

变循环发动机后涵道引射器调节工况的数值研究

窦健,吴琼

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:以变循环发动机后涵道引射器为研究对象,借助 CFD 技术对其工作特性进行研究。对后涵道引射器不同关键工况点进行调节状态计算,获取其在全工作范围内的调节状态性能参数,建立其工作特性图;通过对双外涵变循环发动机工作模式的分析,建立后涵道引射器与前后相邻部件的匹配方案,针对所选后涵道引射器工作点的匹配特性进行分析,验证所设计的后涵道引射器与前涵道引射器共同工作的能力。

关键词:后涵道引射器;调节方案;工作特性;匹配特性

中图分类号:TH123 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2020)03-0195-03

Research on Operating Characteristics of Rear Variable Area Bypass Circular Injector of Variable Cycle Engine

DOU Jian, WU Qiong

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

Abstract: The rear variable area bypass injector (RVABI) for variable cycle engine is taken as the research object, and its working characteristics are studied by CFD technology. Then, the adjustment state under the different critical operating conditions of RVABI is calculated out, the performance parameters of the state in the whole working range are obtained, thus using to establish its working characteristic map. Then, through the analysis of the working mode of the double external bypass engine, the matching scheme between the RVABI and the adjacent components is established. And the matching characteristics of the selected working points of RVABI are analyzed. The ability of the designed RVABI with FVABI is verified.

Keywords: rear variable area bypass injector; adjustment scheme; operating characteristics; matching characteristics

0 引言

变循环发动机(variable cycle engine, VCE)通过几何可变部件的调节使发动机涵道比、推力系数、耗油率等在较大范围内变化,使发动机既能以大推力、超声速巡航能力的涡喷模式工作,也可以满足飞行任务所需的低耗油率亚声速巡航要求,从而满足多需求的飞行任务,被认为是先进战斗机的理想动力装置之一^[1]。

后可变面积涵道引射器(rear variable area bypass injector, RVABI)是双外涵变循环发动机独特且重要的结构之一^[2-5]。常规涡扇发动机混合器由于库塔条件约束而固定了核心流量和涵道流量的大小,而 RVABI 通过面积可变,解除了核心流和涵道流之间由库塔条件带来的耦合。同时当其与低压涡轮可变喷嘴等其他变循环特征结合起来时,可以独立地控制高低压转子的转速,实现 VCE 极大的灵活性。

近几年,国内在变循环发动机涵道引射器方面也展开了相应的研究。如文献[6-7]通过建立变循环发动机性能程序或者利用已有程序就 RVABI 对变循环发动机稳定性影响、发动机性能等方面进行了研究;文献[8]建立了计算 FVABI 和 RVABI 涵道总压损失的二维模型。总之对 RVABI 性能的研究还停留在性能仿真计算,尚未对 RVABI 的三维工作过程、前后部件流动相容等深层规律开展研究。

本文在文献[9]所设计的变循环发动机后涵道引射器的基础上,首先通过变面积的计算方法对后涵道引射器其他关键工况点进行计算,获取典型的宽工作范围内的性能参数,并以此为基础建立后涵道引射器的工作特性图;之后,通过对双外涵变循环发动机后涵道引射器工作模态的分析,建立后涵道引射器与前后相邻部件的匹配方法,并对前、后涵道引射器匹配特性进行了研究。

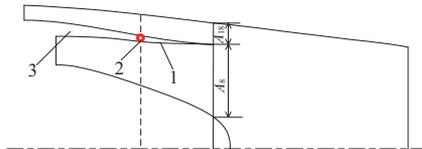
1 计算模型与数值方法

1.1 可变面积方案的选择

根据变循环发动机后涵道引射器调节方案的不同,可以将常见的变循环发动机后涵道引射器面积调节方案分为平移式与转动式两大类。通过对文献[10-13]中两种不同类后涵道引射器的变面积调节方案归纳与分析,平移式调节方案不仅能够使引射器的面积可调,还可以实现引射器混合室平行进气的功能,平行进气能够使两股流混合时掺混损失降低。但为了能够通过后涵道引射器可变部位的平移使引射器面积发生变化,需要“特殊”构型的阀体,这种构型的型面使流道横截面积发生突变造成较大的局部气动损失,不利于高气动性能的后涵道引射器设计。而旋转式

后涵道引射器面积可调节的方案避免了由于流道横截面积突变造成的较大局部气动损失的缺点,有利于高气动性能后可变面积涵道引射器的设计,所以本文采用旋转式后涵道引射器面积可变的调节方案。

图1为本文所采用的后涵道引射器面积调节方案示意图。图中1为引射器可动部件,即后涵道引射器的引射器,在设计中按照要求将引射器沿周向分为 n 瓣;2为铰链,将引射器与中介机匣3相连接。混合器1可绕铰链2转动,从而改变后涵道引射器混合室外、内涵气流的进口面积比,即 A_{18}/A_8 的大小,从而实现后涵道引射器面积的调节。



1—混合器;2—铰链;3—中介机匣。

图1 RVABI结构示意图

为了获得RVABI的调节状态特性及相应的流场特征,利用CFD方法对RVABI的三维流场进行计算。计算假设在后涵道引射器面积变化的过程中,可调引射器各瓣之间没有气流通过,且引射器与中介机匣之间没有空隙。在此假设条件下,对不同 A_{18}/A_8 的后涵道引射器进行计算,调节状态计算时,面积比(A_{18}/A_8)的具体数据如表1。

表1 后涵道引射器 A_{18}/A_8

序号	1	2	3	4
A_{18}/A_8	0.067	0.147	0.315	0.446

表2 后涵道引射器关键工况点工作条件

发动机状态				风扇外涵进口			低压涡轮内涵进口		
工况点	高度/km	马赫数	模式	总压 P^*	静压 P	总温 T^*	总压 P^*	静压 P	总温 T^*
1	0	0	单	$1.11P_{e1}$	$1.11P_{e1}$	$0.399T_{e1}$	$1.12P_{e1}$	P_{e1}	T_{e1}
2	0	0	双	$1.34P_{e2}$	$1.29P_{e2}$	$0.390T_{e2}$	$1.30P_{e2}$	P_{e2}	T_{e2}
3	11	0.8	双	$1.24P_{e3}$	$1.29P_{e1}$	$0.394T_{e3}$	$0.88P_{e3}$	P_{e3}	T_{e3}
4	11	1.5	单	$1.10P_{e4}$	$0.99P_{e1}$	$0.396T_{e4}$	$1.10P_{e4}$	P_{e4}	T_{e4}

2 后涵道引射器工作特性

后涵道引射器工作,是在已知风扇外涵进口和低压涡轮内涵进口总压或者总压比的情况下,通过调节 A_{18}/A_8 ,协同前涵道引射器面积的调节,使得发动机涵道比发生变化。这种调节是主动的,意欲通过主动控制发动机涵道比,使得发动机在不同的工作模式都具有最优的关键性能,即合理匹配发动机耗油率和推力与飞机飞行任务的关系。由此可见,用于完成多任务的航空推进系统在不同种类任务阶段转换时,后涵道引射器需要调节 A_{18}/A_8 的大小,从而实现发动机不同工作模式之间的转化。为了确保全工作范围内在涵道比变化的同时,后涵道引射器均具有良好的气动热力性能,需要掌握后涵道引射器的工作特性。

后涵道引射器的工作特性参数通过对双外涵变循环发动机的关键工况点计算获得,工作特性图以后涵道引射器外涵进口面积与内涵进口面积之比 A_{18}/A_8 为自变量,内、外涵总压比 π 为参变量,总压恢复系数、涵道比 B 、出

1.2 网格及边界条件

数值计算方法与边界条件的设置与文献[9]后涵道引射器设计工况下的计算类似。由于调节状态计算过程中后涵道引射器混合室的外、内涵面积比发生变化,所以计算网格发生了变化,图2给出了不同 A_{18}/A_8 的后涵道引射器对称剖面的引射器附近的网格,计算所用的三维网格由各自的对称剖面二维网格旋转 60° 生成。

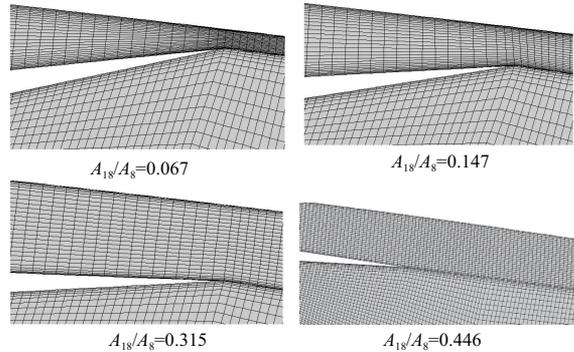


图2 不同 A_{18}/A_8 的后涵道引射器混合室进口处网格示意图

采用文献[9]中的数值计算方法进行计算。表2列出了后涵道引射器在关键工况点下的工作条件,其中 P_{ei} 、 T_{ei} 分别表示后涵道引射器内涵进口的静压和总温, i 可取1、2、3、4,表示不同的工况点。

口截面马赫数 Ma_{out} 以及后涵道引射器外涵进口压力 P_b 作为目标变量建立后涵道引射器工作特性图。后涵道引射器的工作特性图如图3、图4所示。

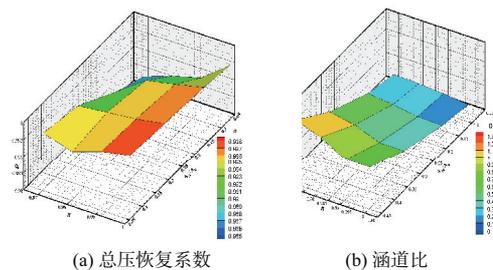


图3 后涵道引射器工作特性——总体性能

3 后涵道引射器匹配特性研究

3.1 后涵道引射器匹配方案的建立

图5为变循环发动机F120的不同工作模式示意图,

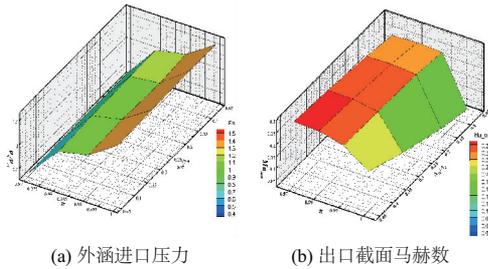
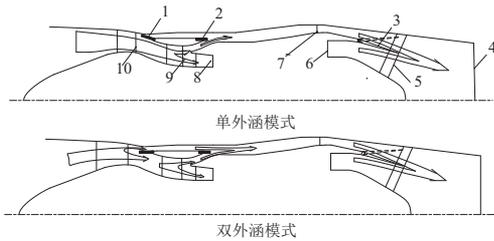


图4 后涵道引射器工作特性——外涵出口压力

它演示了双外涵不加力变循环发动机的示例,可用于阐明后涵道引射器与前涵道引射器共同工作及该发动机变循环调节的情况。



1—模式选择阀门;2—前涵道引射器;3—后涵道引射器;
4—后涵道引射器出口;5—支板;6—低压涡轮出口;7—后涵道引射器进口;8—CDFS出口;9—CDFS进口;10—风扇出口。

图5 双外涵变循环发动机内流动示意图

通过对双外涵变循环发动机单、双外涵工作模型的分析可以得到后涵道引射器与前后部件的匹配关系为:1)在发动机双外涵模式和单外涵模式下,后涵道引射器通过改变引射器开度调节涵道流压力为前涵道引射器提供可靠的通流条件。例如双外涵工作模式下,前涵道引射器开度较小时,为了通流需要降低涵道下游压力,这时需要增大后涵道引射器开度。2)当模式选择阀门完全打开,前涵道引射器开度较小时,后涵道引射器的调节会对后风扇工作状态产生影响。例如通过增大后引射器开度来增大大流量,从而减小风扇溢流阻力。3)对于安装有加力燃烧室的,为了保证加力燃烧室的正常工作,加力燃烧室进口气流马赫数应当 <0.3 。

由此可知,后涵道引射器与前涵道引射器的匹配关系为匹配前涵道引射器工作条件的涵道压力特性。

3.2 前、后涵道引射器匹配特性研究

与前涵道引射器的匹配主要为静压匹配。图6给出了4个工况点下后涵道引射器外涵进口截面的平均静压特性。另外以与图例相同颜色的经纬线确定了在该工况下前涵道引射器所需要的出口静压值及其对应的后涵道引射器开度大小。如工况2下,前涵道引射器所需的外涵出口静压比约为1.05。按此需求值可知,当后涵道引射器面积比在0.26时,后涵道引射器的外涵进口静压比为1.05。表明在所研究的后涵道引射器面积变化范围内,可实现所需的前涵道引射器出口静压条件,其余各工况也是如此。由此表明了在本研究的宽涵道比范围内,后涵道引射器与前涵道引射器静压特性匹配良好。

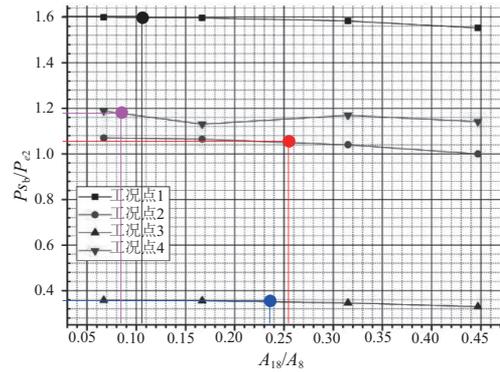


图6 前、后涵道引射器静压匹配关系

4 结语

本文利用CFD技术对4个不同工况点进行计算获得了后涵道引射器工作特性图,之后通过对双外涵变循环发动机工作模型的分析建立了后涵道引射器匹配方案,并对本文所研究的后涵道引射器匹配特性进行了研究。研究结果表明,前后涵道引射器匹配特性良好。

参考文献:

- [1] KURZKE J. The mission defines the cycle: turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion [C]. RTO Educational Notes, EN-AVT-185 Lecture, NATO, 2010.
- [2] KREBS J, ALLAN R. Supersonic propulsion - 1970 to 1977 [C] // Propulsion Conference, 2013.
- [3] VDOVIK J W, EBACHER J A. VCE test bed engine for supersonic cruise research [C] // NASA Langley Research Center Supersonic Cruise Res. United States; NASA, 1979; 347-356.
- [4] FRENCH M W, ALLEN G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results [R]. Reston: AIAA, 1981.
- [5] ALLAN R. General electric company variable cycle engine technology demonstrator programs [C] // Joint Propulsion Conference, 2013.
- [6] 唐海龙. 面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用 [D]. 北京:北京航空航天大学, 2000.
- [7] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(1):104-111.
- [8] 王元, 张平平, 李秋红, 等. 变循环发动机建模方法研究及验证 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(11):2643-2651.
- [9] 张睿. 变循环发动机建模及气动性能研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
- [10] 窦健, 汪明生, 吴琼. 变循环发动机后可变面积环型引射器工作特性研究 [C] // 第八届中国航空学会青年论坛, 2018.
- [11] KAARE Erickson F, RANDALL E. Yount. Gas Turbine engine with bypass mix: US, 8,938,943 B2 [P]. 2015-01-27.
- [12] 王荣桥, 毛建兴, 张龙, 等. 一种变循环发动机可调机构中的平行进气式后涵道引射器: 中国, CN103993983 A [P]. 2014-08-20.
- [13] DAN Joseph R, MILFORD, et al. Variable mixer propulsion cycle: US, 4,069661 [P]. 1978-01-24.
- [14] 王荣桥, 刘阳, 申秀丽, 等. 一种变循环发动机模式转换机构中的可调后涵道引射器: 中国, CN101709679 A [P]. 2010-05-19.

收稿日期: 2019-02-07