

不同偏流板侧转角对回流的影响规律

黄丹青, 王如根, 李仁康, 胡加国, 王思博

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 偏流板将飞机发动机尾流导向,防止尾流烧蚀地面或损坏周围设备和建筑,但是偏流板会产生回流,不利于发动机正常工作。以简化发动机模型和偏流板为对象,研究了双发飞机起飞时偏流板侧转角对回流的影响。结果发现侧转角较大时,近地面回流到达发动机尾流下方时,由于主流引射作用会向发动机外侧发生第一次偏转,侧转角越大,偏转越明显;存在一个临界侧转角 6° ,小于 6° 时,回流第一次偏转后沿着发动机下侧向前流动,易被进气道吸入;大于 6° 后,近地面回流一次偏转后会向发动机的外侧进一步偏转,最后向后流动,不会被进气道吸入。同时,随着侧转角增大,更多的高温尾气回流向一侧偏转,有利于另一侧人员和设备的安全。

关键词 偏流板;侧转角;回流;飞机尾流;偏转角

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.01.004

中图分类号 V211.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)01-0020-06

The Effect of Different Vertical Angle on Back Flow of the Jet Blast Deflector

HUANG Danqing, WANG Rugen, LI Renkang, HU Jiaguo, WANG Sibao

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Although the jet blast deflector (JBD) can change the direction of the engine wake to the upward, and prevent the deck from being ablated and protected the equipment behind the aircraft, the back-flow generated from JBD is unfavorable to the engine. In this paper, the characteristics of the back-flow based on the vertical angle of 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° and 12° are investigated. The results indicate that the back-flow would change the direction to the outward under the wake flow. If the JBD vertical angle is less than the critical angle 6° , the back-flow would flow along the engine and be easily drawn into the air inlet. Or the back-flow would remain changing direction to the outward, even to the backward, avoiding the back-flow drawn into the air inlet. These are for reference of the JBD's layout only.

Key words: deflector; vertical angle; back-flow; engine wake; deflection angle

飞机起飞时,发动机向后喷出高温高速气流,气流反作用力给飞机提供巨大推力,使其能够在有限长度的跑道上快速起飞^[1-2]。不论是滑跃起飞、蒸汽弹射起飞还是垂直起降,从发动机喷管出口喷出的高温、高压尾焰都会对金属地面产生烧蚀作用,给装

备的维护和保养带来了巨大的压力^[3-5]。目前各国通常用偏流板来引导高温尾流,即在飞机后方,偏流板升起一定的角度将飞机尾流进行偏转,来防止尾流对于地面和周围设备的烧蚀损坏,从而达到保护地面和后部设备的目的^[6]。大部分尾流经过偏流板

收稿日期: 2018-01-16

作者简介: 黄丹青(1994—),男,湖北宜昌人,硕士,主要从事推进系统气动热力研究。E-mail:hdq1994@126.com

引用格式: 黄丹青,王如根,李仁康,等. 不同偏流板侧转角对回流的影响规律[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(1): 20-25.
HUANG Danqing, WANG Rugen, LI Renkang, et al. The Effect of Different Vertical Angle on Back Flow of the Jet Blast Deflector[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(1): 20-25.

导流后流向上方,但近地面区域的气流温度仍然很高,偏流板不同的放置方式会影响高温区域的分布,需要合理划分安全区域^[7]。研究表明偏流板的偏转角(即升起角)对尾流的导流效果影响较大,太小的偏转角会导致高温尾流影响后方区域人员和设备的安全^[8],较大的偏转角存在偏流板板面温度升高^[9-11]、回流增加等问题^[12]。理论和实践证明 45° 偏转角具有综合优势。

目前关于偏流板对发动机尾流影响的研究中,多数方案为偏流板面对飞机正向放置,研究重点主要集中在偏流板周围流场特点的分析,关于偏流板侧转角度对回流影响的研究很少。本文研究了在偏流板偏转角为 45° 时,不同侧转角下回流的分布规律。与偏流板正向放置相比,侧向放置偏流板能更好地防止回流被进气道吸入,从而避免影响发动机正常工作,同时也有利于偏流板一侧的人员和设备安全。

1 数值计算方法

1.1 几何模型

图 1 为数值计算的几何模型示意图,模型忽略了飞机周围建筑以及偏流板的机械工作部件,将地表简化为平整地面,将偏流板简化为倾斜平板^[12-13],同时简化发动机以及进气道的几何外形,将发动机和进气道简化为圆柱形,保留喷管。为方便说明,将发动机编为 1 号机和 2 号机,偏流板下缘和喷管出口水平距离 $L=6\text{ m}$,偏流板侧转后,1 号机相对于 2 号机更靠近偏流板^[10-14]。

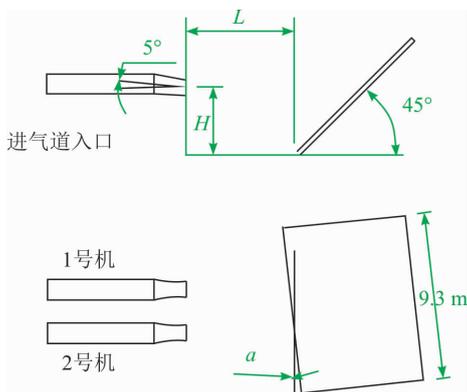


图 1 几何模型

侧转角 α 为偏流板绕飞机轴线垂直面的偏转角,本文研究了偏流板前缘距离发动机尾喷管出口 6 m 时,侧转角 α 在 0°、2°、4°、6°、8°、10°、12° 下的流场特点。

1.2 计算域网格

本文选用的数值离散方法为目前常用的有限体

积法,使用 Gambit 软件划分网格,每个算例的网格总数约 400 万。喷管内部的流动较为复杂,本文对喷管内部进行了加密处理。喷管内壁面为 4 层六面体网格,中心为三棱柱网格,出口区域网格进行了平滑过渡。如图 2 板面网格示意图,在划分区域时将偏流板表面分为 6 块,中间的圆形区域和喷管出口对应,避免了几何模型由圆形直接转换为方形时网格质量不高的缺点。另外,本文网格划分过程中对偏流板表面附近进行加密,偏流板和喷管之间的网格两边较密,中间相对较疏,在保证网格平滑的前提下减少了计算量。

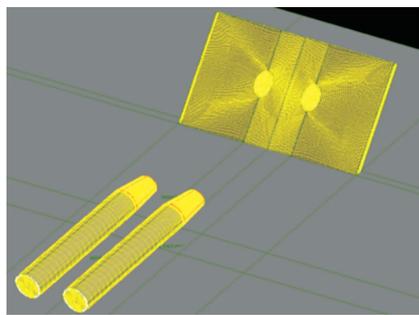


图 2 网格划分示意

将喷管入口截面设置为压力入口^[10-13]。为了更好地体现进气道抽吸作用对入口附近流场的影响,本文将进气道入口截面设置为压力出口。由于本文主要关注回流的特点,所以不考虑进气道和发动机内部的复杂流动,也不考虑偏流板和气流的换热,将偏流板板面和地面一样设为光滑绝热固壁面。在实际情况下,飞机正前方会有来流风速,所以将计算区域正面设置为压力入口,上面和四周其余的面设为压力出口。

1.3 计算方法

本文采用 Fluent 软件进行仿真计算,选用目前较为成熟并广泛应用的雷诺平均 N-S 方法和 SST $k-\omega$ 湍流模型作为计算模型^[15-16],并使用二阶迎风格式来对三维 N-S 方程进行空间离散,选用基于压力的隐式求解器进行求解,利用 SIMPLE 算法进行时间推进,直至流场收敛。与标准 $k-\omega$ 湍流模型相比,SST $k-\omega$ 湍流模型在近壁面采用 $k-\omega$ 模式,在边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\omega$ 模式,二者之间由混合模式过渡,从而使方程更适合于近壁面和远壁面的流场计算,有利于本文中近地面回流计算。

2 结果分析

2.1 偏流板表面流动分析

图 3(a)和(b)为偏流板板面总压分布图。尾流

在偏流板表面形成2个高压中心,沿着板面向四周的压力逐渐下降,在2个高压中心之间出现了压力骤增的区域。因为从发动机喷管喷出的尾流到达板面后,高速气流流速急剧降低,压力升高^[17-20],由于本文研究的是双发模型,所以在偏流板表面呈现两个高压中心。同时,偏流板的侧转角会使板面压力分布呈现出不对称的特点。

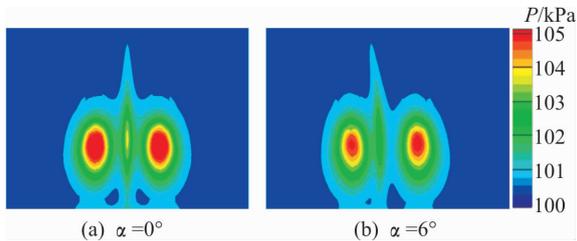


图3 板面总压分布图

图4给出了偏流板表面流动示意图,尾流到达偏流板表面后大部分气流沿着板面向四周扩散,压力逐渐降低,因为偏流板和地面为 45° 倾角,所以大部分气流沿着板面向上流动。另外一部分气流向内侧和两侧流动,其中从2个高压中心向内侧流动的气流汇合后分为2支,一支沿着板面向上即b方向流动,另一支沿着板面向a方向流动,到达地面沿偏流板板面法线方向向前流动,形成回流。如果回流到达进气道下方,容易被吸入发动机,可能导致发动机的不稳定工作,因此需要对回流特点开展深入分析。

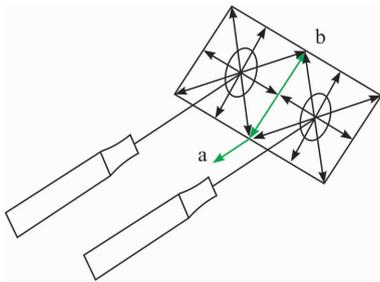


图4 偏流板表面气体流动示意

2.2 不同高度处的回流特点

图5为侧转角 8° 时距离地面0.4 m、1 m、1.92 m和3 m高度下的总温分布图。从中可以看出,近地面回流分布最广,随着高度增加,回流高温区域越来越小,所以回流主要集中在近地面低高度区域。图6为在侧转角 $\alpha=0^\circ$ 、距地面1.92 m的水平面总温和速度分布图,可以看出,在两股尾流中间发现有一个反向凸起的高温区,这是由于两股高温尾流到达板面后,各自沿着板面向四周扩散,两股气流相遇碰撞所致,这两股气流碰撞将引起较强回流现象。

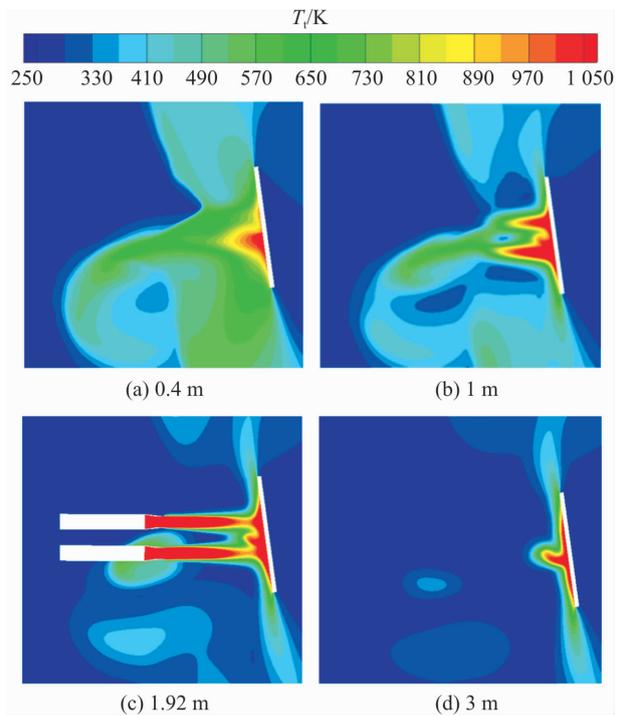


图5 不同高度水平面总温分布($\alpha=8^\circ$)

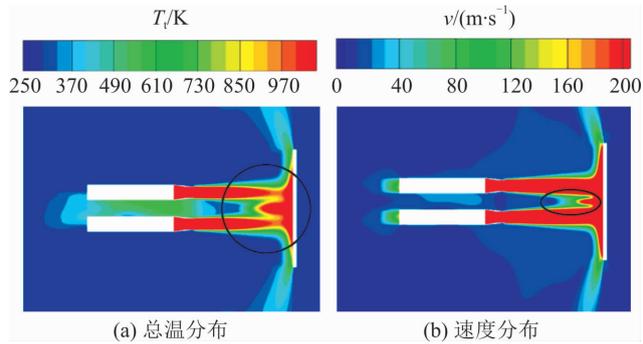


图6 $\alpha=0^\circ$ 时距离地面1.92 m水平面

图7、图8进一步给出了在 $\alpha=0^\circ$ 时距离地面不同高度下水平截面的总温和速度分布图。从总温分布图中可以看出,与图5中 $\alpha=8^\circ$ 时的情况一样,随着高度的降低两股尾流之间的回流区面积呈现出扩大趋势,并在近地面附近,高温回流区迅速扩大。同时,从速度分布图中可以发现越接近地面,回流的速度越大,向前扩散越远,呈射流状。而图5中 $\alpha=8^\circ$ 的回流却呈现出偏转的特点,说明侧转角 α 将影响回流流动方向。

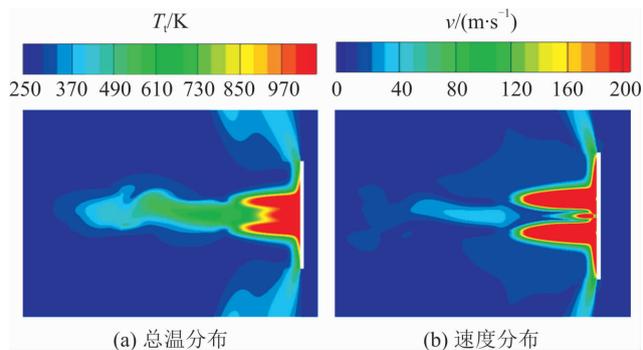


图7 $\alpha=0^\circ$ 时距离地面1.2 m水平面

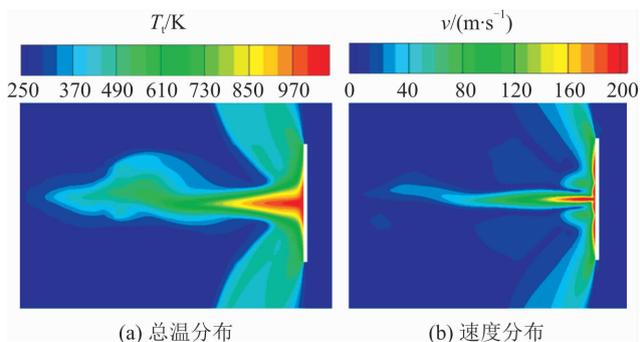


图 8 $\alpha=0^\circ$ 时距离地面 0.4 m 水平面

2.3 不同侧转角 α 下的回流特点

计算发现,随着侧转角的增大,回流呈现出明显的不对称特点,偏流板侧转方向一侧流量比另一侧大。到达地面向前流动的这部分回流没有一直沿着偏流板板面的法线方向流动,而是到达地面流过一定距离之后发生了偏转。图 9 为偏流板侧转角 α 不同时,距离地面 0.5 m 水平面速度分布,回流第 1 次偏转发生在发动机尾流下方向外侧偏转,在小侧转角时向外侧偏转不明显,但是在大侧转角时偏转十分明显。回流在尾流下方发生第一次偏转后,在不同侧转角工况下呈现出不同的特点:当侧转角小于 6° 时,回流向外侧偏转较小,由于回流整体上向前流动,所以回流在前方进气道吸引下向发动机内侧发生了偏转;在侧转角大于 6° 后,回流继续向外侧偏转,速度逐渐降低,最后转而向后流动,图 10 所示距地面 0.5 m 水平面总温分布图进一步说明了这一特点,同时回流在近地面向前扩展得更为明显,温度仍然较高,大于 400 K。

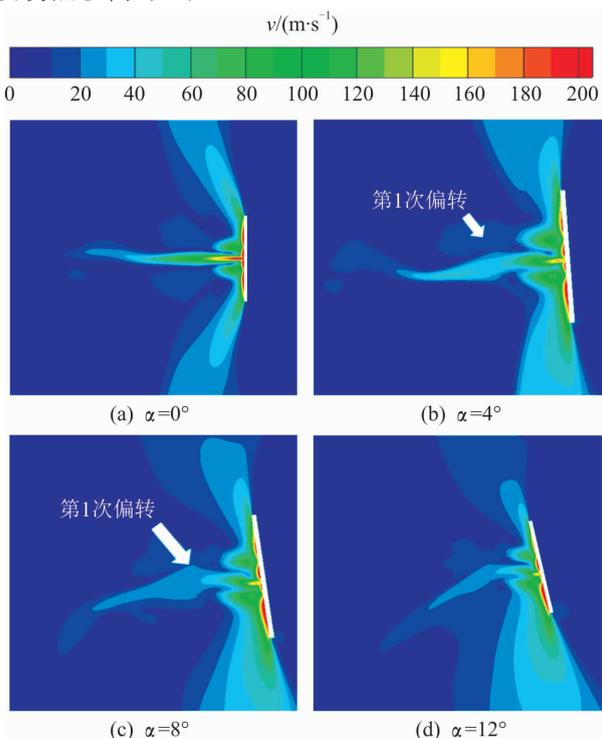


图 9 距地面 0.5 m 水平面速度分布

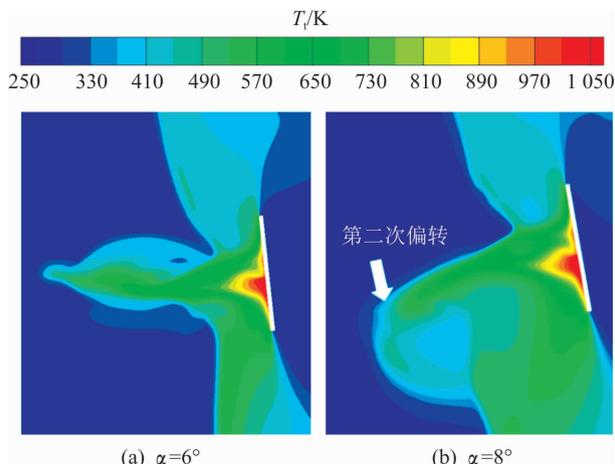


图 10 距地面 0.5 m 水平面总温分布

图 11 为 $\alpha=10^\circ$ 时 2 号机中心铅垂面的总压分布图,可以看出在发动机尾流下方存在一个微弱的低压区,这是因为在发动机尾流的引射作用下,尾流周围的气流随着尾流流动,从而形成了一个低压区域。同时由于入口附近的气流被吸入进气道,所以在进气道入口附近也形成一个低压区。当回流离开板面沿着地面向偏流板板面的法线方向流动时,由于偏流板侧转角的原因,回流会接近尾流下方的低压区,回流受该低压区影响发生了第 1 次偏转。偏流板侧转角越大,回流到达尾流下方时流动方向和 2 号发动机轴线夹角越大,越接近该低压区,受低压区的作用越大,向外侧偏转越明显。

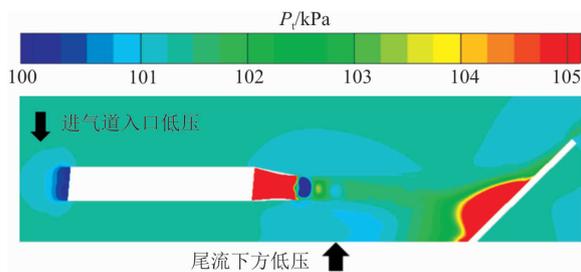


图 11 低压位置示意

图 12 分别给出了侧转角分别为 2° 、 6° 和 8° 时总温为 330 K 的等温区分布,从中可以看出, $\alpha=2^\circ$ 时回流集中于 2 台发动机下侧; $\alpha=6^\circ$ 时主要回流集中于 2 号发动机下侧; 而当 $\alpha=8^\circ$ 时,回流则转向 2 号发动机外侧,而另一侧明显温度较低,同时回流对进气道入口附近气流影响很小。

图 13 为不同偏转角下的流线图。结合前面分析的回流特点可以认为:存在一个临界侧转角 $\alpha=6^\circ$,侧转角小于 6° 时,回流在发动机尾流下方发生第 1 次偏转,之后由于回流的偏转角度较小,仍然在发动机下方流动,受进气道入口低压区影响,高温回流被进气道吸入;大于 6° 后,由于回流第 1 次偏转后与发动机轴线夹角较大,在流动过程中离发动机进气口较远,所以回流受进气道入口附近

的低压区影响很小,没有向发动机内侧偏转,继续向外侧偏转;考虑到前方有一定的来流风速,所以回流受前方风速影响,在第1次偏转后会继续向

外侧转向,最后向后方流动,进而和偏流板侧向的一支回流汇合,从而避免了回流流入进气道,影响发动机的正常工作。

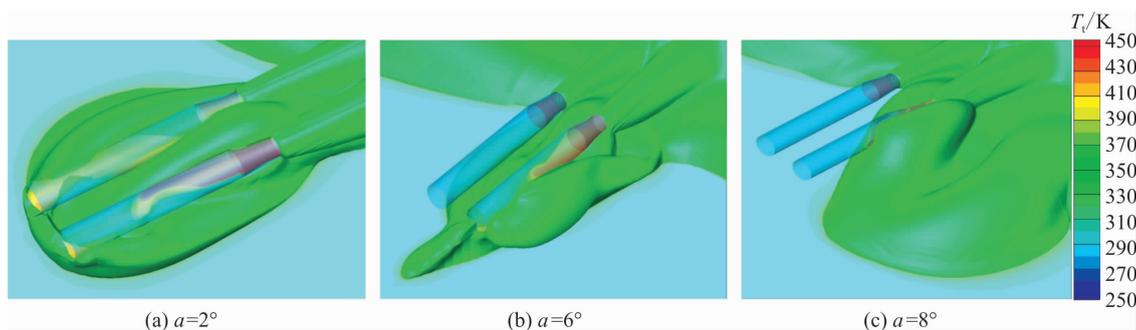


图 12 总温 330 K 区域分布

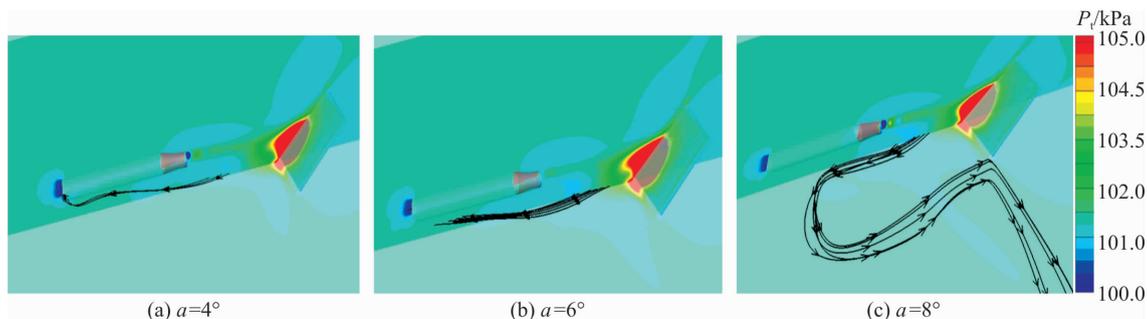


图 13 回流流线

侧转角对回流影响的特点表明,偏流板的侧转角设计非常重要,合适的侧转角设计可以有效地避免高温尾气回流进入进气道,有利于飞机的正常起飞。

流第一次偏转后沿着发动机下侧向前流动,容易被进气道吸入;当大于 6° 后,回流被主流下方的低压区作用明显,因此会继续向外侧偏转,脱离进气道下方低压区的作用,有利于发动机的正常工作。

3 结论

本文研究了偏流板侧转角对回流的影响,得出结论如下:

1) 发动机尾流到达偏流板后会产生一支强度很大的近地面回流,在偏流板没有侧向偏转时,回流会流到进气道附近,对发动机正常工作造成不利影响。但随着偏流板侧转角的增大,回流方向随偏流板正面的法线方向偏转,并在喷管主流下方进一步向外侧偏转。

2) 偏流板侧转角越大,其沿着偏转方向的一侧的回流流量相应增大,回流温度较高,并且低高度区域回流分布更广,对此区域人员和设备的安全不利,但是在另一侧的回流流量减小,温度较低,对这一侧区域的人员和设备的安全有利。

3) 对于存在偏转角的偏流板,当回流到达喷管主流下方时,回流会向外侧发生第一次偏转,并存在一个临界角。当侧转角小于 6° 时,回流距离发动机喷管主流下方的低压区较远,偏转角度有限,因此回

参考文献(References):

- [1] 吴始栋. 航空母舰偏流板的开发与研究[J]. 中外船舶科技, 2008(4): 9-11.
WU S D. Research Advances of Jet Blast Deflector on Aircraft Carrier[J]. Shipbuilding Science and Technology, 2008 (4): 9-11. (in Chinese)
- [2] VASANTHARAJU C, ASHOK B, NAIJU C D. A Stochastic Approach towards Cycle Time Reduction for Aircraft Manufacturing Assembly [J]. International Journal of Product Lifecycle Management, 2015, 8 (2): 99-110.
- [3] YUE K Z, SUN Y C, LIU H, et al. Analysis of the Flow Field of Carrier-Based Aircraft Exhaust Jets Impact on the Flight Deck[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2015, 16(1): 1-7.
- [4] ZHANG J J, QU Z G, FU R P, et al. Experimental Study on the Transient Thermal Characteristics of an Integrated Deflector under the Periodic Impingement of a Supersonic Flame Jet[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 85(3): 811-823.
- [5] TANGEN S. Investigating Separated Shear Layers for

- Passive Jet Blast Deflector Cooling [Z]. AIAA, 2006-144.
- [6] THOMAS C H, NORMAN F, MARK DM. The Development of the Angled-Deck Aircraft Carrier [J]. Naval War College Review, 2011, 64(2): 63-78.
- [7] 孟祥印. 飞行甲板总布置设计中的若干问题研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2012.
MENG X Y. The Research on Some Key Problems in General Arrangement Design of Flight Deck[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012. (in Chinese)
- [8] 徐凯. 航母舰载机与偏流板的适配性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2012.
XU K. Research of Adaption between Aircraft and Jet Blast Deflector[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012. (in Chinese)
- [9] 郑劲东. 国外舰载飞机甲板用防滑涂层的研究与进展[J]. 舰船科学技术,2003,25(5):87-90.
ZHENG J D. Development and Progress in Nonskid Coatings for Aircraft Carrier Decks[J]. Ship Science and Technology, 2003, 25(5): 87-90. (in Chinese)
- [10] 马彩东,王如根,孙彬彬. 不同偏转角对偏流板周围流场的影响[J]. 弹箭与制导学报,2012,32(2):147-150.
MA C D, WANG R G, SUN B B. The Effect of Different Deflection Angle on Flow Field around Jet Blast Deflector[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(2): 147-150. (in Chinese)
- [11] KALGHATGI G T, HUNT B L. The Occurrence of Stagnation Bubbles in Supersonic Jet Impingement Flows[J]. Aeronautical Quarterly, 1976, 27(3): 169-185.
- [12] 张群峰,闫盼盼,高为民,等. 偏流板回流对舰载机进气道温升影响分析[J]. 航空计算技术,2016,46(4): 35-43.
ZHANG Q F, YAN P A, GAO W M, et al. Influence of Jet Blast Deflector Backflow on Inlet Temperature [J]. Aeronautical Computing Technique, 2016,46(4): 35-43. (in Chinese)
- [13] 何庆林,卢晶,杨大鹏,等. 舰载飞机发动机尾流场数值模拟[J]. 中国舰船研究,2013,8(5):13-18.
HE Q L, LU J, YANG D P, et al. Numerical Simulation of the Flowfield of Carrier-Based Aircraft Exhaust Jet[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2013, 8(5): 13-18. (in Chinese)
- [14] 张相毅. 某型发动机轴对称喷管特性和矢量模型研究[D]. 西安:空军工程大学,2006.
ZHANG X Y. The Reaserch on the Vector Model and Characteristics Axisymmetric Nozzle of a Certain Type Aero-engine[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2006. (in Chinese)
- [15] DHARAVATH M, CHAKRABORTY D. Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate[J]. Defence Science Journal, 2013, 63(4): 355-362.
- [16] CHEATHAM P L, WALKER S H, GRIDLEY M C. Computation of Vectoring Nozzle Performance [J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(11): 768-773.
- [17] ZEN T F, CHEN K Y, DRIFTMYE R T. Two-Dimensional Supersonic Jet Impingement on a Flat Plate [J]. AIAA Journal, 1979, 17(1): 1-5.
- [18] 李茂,陈世哲,陈春富. 火箭发动机地面水平试车尾流温度场仿真分析[J]. 火箭推进,2012,38(6):29-34.
LI M, CHEN S Z, CHEN C F. Simulation Analysis on Wake Flow Temperature Field of Rocket Engine in Horizontal Ground Test[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012,38(6):29-34. (in Chinese)
- [19] 赵留平. 舰载机发动机喷管高温高压流动特性仿真分析[J]. 舰船科学技术,2016,38(1):145-149.
ZHAO L P. Numerical Simulation for High Temperature and High Pressure Flow Field of Aircraft Engine Jet Impingement [J]. Ship Science and Technology, 2016,38(1):145-149. (in Chinese)
- [20] 崔明功,郭然. 环形引射器流场研究[J]. 火箭推进,2015,41(2):75-78.
CUI M G, GUO R. Study on Flow Field of Annular Ejector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 75-78. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)