pressure relief doors; US5704207[P]. 1998-01-06.

[16] PEARSON K A, MOORHOUSEM D. Pressure relief panel for aircraft powerplant; US4232513[P]. 1980-11-11.

[17] MICHAEL A E, JONES M D, DUNSTAN KW. Spring loaded pressure relief door; US2012/0125010 A1[P]. 2012-05-24.

[18] BUBELLO R, REAM J L. Ventilation system for a nacelle; US4825644[P]. 1989-05-02.

(编辑: 李岩梅)