

变循环发动机多涵道高隐身排气系统的气动研究

吴琼,余祖潮,窦健

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:为揭示新型 VCE 排气系统多模式工作特征,构建了具有高隐身多涵道特征的变循环发动机二元 S 弯排气系统模型,并对其进行数值仿真。结果表明:单涵道模式下,二元 S 弯喷管流场呈现特有的二次流场;多涵道模式结合了引射-混合器与喷管的工作特征。双涵道模式下,S 弯喷管流场二次流强度增加,且总压、推力性能随着涵道与主流引射流量比增大而增大;三涵道模式下,随着第三外涵压力增大,喷管总压、推力性能有所降低,且保持在 0.6% 以内。

关键词:VCE 工作模式;二元 S 弯喷管;引射;二次流;气动性能

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2020)01-0176-05

Study of Aerodynamic Performance of VCE with High Stealth and Multi-bypass

WU Qiong, YU Zuchao, DOU Jian

(College of Energy Sources and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract:To reveal the multi-mode working characteristics of VCE exhaust system, the dual serpentine nozzle model of a variable cycle engine with high stealth and multi-bypass characteristics is constructed, and its numerical simulation is carried out. The results show that in the single-channel mode, the flow field of the dual serpentine nozzle presents a unique secondary flow field. The double-channel mode is combined with the operating characteristics of the ejector mixer and the nozzle. In the double bypass mode, the secondary flow strength of the serpentine nozzle increases, and the total pressure and thrust performance increases with the increase of the ratio of duct to mainstream ejection flow. In the three-bypass mode, with the increase of the third-bypass pressure, the total pressure and thrust performance of the nozzle are reduced and kept within 0.6%.

Keywords:VCE work mode; serpentine nozzle; ejection; secondary flow; aerodynamic performance

0 引言

变循环发动机(VCE)是通过改变发动机可调部件的几何尺寸及位置,实现发动机循环参数变化的燃气涡轮发动机^[1]。

国外于 20 世纪 70 年代就开展了变循环发动机技术的研究,如美国开展单涵道变循环发动机实验^[2-4]、双涵道变循环发动机 GE21^[5-6]、F120 发动机、第四代变循环发动机可控压比发动机(COPE)^[7]、新一代三流道自适应变循环发动机(ADVENT)^[8]等实验。国内对变循环发动机的研究也逐渐受到关注。国内研究^[9-11]主要集中在 VCE 的总体性能方面,对部件级的研究较少,其主要原因在于 VCE 具有多工作模式、多流道调节等变循环特性,部件模型及其参数等建立需要着眼于发动机总体需求。

对于 VCE 排气系统,为了适应多工作模式,同时其工作与后可调面积涵道引射器(RVABI)等部件关联,因此 VCE 排气系统也具有不同的工作状态,且具有多流道结构。同时为了满足隐身性能需要,非对称 S 弯喷管是新一代 VCE 排气系统最可能采用的技术之一。

针对新一代 VCE(以 ADVENT 为参照),建立这类新型 VCE 排气系统研究模型,并对多流道下 VCE 高隐身 S

形排气系统的流动进行研究,以期揭示 VCE 排气系统多模式工作特征。

1 VCE 排气系统模型

1.1 不同模式排气系统模型

文献[12]参考 F119 发动机推力需求,一维流路模拟得到 VCE 单涵道模式下排气系统设计点参数,喷管设计落压比 NPR_D 及几何参数,如表 1 所示,单喷管三维造型如图 1 所示。

表 1 喷管几何设计参数

NPR_D	A_{in}/m^2	A_t/m^2	A_e/m^2	宽高比 AR
6.38	0.3	0.18	0.270	1.9

采用二元高隐身的 S 弯喷管作为基准喷管,S 弯喷管面积变化规律参考文献中的方法,并采用缓急相当中心线控制方程。

在单 S 弯喷管基础上,双涵道喷管进口流量保持不变,所以双涵道混合形式为内含,外涵出口与主流出口面积比为 0.6。三涵道模式下,由于主流与第三外涵的压力



图1 单喷管三维造型

相差很大,不能在收敛段满足第三外涵流量的正常流通,因此第三外涵布置在喷管扩张段。第三外涵要起到射流作用,因此第三外涵采用外套模式,第三外涵出口和外涵与主流混合流出口面积比为 0.8,三涵道喷管模型如图 2 所示。

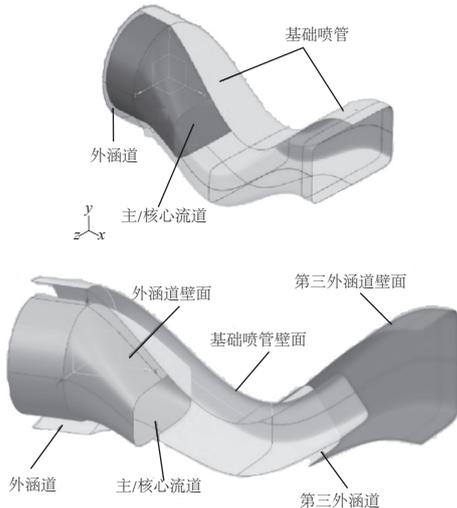


图2 双涵道及三涵道喷管模型

1.2 CFD 计算方法

采用 CFD 方法对 VCE 排气系统进行了流场计算和分析。流场计算基于求解三维 Reynolds 平均 $N-S$ 方程,对流项采用二阶迎风格式离散,湍流模型选择标准 $k-\epsilon$ 模型。喷管流场分析模型网格划分如图 3 所示。喷管进口气体为理想气体。

远流场边界:模拟地面工况,远场来流 $= 0$,静压 $P = 101\ 325\ \text{Pa}$,静温 $T = 300\ \text{K}$ 。

单喷管压力进口边界:总压 $P_1^* = 303\ 975\ \text{Pa}$ 、 $506\ 625\ \text{Pa}$ 、 $607\ 950\ \text{Pa}$ 、 $810\ 600\ \text{Pa}$ 、 $1\ 013\ 250\ \text{Pa}$,总温 $T_1^* = 1\ 200\ \text{K}$ 。

双涵道模式:

内涵压力进口边界:总压 $P_1^* = 607\ 950\ \text{Pa}$,总温 $T_1^* = 1\ 200\ \text{K}$;

外涵道压力进口边界:总压 $P_2^* = 303\ 975\ \text{Pa}$ 、 $405\ 300\ \text{Pa}$ 、 $506\ 625\ \text{Pa}$,对应总温 $T_2^* = 425\ \text{K}$ 、 $466\ \text{K}$ 、 $500\ \text{K}$ 。

三涵道模式:

内涵压力进口边界:总压 $P_1^* = 506\ 625\ \text{Pa}$,总温 $T_1^* = 1\ 200\ \text{K}$;

外涵道压力进口边界:总压 $P_2^* = 405\ 300\ \text{Pa}$,对应总温 $T_2^* = 465.8\ \text{K}$;

第三外涵道压力进口边界:总压 $P_3^* = 202\ 650\ \text{Pa}$ 、 $253\ 312.5\ \text{Pa}$ 、 $283\ 710\ \text{Pa}$ 、 $303\ 975\ \text{Pa}$,对应总温 $T_3^* = 373\ \text{K}$ 、 $401\ \text{K}$ 、 $416\ \text{K}$ 、 $425\ \text{K}$ 。

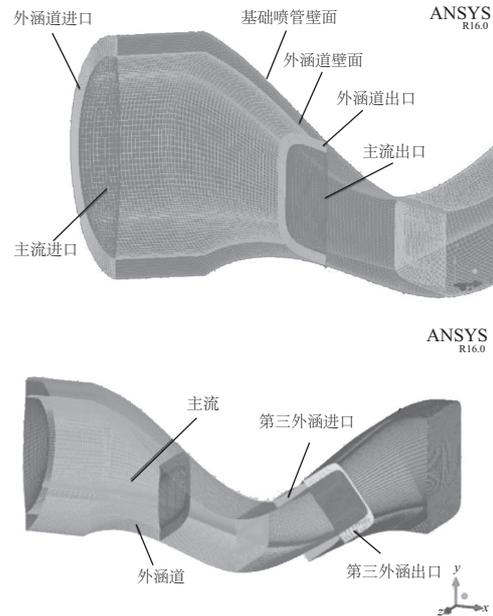


图3 双、三涵道模式下喷管网格

2 计算结果分析

以下将对 3 种模式喷管计算结果进行分析。

2.1 单涵道模式

1) 性能分析

如图 4 所示,S 弯喷管总压恢复系数随着 NPR 的增大而增大,且增幅变小。总压损失主要是由管内激波损失和边界层内的动量损失构成。原因其一是随着 NPR 增大,管内膨胀加剧,弯曲管道中的激波逐渐被推出喷管;其二是由于二元 S 弯喷管的中心线变化,随着 NPR 增大,喷管气流顺压梯度增大,喷管边界层厚度减小。

喷管流量系数随着 NPR 增大缓慢增长,主要原因是 NPR 增大,气流顺压梯度增大,边界层变薄,流量系数增大。

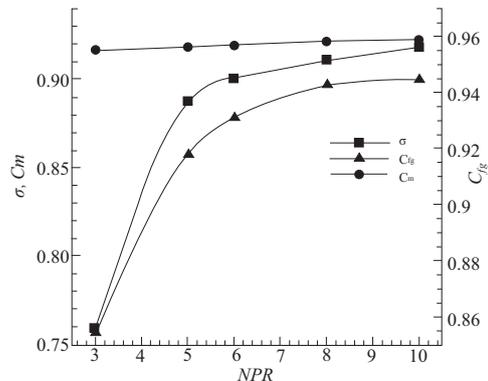


图4 单流道 S 弯喷管性能参数随 NPR 变化曲线

2) 流场分析

图 5 揭示了基础 S 弯喷管的流动特征。由图 5(a) 中心截面马赫数云图可知, S 弯喷管几何中心线变化使气流沿横向流动不对称。在喷管出口段, 由于中心线斜率快速变小, 上下侧不对称的超音速气流在此形成一道结尾激波。由图 5(b) 沿程截面流线可知, 沿程各截面流线表明, 收敛段内上部气流的流线指向下; 下部气流流线指向上, 两者交汇于核心流内的一条极限流线处。随着气流抵达几何喉道再经过扩张段时, 该极限流线向下侧移动, 并在扩张段内逐渐消失, 又由于扩张段上下壁面压力分布不对称, 扩张段内再次出现极限流线, 并从上侧消失, 表明了第二 S 弯对第一 S 弯的流动逆转。出口位置由于受外界气流作用, 出口截面流线横向流动有所增强。



图 5 NPR=6, 单涵道 S 弯喷管中心截面马赫数、沿程截面流线

2.2 双涵道模式

在双涵道模式下, 外涵的作用相当于引射-混合器, 因此在该模式下, 对外涵影响的分析可从引射-混合机理来分析, 但由于 S 型喷管的流路非对称和弯曲性, 其引射-混合特征不同于常规的引射-混合器。

1) 性能分析

表 2 为双涵道模式下总压比和引射流量比的关系。

由表 2 可知, 在保证核心流总压不变, 引射流量比 B (定义为被引射气流质量流量与主流质量流量之比, 也即涵道比) 随着外涵总压增加而增加。在几何形状以及核心流不变的情况下, 随着外涵总压增大, 外涵气流速度增大, 被引射流量也是引射流量比增大, 因此这体现了混合器的特征。如图 6 所示, 随着 B 增大时, 喷管性能参数均增大, 且增长幅度都在变缓。但外涵引射 S 型喷管也具有

自己特有的引射-混合内涵与流动特征, 具体反映在: 外涵存在时, 保证内流总压相同, 总压恢复系数比单涵道最大增加 17%。

表 2 双涵道模式下, 后外涵和内涵引射总压比和引射流量比关系

引射总压比	1/2	2/3	5/6
引射流量比	0.089	0.316	0.634

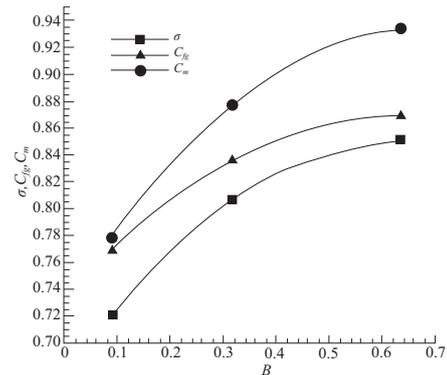


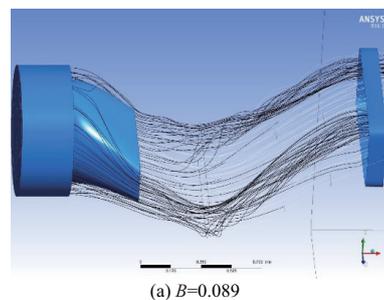
图 6 双涵道模式 S 弯性能随引射流量比变化关系图

2) 流场分析

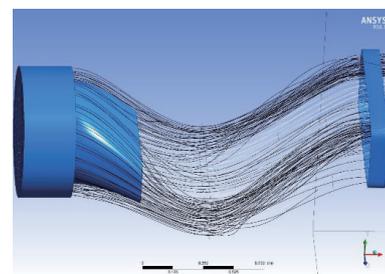
双涵道 S 型喷管的流场特征, 需要从外涵的引射-混合特征以及喷管自身的流动特征两方面考虑。

如图 7, 在双涵道 S 弯喷管的流动中, 在从收敛段到喉道段, 由于圆转方以及两股流混合的双重因素下, 此时流道四周的压力不再相同, 因此在侧方形成了旋流。在喉道到扩张段第二弯处, 与单喷管流动相同。

在该背景下, 总压恢复系数随引射流量比增加的原因有两点: 一是随着 B 增加, 双流混合损失减小, 原因是核心流和涵道流速度差减小, 动量损失减小; 二是二次流效应的影响减弱。S 弯喷管中的径向二次流来自于管道弯曲和圆转方的形状变化。在外涵存在时, 引射混合流形成的流管内侧面为核心流施加了一个“气动壁面”, 从而干



(a) $B=0.089$



(b) $B=0.316$

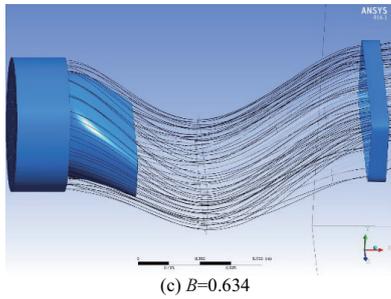
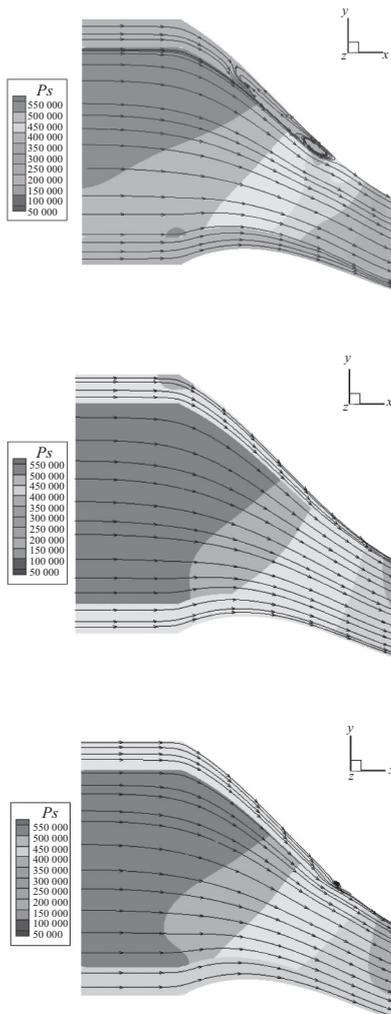


图7 三维流线图

扰并抑制了二次流的发展。随着引射流量比的增大,外涵流动加速,所形成的流管内侧面上的切向流速加大,该流管的形状更不易变形,因此核心流的二次流受到更强的约束。双涵道S弯喷管周向二次流来自核心流在内涵出口处的扩张。外涵气流受到内涵气流挤压,产生回流区,如图8所示,且随着引射流量比增大,外涵和内涵上部分的静压差减小,核心流扩张趋势减弱,外涵流道拥堵程度减小并逐渐消失,外涵气流流通能力增强。根据库塔条件可知,上部分外涵和内涵气流掺混,由于流体的激烈碰撞,动量损失较大。综合以上两点因素,随着引射流量比增加,总压恢复系数增加。

图8 不同 B 的内涵和外涵掺混局部图

S弯喷管流量系数随着引射流量比增大而增大。原因是边界层变薄和外涵包裹能力增强,混合产生的低速流范围小,混合后的边界层速度分布中低速区减少。外涵的存在,对核心流形成包裹,且引射流量比增大,限制了核心流的扭曲变形。因此流量系数增大。

根据推力系数公式可知,当流量系数以及喷管出口速度都随引射流量比增大时,推力系数也必然增大。

2.3 三涵道模式

在三涵道模式下,第三外涵的作用仍可视作引射-混合器。

1) 性能分析

表3给出第三外涵和核心流总压比与引射流量比之间的关系。由图9可知,随着第三外涵引射流量比 B_3 增大,喷管总压恢复系数、推力系数均在减小,但减小幅度在0.6%以内,喷管流量系数基本不变。

表3 三涵道模式下,第三外涵和内涵引射总压比和引射流量比关系

引射总压比	0.4	0.5	0.6
引射流量比	0.281	0.339	0.388

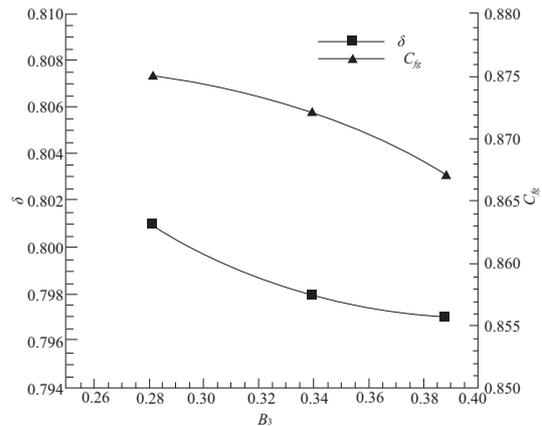


图9 三涵道模式S弯性能参数变化图

2) 流场分析

由于第三外涵气流是由前风扇增压所得,所以压力变化范围较小。核心流出口处速度及压强和第三外涵该处差异小,所以掺混损失很小,且并未像收敛段外涵和核心流混合处出现回流区。喷管总压恢复系数和推力系数随引射流量比增加仍整体下降。最主要损失原因是随着第三外涵总压增大,出口处气流激波增强,总压损失、推力损失增大。由于第三外涵作用在喷管扩张段,且靠近喷管出口段,对喷管的流通能力影响不大,喷管流量系数变化不大。

由图10(a)可知,在三涵道S弯喷管流动中,第三外涵气流将来流(主流与涵道流混合流)完全包裹。第三涵道掺混发生在超声速区域,来流在未与第三外涵混合之前的流动基本不受第三外涵影响,气流流动特征与双涵道模式下基本相同。在第三涵道出口与来流开始混合截面,喷

管来流受第三涵道流影响,形成角涡,且第三涵道流与来流之间的压力分布均匀,没有产生明显的流线扭曲。随着流场进一步发展,来流受到第三涵道流的包裹,在扩张段增加了气流膨胀面积,改变了来流气流膨胀程度。

由图 11 可知,随着压比的增大,来流膨胀程度在减小,同时,由于第三涵道流出口气流与来流静压平衡,随着压比的增大,涵道流出口马赫数增大,结尾激波向出口移动,同时激波角增大。

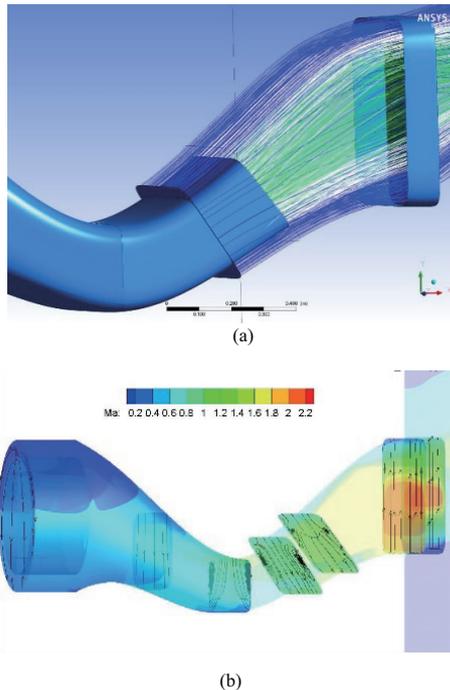


图 10 $B_3=0.339$ 时,S 弯喷管扩张段三维流线、沿程截面流线分布

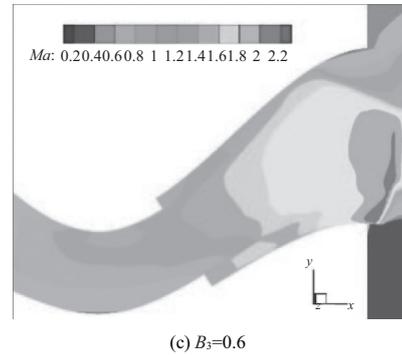
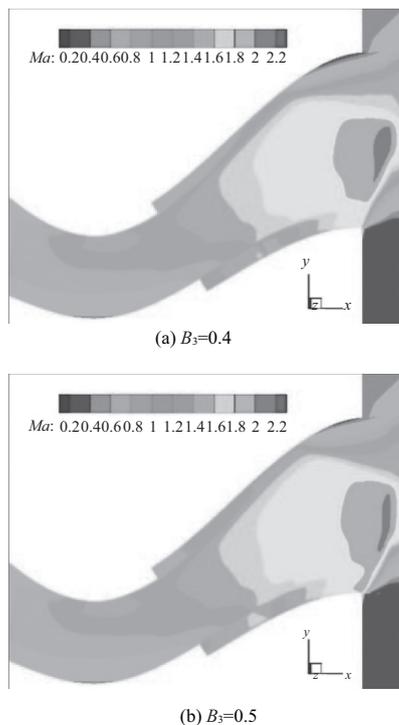


图 11 不同 B_3 下喷管中心截面马赫数云图

3 结语

本文对 VCE 不同工作模式的二元 S 弯喷管进行了数值仿真,并分析流场特征、气动性能变化特点,研究表明:

1) 单涵道模式下,二元 S 弯喷管流场呈现其特有的二次流流场以及不对称膨胀过程。

2) 双涵道模式下,气流总压恢复系数、推力系数、流量系数都随着引射流量比的增大而增大;管内二次流强度相较于单涵道模式有所增强。

3) 三涵道模式下,喷管推力、总压性能随着第三外涵引射流量比的增大而减小,但减小幅度在 0.6% 以内。

参考文献:

- [1] 方昌德. 变循环发动机. 燃气涡轮试验[J]. 2004, 17(3): 1-5.
- [2] JOHNSON J E. Variable cycle engine developments at general electric-1955-1995[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [3] KNOTT P R, JANARDAN B A, MAJJIGI R K. Free-Jet Acoustic Investigation of High-Ratio Coannular Plug Nozzles [J]. NASA, 1984, 381: 18-23.
- [4] JOHN W V, PAUL R K, JON J E. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle[J]. NASA, 1981, 159: 86-95.
- [5] VIZZINI R W, TOOT P D. Full authority digital electronic control application to a variable cycle engine[J]. SAE, 1980, 12: 203-208.
- [6] ALLAN R D. Advanced supersonic propulsion system technology study phase 2 final report[J]. NASA, 1975, 134: 91-93.
- [7] BRAIN D K, DIPAN K B. Aerodynamic test results of controlled pressure ratio engine (COPE) dual spool air turbine rotating rig [R]. ASME, 2000.
- [8] JOHN L B, RAYMOND E. AFT fan adaptive cycle engine; USA, 2012-0131902 A1 [P]. 2010-02-31.
- [9] 王洪东, 双外涵变循环发动机性能模型研究及性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.
- [10] 刘洪波, 王荣桥. 变循环发动机总体结构和模式转换机构研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 1-5.
- [11] 苟学中. 变循环发动机建模及控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [12] 王垚. 变循环发动机高隐身飞推一体排气系统气动研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [13] LEE C C, BOEDICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [J]. AIAA, 85: 307-312.

收稿日期: 2018-11-08