混排涡扇发动机加力特性仿真计算

陶　睿[1],赵　军[1],蒋　进[1],王　坤[1],王立纲[2]
(1.中国民用航空飞行学院 航空工程学院,四川德阳 618307; 2.中国民用航空飞行学院 广汉分院,四川德阳 618301)

摘要:为明确开启加力前后混排涡扇发动机性能的差异,通过Visual C++(VC)平台,采用部件级建模法依次建立了开加力与未开加力状态混排涡扇发动机的变比热仿真计算模型,引入了可调面积比拉瓦尔尾喷管计算模块,并通过仿真对比分析,开展了加力燃烧混排发动机不同工作循环参数匹配规律与3大特性的研究。结果表明:提高主燃烧室出口总温的同时,选取所适配的最佳风扇增压比,可使得混排涡扇发动机在全开加力状态下的净推力增大11.13%,耗油率(SFC)降低10.11%。在节流特性方面,降低加力温度的过程中,应同时收小拉瓦尔尾喷管喉道面积;在高度特性方面,混排涡扇发动机在加力关闭状态下耗油率的降低幅度高于全开加力状态下的;在速度特性方面,采用可调面积比拉瓦尔尾喷管的混排涡扇发动机的净推力增幅更大,耗油率更低。

关键词:混排涡扇发动机;总体性能;加力燃烧;部件级建模法;耗油率;拉瓦尔尾喷管
中图分类号:V235.12　　**文献标识码**:A　　doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.06.010

Simulation of Afterburning Characteristics of a Mixed-Flow Turbofan Engine

TAO Rui[1], ZHAO Jun[1], JIANG Jin[1], WANG Kun[1], WANG Li-gang[2]
(1. Aviation Engineering Institute, Civil Aviation Flight University of China, Deyang Sichuan 618307, China;
2. Guanghan Branch, Civil Aviation Flight University of China, Deyang Sichuan 618301, China)

Abstract: To clarify the performance differences of a mixed-flow turbofan engine before and after afterburning, performance models of a mixed-flow turbofan engine were established based on the Visual C++(VC)platform using component-level modeling method. A calculation module for variable area ratio Laval nozzles was introduced, and the matching of different working cycle parameters and three major characteristics of the engine were investigated. The results show that by increasing the outlet total temperature of the main burner while selecting the optimal fan pressure ratio, the mixed-flow turbofan engine can achieve 11.13% net thrust increase and 10.11% specific fuel consumption(SFC) decrease on fully afterburning state. On throttling condition, the throat area of the Laval nozzle should be reduced simultaneously while reducing afterburning temperature. As altitude increasing, the SFC decreases faster when afterburner is off than that when it is fully on. As flight mach number increasing, the engine equipped with a variable area ratio Laval nozzle exhibits greater increase in net thrust and lower SFC than that with a fixed area ratio Laval nozzle.

Key words: mixed-flow turbofan engine; overall performance; afterburner; component-level modeling method; specific fuel consumption; Laval nozzle

0　引言

目前,主燃烧室受限于技术原理以及材料性能,已逐渐逼近设计极限,非常规燃烧技术尚未成熟,因而加力燃烧技术在可预见的未来不但不会消亡,还可能进一步发展[1-2]。加力燃烧技术能够短时迅速增大发动机推力,但与此同时也带来了极高的燃油消耗。

在开启加力前后混排涡扇发动机性能优化方面,国内外学者开展了广泛研究。Andrei 等[3]与 Nae 等[4]研究得出了在转子转速变化过程中,调节燃烧室出口总温对推力影响最大的结论;樊巍等[5]研究了考虑部件约束的混排涡扇发动机设计性能分析方法,表明考虑部件约束的计算方法计算误差较低,可以满足工程应用要求;Williams 等[6]展开了加力式混排涡扇发动机设计性能研究,表明提高加力燃烧室进口压力和温度可以提高加力式混排涡扇发动机效率;Kurzke[7]对带有拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机总体性

收稿日期:2024-05-07　　**基金项目**:四川省科技计划项目(2019YJ0722)资助
作者简介:陶睿(1999),男,在读硕士研究生。

引用格式:*陶睿,赵军,蒋进,等.混排涡扇发动机加力特性仿真计算[J].航空发动机,2025,51(6):84-93.TAO Rui,ZHAO Jun,JIANG Jin,et al. Simulation of afterburning characteristics of a mixed-flow turbofan engine[J].Aeroengine,2025,51(6):84-93.*

能进行了研究,表明超声速飞行状态应采用可调面积比的拉瓦尔尾喷管;Safdar 等[8]对加力式混排涡扇发动机进行了全工况模拟,表明随着飞行马赫数和飞行高度的增加,拉瓦尔尾喷管工作状态逐渐偏离设计值;Huang[9]等和 Osman 等[10]对拉瓦尔尾喷管的工作性能进行了研究,得出了喷管内速度和压力的变化取决于喷管横截面积变化的结论;赵伟辰等[11]研究了变几何尾喷管对混排涡扇发动机性能的影响,表明收小尾喷管喉道面积,可使得工况点净推力增大 0.48%;牟园伟等[12]对单外涵变循环混排涡扇发动机变几何特性进行了仿真,表明采用变几何尾喷管可极大提高变循环混排涡扇发动机性能。

综合以上,优化加力式混排涡扇发动机性能需从研究部件循环参数匹配条件和考虑变几何尾喷管对发动机性能的影响两方面入手。目前,自适应可调面积尾喷管是研究热点,系统性研究可调面积比拉瓦尔尾喷管混排涡扇发动机加力性能的相关研究较少。本文在不考虑发动机总体性能受冷却引气和雷诺数影响的条件下,进行混排涡扇发动机开启加力前后设计点以及非设计点性能研究,以及采用可调面积比拉瓦尔尾喷管前后,对加力式混排涡扇发动机速度性能的影响研究,为后续针对混排涡扇发动机加力特性的研究提供理论依据。

1　混排涡扇发动机部件法建模

本文采用部件法建模,参考前苏联 AL-31F 加力式混排涡扇发动机,建立加力式混排涡扇发动机数学模型,加力式混排涡扇发动机即带有加力燃烧室的混排涡扇发动机。该款发动机由 4 级轴流式风扇、9 级轴流式高压压气机、环形燃烧室、单级涡轮(高低压涡轮均为单级)、混合器、加力燃烧室与全状态可调节式收敛-扩张型尾喷管组成[13]。模型站位标号见表 1,加力式混排涡扇发动机模型站位如图 1 所示。

表 1　模型站位标号

项目	站位	项目	站位
进气道进口截面	1	内涵出口截面	6
内涵风扇进口截面	21	外涵出口截面	16
外涵风扇进口截面	12	混合器出口截面	6B
高压压气机进口截面	25	加力燃烧室出口截面	7
主燃烧室出口截面	4	拉瓦尔尾喷管喉道截面	8
高压涡轮出口截面	45	拉瓦尔尾喷管出口截面	9
低压涡轮出口截面	5		

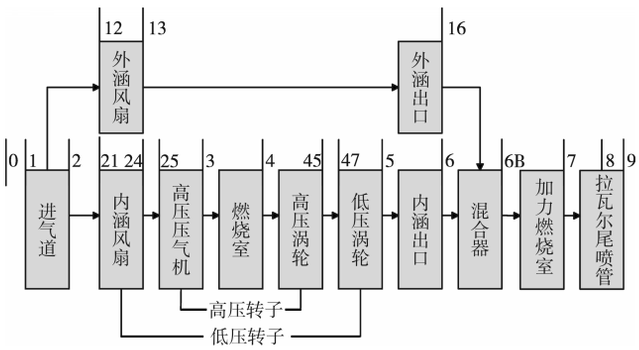


图 1　加力式混排涡扇发动机模型站位

对加力式混排涡扇发动机进行性能仿真时,部分模型计算输入参数见表 2。

表 2　部分模型计算输入参数

参数	数值	参数	数值
发动机进口换算流量/(kg/s)	113.131	低压涡轮等熵效率	0.92
风扇增压比	3.60	风扇等熵效率	0.85
高压压气机增压比	6.62	高压压气机等熵效率	0.86
主燃烧室出口总温/K	1665	涵道比	0.60
高压涡轮等熵效率	0.90	加力燃烧室出口总温/K	2000

本文拉瓦尔尾喷管面积比通过热力计算[14-15]求得。首先,由所求得的尾喷管可用落压比,通过二分法迭代收敛求得尾喷管出口气流马赫数为 Ma_9

$$\pi_{\mathrm{use}}=\left[1+\frac{(k-1)}{2}Ma_9^{\,2}\right]^{-\frac{k}{k-1}} \tag{1}$$

式中:π_{use}为拉瓦尔尾喷管可用落压比。

其次,为求得拉瓦尔尾喷管最佳面积比,将尾喷管出口气流马赫数 Ma_9 代入

$$\frac{A_{\mathrm{e}}}{A_{\mathrm{t}}}=\frac{1}{Ma_9}\left[\left(1+\frac{(k-1)}{2}Ma_9^{\,2}\right)\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \tag{2}$$

式中:Ma_9为尾喷管出口气流马赫数。

本文有效效率、推进效率以及总效率所采用公式均来源于文献[16],相关公式为

总油气比 f_{tol} 为

$$f_{\mathrm{tol}}=\frac{f}{1+B}+f_{\mathrm{ab}}\left(1+\frac{f}{1+B}\right) \tag{3}$$

式中:f为主燃室油气比;f_{ab}为加力燃烧室油气比;B为混排涡扇发动机涵道比。

有效效率 η_{e} 为

$$\eta_{\mathrm{e}}=\frac{\left[\left(1+f_{\mathrm{tol}}\right)V_9^{\,2}\right]-V_0^{\,2}}{2f_{\mathrm{tol}}H_{\mathrm{f}}} \tag{4}$$

式中:f_{tol}为发动机总油气比。

推进效率 η_{p} 为

$$\eta_p = \frac{2F_s V_0}{\left[\left(1+f_{tol}\right)V_9^{\ 2} - V_0^{\ 2}\right]} \tag{5}$$

式中：F_s为发动机单位推力，m/s。

总效率η_o为

$$\eta_o = \eta_e \eta_p \tag{6}$$

加力燃烧室由于热阻损失较高，其总压恢复系数计算方法不同于主燃烧室[17-18]。由于缺乏相关试验数据，本文通过商业软件计算结果进行拟合，求得拟合函数，代入加力燃烧室出口与入口的总温比值，计算出加力燃烧室总压恢复系数。

在非设计点计算部分，加力式混排发动机一共有7个初猜值，分别为高压转子转速N_2、风扇增压比π_{fan}、高压压气机增压比π_{hc}、高压涡轮落压比π_{ht}、低压涡轮落压比π_{lt}、主燃烧室燃油质量流量W_f与拉瓦尔尾喷管喉道面积A_8，采用牛顿-拉夫森法求解非线性方程组，7个初猜值则需要7个共同工作方程进行求解，这7个共同工作方程如下。

低压转子功率平衡方程

$$N_{lt}\eta_{lm} - N_{fan} = 0 \tag{7}$$

式中：η_{lm}为低压转子机械效率。

高压转子功率平衡方程

$$N_{ht}\eta_{hm} - N_{hc} = 0 \tag{8}$$

式中：η_{hm}为高压转子机械效率。

主燃烧室出口燃气质量流量与高压涡轮进口燃气质量流量平衡方程

$$W_4 - W_{41} = 0 \tag{9}$$

高压涡轮出口燃气质量流量与低压涡轮出口燃气质量流量平衡方程

$$W_{45} - W_5 = 0 \tag{10}$$

混合器外涵进口静压与混合器内涵进口静压平衡方程

$$P_{s6} - P_{s16} = 0 \tag{11}$$

开启加力燃烧后混合器出口总压与开启加力燃烧前混合器出口总压平衡方程

$$P_{6Bon} - P_{6Boff} = 0 \tag{12}$$

加力燃烧室出口燃气质量流量与拉瓦尔尾喷管出口燃气质量流量平衡方程

$$W_7 - W_9 = 0 \tag{13}$$

在非设计点计算时，由于缺乏部件特性，因而非设计点的性能计算均采用通用特性曲线。

2 仿真程序计算结果验证

将加力式混排涡扇发动机VC程序计算结果与商业软件进行对比，设计点与非设计点仿真程序单点计算结果验证见表3。从表中可见，VC程序计算误差均不超过0.5%。

表3 加力式混排涡扇发动机仿真程序单点计算结果验证

参数	Gasturb	VC程序	相对误差/%
净推力/daN	13469	13506	0.2747
耗油率/(kg/(daN·h))	1.59351	1.59375	0.0015

将加力式混排涡扇发动机非设计点程序计算结果与商业软件进行对比，高度特性计算误差如图2所示。从图中可见，VC程序计算误差均不超过1.1%。图中，SFC为Specific Fuel Consumption。

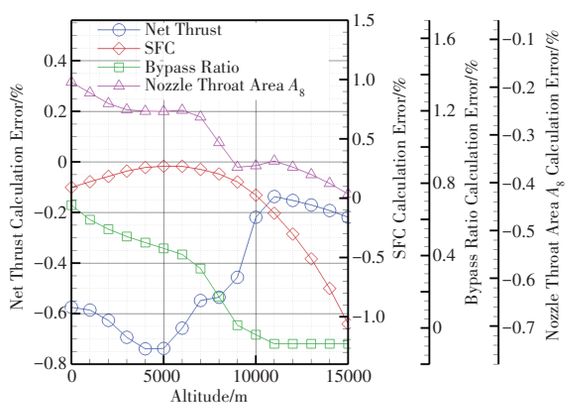


图2 高度特性计算结果误差

节流特性计算结果误差如图3所示。从图中可见，VC程序计算误差均不超过0.5%。速度特性计算结果误差如图4所示。从图中可见，VC程序计算误差均不超过4%。

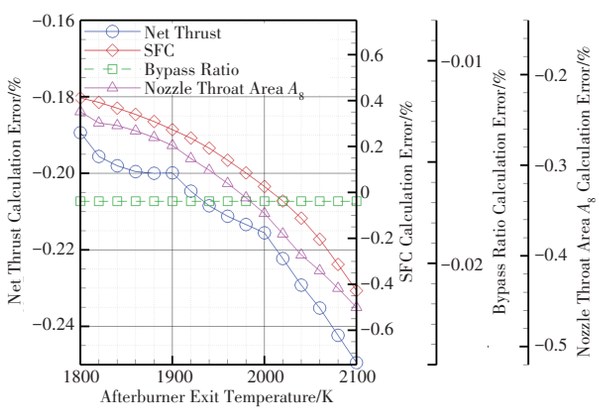


图3 节流特性计算结果误差

综合以上，对比VC程序与商业软件的计算结果，VC程序在设计点与非设计点的计算误差均不超过4%，满足仿真程序的计算精度要求，计算结果可信，

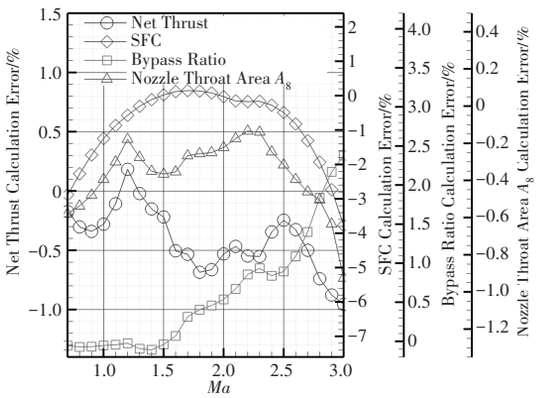


图4　速度特性计算结果误差

可进行下一步研究。

3　设计点计算结果及分析

影响加力式混排涡扇发动机设计性能的主要循环参数为涵道比、风扇增压比、内涵压气机增压比、主燃烧室与加力燃烧室出口总温,其中风扇增压比不能单独选取,其同时受涵道比以及主燃烧室出口总温的影响,因此,通过研究加力式混排涡扇发动机风扇增压比工作循环参数匹配问题,以进一步优化加力式混排涡扇发动机设计性能。

3.1　设计点性能对比

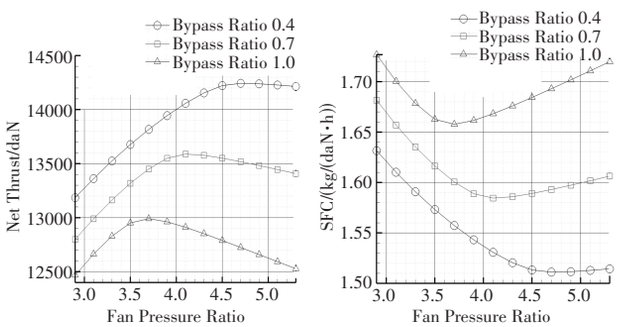
混排涡扇发动机开启加力燃烧前后设计点性能对比见表4。从表中可见,全开加力状态,发动机净推力为13505.60 daN,相较于未开启加力状态,净推力提升了50.72%;发动机耗油率为1.593754 kg/(daN·h),相较于未开启加力状态,耗油率增加了110.33%,可以看出开启加力后,发动机油耗的增幅是净推力增幅的2倍多。也明确了加力燃烧是以牺牲燃油经济性为代价,迅速增大发动机推重比的特点[19]。

表4　混排涡扇发动机开启加力燃烧前后设计点性能对比

参数	未开启加力	开启加力	变化率/%
净推力/daN	8960.84	13505.60	50.72
耗油率/(kg/(daN·h))	0.757741	1.593754	110.33

3.2　风扇增压比与涵道比循环参数分析

分别选取涵道比为0.4、0.7与1.0时,保持除风扇增压比外其余工作循环参数不变,调节风扇增压比由2.9增加至5.3,研究选取不同设计涵道比,加力式混排涡扇发动机设计性能随风扇增压比的变化如图5所示。从图中可见,保持风扇增压比不变,增加涵道比,则发动机净推力降低,保持涵道比不变,增加风扇增压比,则发动机净推力先增加后减少(图5(a))。保持风扇增压比不变,增加涵道比,则发动机耗降低,保持涵道比不变,增加风扇增压比,则发动机耗油率先减少后增加(图5(b))。混排涡扇发动机可在同一风扇增压比下取得最大净推力与最低耗油率,并且随着涵道比增加,最佳风扇增压比减小(图5(a)、(b)),其与文献[20]中的结论一致。



(a) 净推力的变化　　(b) 耗油率的变化

图5　不同涵道比状态加力式混排涡扇发动机设计性能随风扇增压比的变化

为量化涵道比与风扇增压比2种工作循环参数同时调节,对加力式混排涡扇发动机设计性能的影响。依次选取涵道比为0.4、0.7以及1.0,风扇增压比π_{fan}调节至涵道比所对应的最佳风扇增压比,并将调节前后的发动机设计性能进行了对比,对比结果见表5。

表5　同时调节涵道比与风扇增压比发动机性能提升幅度

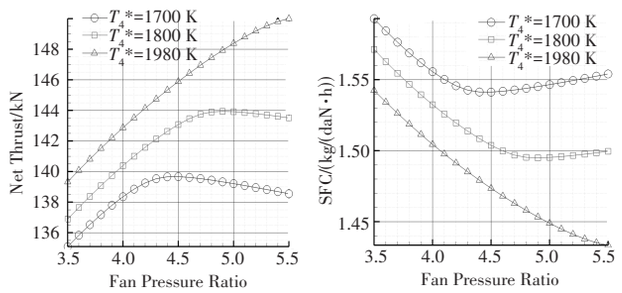
状态	参数	数值	变化率/%
涵道比0.4、π_{fan}=4.7	净推力/daN	14242.93	5.46
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.511119	−5.18
涵道比0.7、π_{fan}=4.1	净推力/daN	13588.39	0.61
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.584498	−0.58
涵道比1、π_{fan}=3.7	净推力/daN	12991.22	−3.81%
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.657731	4.01%

从表中可见,当涵道比选取为0.4,并调节风扇增压比至4.7,可使得加力式混排涡扇发动机净推力增加5.56%,耗油率降低5.18%,相较于设计点,发动机设计性能得到了提升,而选取涵道比为1,并同时调节风扇增压比为3.7,加力式混排涡扇发动机净推力降低3.81%,耗油率增加4.01%,因此,在设计加力式混排涡扇发动机时,应采用小涵道比设计(涵道比低

于0.7)，以在增加发动机净推力的同时降低油耗。

3.3 风扇增压比与燃烧室出口总温循环参数分析

分别选取主燃烧出口总温为1700、1800和1980 K，加力燃烧室出口总温设定为2000 K时为研究对象，调节风扇增压比由3.5增加至5.5，研究不同燃烧室出口总温状态，通过调节风扇增压比，加力式混排涡扇发动机设计性能的变化如图6所示。从图中可见，随着主燃烧室出口总温增加，混排涡扇发动机的最佳风扇增压比随之增加，也就是说较高的主燃烧室出口总温，其所适配的风扇增压比也就越高。



(a) 净推力的变化　　(b) 耗油率的变化

图6 不同主燃烧室出口总温状态加力式混排涡扇发动机设计性能随风扇增压比的变化

由设计点循环参数匹配条件，增加主燃烧室出口总温至1980 K，并同时调节风扇增压比至5.7，计算结果见表6。从表中可见，将T_4^*升高至1980 K，并同时调节风扇增压比至最佳风扇增压比5.7，相较于未调节前，加力式混排涡扇发动机净推力增加11.13%，耗油率降低10.11%；在增加主燃烧室出口总温的同时，选取该主燃烧室出口总温所适配的最佳风扇增压比，可进一步优化加力式混排涡扇发动机设计性能。

表6 同时调节T_4^*与风扇增压比发动机设计性能提升幅度

状态	参数	数值	变化率/%
加力燃烧设计点	净推力/daN	13505.60	
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.593754	
T_4^*=1980 K π_{fan}=5.7	净推力/daN	15008.97	11.13
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.432636	−10.11

4 非设计点计算结果及分析

4.1 控制规律的选取

加力式混排涡扇发动机多引入了加力燃烧室，也就多增加了一个控制因素，而对于加力式混排发动机来说，要求在开启加力燃烧前后不影响加力燃烧室前的部件工作状态。开启加力时，拉瓦尔尾喷管喉道面积处于临超状态，调大A_8面积，由混合器出口截面6B至拉瓦尔尾喷管最小截面A_8的流量平衡式为

$$q(\lambda_{6B}) = C\,\sigma_{af} A_8 \sqrt{\frac{T_{6B}^*}{T_{af}^*}} \tag{14}$$

式中：σ_{af}为加力燃烧室总压恢复系数；$q(\lambda_{6B})$为混合器出口截面密流函数；T_{af}^*为加力燃烧室出口总温，K。

由式(14)可见，混合器出口总温不变，加力燃烧室出口总温增加，若忽略加力燃烧室总压恢复系数变化的影响，则需增加A_8面积瓦尔尾喷管，以增加混合器出口截面流通能力。

综上所述，加力式混排涡扇发动机控制规律选取为控制拉瓦尔尾喷管喉道面积A_8，调节混合器出口截面流通能力，以保证开启加力燃烧前后不影响加力燃烧室前各部件工作状态，通过控制加力燃烧室燃油质量流量，以保持加力燃烧室出口总温恒定，通过控制主燃烧室燃油流量，以保持低压转子转速恒定。

4.2 加力式混排涡扇发动机节流特性

研究加力燃烧节流特性时，飞行高度为10 km，飞行Ma=1.5，大气压力为26.436 kPa，大气温度为223.15 K，加力燃烧室出口总温变化范围为1800～2000 K。加力式混排涡扇发动机节流特性如图7所示，从图中可见，随着加力燃烧室出口总温降低，加力式混排涡扇发动机净推力与耗油率均随之降低，涵道比不变，拉瓦尔尾喷管喉道面积随之减小，加力燃烧室出口总温由2000 K降低至1800 K，加力式混排涡扇发动机净推力降低8.35%，耗油率降低6.92%，拉瓦尔尾喷管最小截面积A_8由0.34853 m^{2}减小至0.32371 m^2，涵道比保持0.63不变。

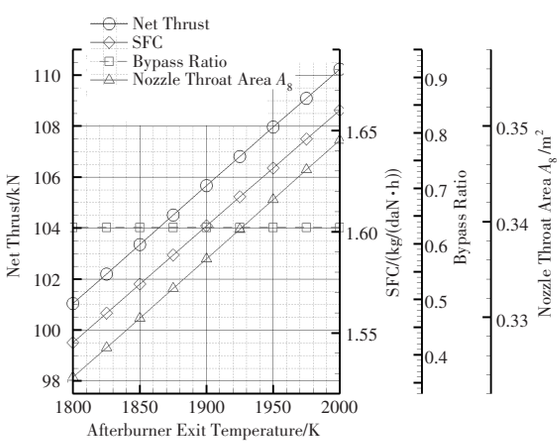


图7 加力式混排涡扇发动机节流特性

在进行加力节流时，为使加力燃烧室出口总温降低，则需收油门，加力燃烧室油气比降低，加力燃烧室

总压损失降低,加力燃烧室出口总压增加,此时由于外界飞行环境不变,发动机进口空气质量流量不变,但加力燃烧室油气比减少,所以加力燃烧室出口燃气质量流量降低,加力燃烧室相关参数随加力温度的变化如图8所示。

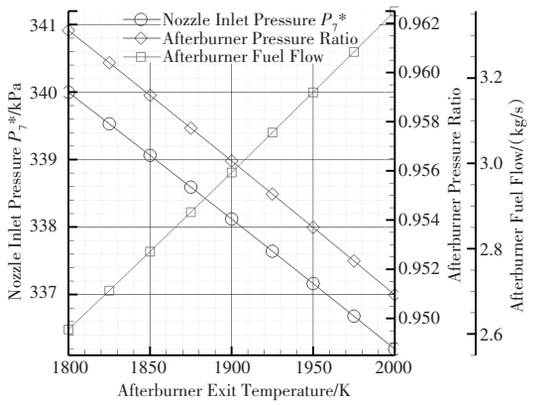


图8　加力燃烧室相关参数随加力温度的变化

由于加力节流不能影响加力燃烧室前的气流参数,由式(14)可知,随着加力燃烧室出口总温降低,混合器出口总温不变,为维持混合器出口截面流通能力,则需收小拉瓦尔尾喷管喉道面积。

由于采用可调面积比的拉瓦尔尾喷管,尾喷管出口截面气流处于完全膨胀,所以单位推力表达式可简化为

$$F_s = \left(1 + f_{tol}\right)V_9 - V_0 \tag{15}$$

由于拉瓦尔尾喷管进口截面总温降低,使得尾喷管出口排气速度降低,与此同时,加力燃烧室油气比降低,发动机总油气比降低,并且外界飞行环境不变,飞行速度不变,由式(15)可知,混排涡扇发动机单位推力降低,单位推力随加力温度的变化如图9所示。此时发动机进口空气质量流量不变,因此,混排涡扇发动机净推力也随之降低。

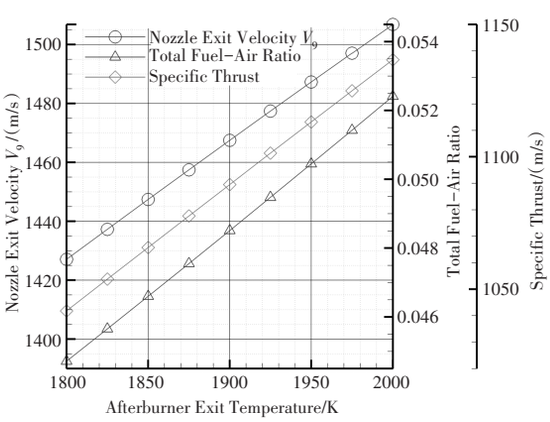


图9　单位推力随加力温度的变化

随着加力燃烧室出口总温降低,加力燃烧室油气比减少,加力式混排涡扇发动机有效效率增加,因此耗油率降低,此时由于余速损失减少,加力式混排涡扇发动机推进效率提高,因此,加力式混排涡扇发动机总效率提高,发动机总效率随加力温度的变化如图10所示。

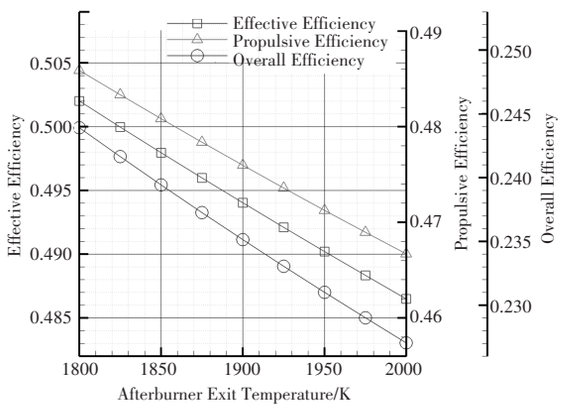


图10　发动机总效率随加力温度的变化

4.3　加力式混排涡扇发动机高度特性

对加力式混排涡扇发动机的高度特性进行研究时,飞行高度变化为2~15 km,飞行Ma=1.5,加力燃烧室出口总温保持2000 K,大气压变化为79.495~12.045 kPa,大气温度的变化为275.15~216.65 K;采用所选取的控制规律,随着飞行高度不断增加,加力式混排涡扇发动机净推力持续降低,当飞行高度低于11 km时,随着飞行高度增加,耗油率降低,当飞行高度超过11 km后,随着飞行高度的增加,加力式混排发动机耗油率保持不变。飞行高度从2 km增加至15 km时,加力式混排涡扇发动机净推力降低78.35%,耗油率降低4.65%,发动机涵道比由0.68降低至0.62,拉瓦尔尾喷管喉道面积A_8由0.32181 m^{2}增加至0.35259 m^2,加力式混排涡扇发动机高度特性如图11所示。

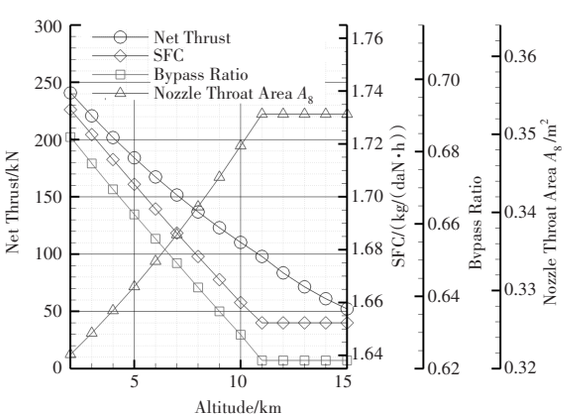


图11　加力式混排涡扇发动机高度特性

为对比开启加力燃烧前后，随飞行高度增加，加力式混排涡扇发动机性能的变化情况，选取飞行高度为 2 km，飞行 Ma=1.5 时的飞行状态为基准点，对开启加力燃烧前后混排涡扇发动机性能随飞行高度的计算结果进行归一化处理，处理结果如图 12 所示。从图中可见，开启加力燃烧前后混排涡扇发动机净推力随飞行高度的变化幅度基本一致，而对于耗油率来说，飞行高度由 2 km 增加至 15 km 时，开启加力时混排涡扇发动机耗油率降低 4.65%，未开启加力时混排涡扇发动机耗油率降低 13.94%，随着飞行高度增加，混排涡扇发动机未开启加力燃烧状态耗油率的降低幅度高于开启加力燃烧状态。

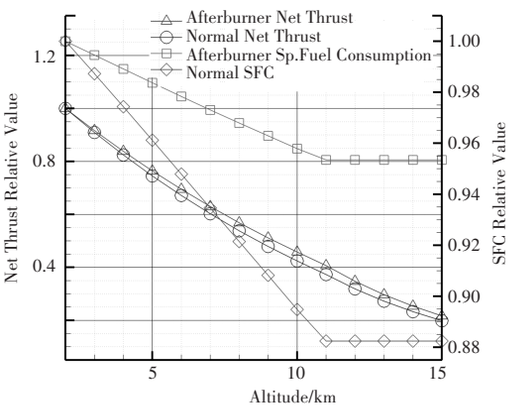


图 12 开启加力前后发动机性能随飞行高度变化对比

由于开启加力后，拉瓦尔尾喷管进口总温恒定，尾喷管出口排气速度仅受外界大气压变化的影响。此时受外界大气压变化的影响，拉瓦尔尾喷管可用落压比增加，开启加力后，混排涡扇发动机拉瓦尔尾喷管排气速度增加，发动机单位推力增加，随着飞行高度增加，当飞行高度在 2 ~ 11km 时，风扇单位耗功减少，为保持低压转子转速不变，需收油门，主燃烧室油气比降低。开启加力后，加力燃烧室进口总温持续降低，从而加力燃烧室加热量增加，加力燃烧室油气比增加，2 股相反作用影响使开启加力后的混排涡扇发动机总油气比几乎不变（涵道比降低会有所影响），开启加力后发动机总油气比随飞行高度变化如图 13 所示。

$$S_{\mathrm{FC}}=\frac{3600\left(1+f_{\mathrm{tol}}\right)}{F_{\mathrm{s}}} \tag{16}$$

式（16）为混排涡扇发动机耗油率计算公式，由式（16）可知，开启加力后混排涡扇发动机耗油率仅受单位推力的影响，相较于未开启加力状态，耗油率受主燃烧室油气比降低与单位推力增加的双重影响，开启加力后混排涡扇发动机耗油率的降低幅度低于未开

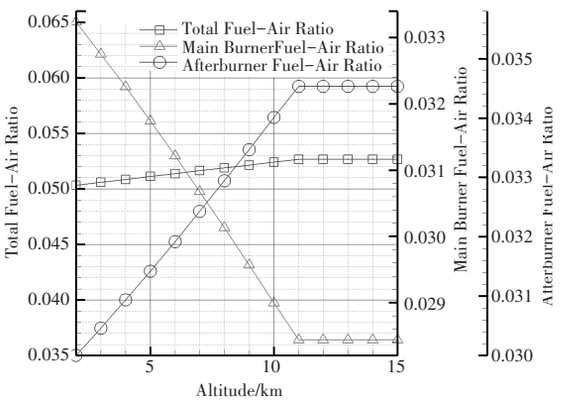


图 13 开启加力后发动机总油气比随飞行高度变化

启加力状态。

随着飞行高度增加，未开启加力状态混排涡扇发动机有效效率与推进效率均高于开启加力状态，开启加力前后混排涡扇发动机总效率随飞行高度变化对比如图 14 所示。由于未开启加力状态，混排涡扇发动机油耗降幅较大，未开启加力状态混排涡扇发动机总效率受有效效率增加的影响较大，因此随飞行高度增加，未开启加力状态混排涡扇发动机总效率有略微增加，反观开启加力状态，混排涡扇发动机总效率受推进效率降低的影响较大，因此随飞行高度增加，开加力状态混排涡扇发动机总效率有所降低。

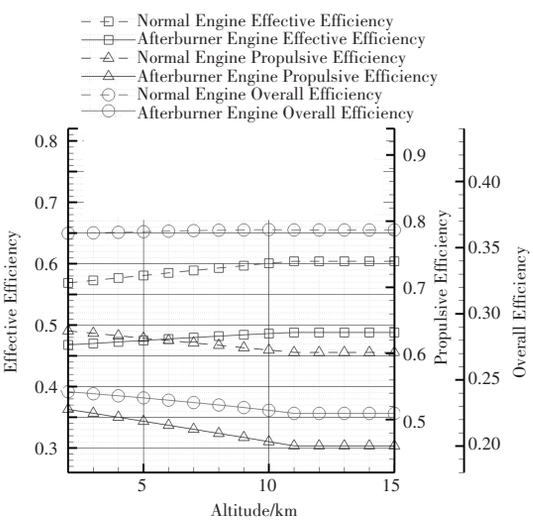


图 14 开启加力前后混排涡扇发动机总效率随飞行高度变化对比

4.4 加力式混排涡扇发动机速度特性

对开启加力后的混排涡扇发动机速度特性进行研究，当飞行高度为 10 km 时，保持加力燃烧室出口总温为 2000 K 不变，飞行马赫数从 0.7 增加至 3.0，大气压为 101.325 kPa，大气温度为 219.90 K；采用所选取的控制规律对发动机进行调节，当飞行高度为 10 km 时，随着飞行马赫数由 0.7 增加至 3.0，混排涡扇发动

机涵道比由0.56增加至0.86,拉瓦尔尾喷管喉道面积A_8由0.38390 m²降低至0.27433 m²,采用全状态可调面积比拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机净推力增幅更大,耗油率持续降低,加力式混排涡扇发动机速度特性如图15所示。

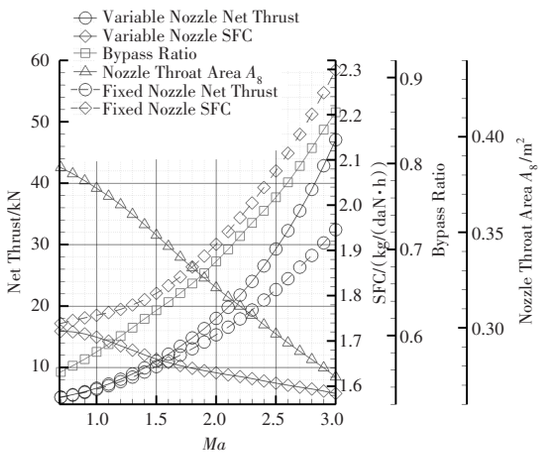


图15　加力式混排涡扇发动机速度特性

选取飞行高度为10 km,飞行Ma=1.5的飞行状态,对比采用固定式拉瓦尔尾喷管与可调面积比拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机性能影响见表7。从表中可见,采用全状态可调节面积比拉瓦尔喷管后,相较于固定面积比拉瓦尔尾喷管,加力式混排涡扇发动机净推力增加8.74%,耗油率降低8.04%,在相同飞行状态下,加力式混排涡扇发动机采用可调面积比拉瓦尔尾喷管后,发动机性能得到提升。

表7　采用可调面积比拉瓦尔尾喷管对加力式混排涡扇发动机性能的影响

状态	参数	数值	变化率/%
固定面积比	净推力/daN	10136.60	
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.805140	
全状态可调面积比	净推力/daN	11022.93	8.74
	耗油率/(kg/(daN·h))	1.659992	−8.04

可调面积比拉瓦尔尾喷管相较于固定面积比拉瓦尔尾喷管,其不同之处在于,采用全状态可调面积比拉瓦尔尾喷管,可使得拉瓦尔尾喷管在飞行状态变化过程中均处于设计状态,此时拉瓦尔尾喷管出口气流完全膨胀,无激波损失与膨胀波损失。采用可调面积比拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机排气速度更快,单位推力更高,固定面积比与可调面积比拉瓦尔尾喷管加力式混排涡扇发动机单位推力随飞行马赫数变化对比如图16所示。因此,采用可调面积比拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机净推力增幅更大。

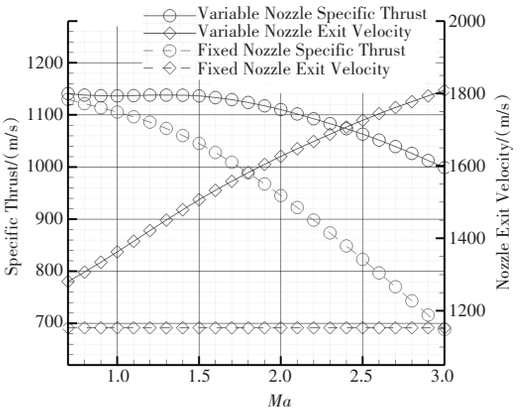


图16　固定面积比与可调面积比拉瓦尔尾喷管加力式混排涡扇发动机单位推力随飞行马赫数变化对比

随着飞行马赫数提高,较高的尾喷管排气速度,意味着较小的单位推力衰减幅度。随着飞行马赫数增加,风扇单位耗功增加,为保持低压转子转速不变则需给油,因此主燃烧室油气比增加,与此同时,受冲压作用的影响,加力燃烧室进口总温增加,因此加力燃烧室加热量减少,加力燃烧室油气比降低,此时受加力燃烧室油气比减少的影响,使得发动机总油气比降低,飞行马赫数越高,发动机总油气比的降低幅度越大,可调面积比拉瓦尔尾喷管加力式混排涡扇发动机总油气比随飞行马赫数的变化如图17所示。从图

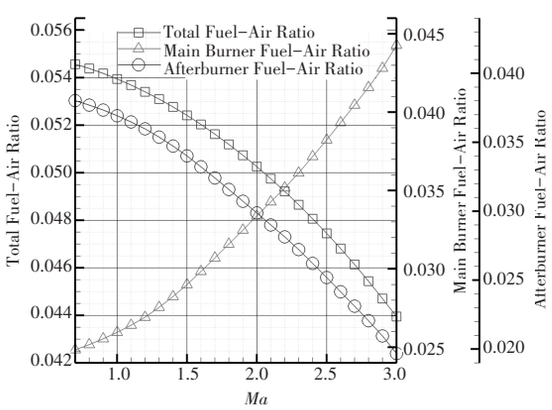


图17　可调面积比拉瓦尔尾喷管加力式混排涡扇发动机总油气比随飞行马赫数的变化

中可见,随着飞行马赫速增加,发动机总油气比降低的影响始终占主导,因此,带有可调面积比拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机,随飞行马赫数增加,耗油率反而有所降低。

选取采用可调面积比拉瓦尔尾喷管的加力式混排涡扇发动机为研究对象,对比开启加力燃烧前后,随飞行马赫数提高,加力式混排涡扇发动机性能的变化情况,选取飞行高度为10 km,飞行Ma=0.7时的飞

行状态为基准点，对开启加力燃烧前后混排涡扇发动机高度特性计算结果进行归一化处理，开启加力前后发动机性能随飞行马赫数变化归一化数据对比如图18所示。从图中可见，随着飞行马赫数增加，未开启加力状态混排涡扇净推力的增幅逐渐大于开启加力状态，由于加力式混排涡扇发动机尾喷管排气速度仅受尾喷管进口总压的影响，因此开启加力状态混排涡扇发动机净推力的增幅较小，而对于耗油率来说，随着飞行马赫数增加，受冲压作用的影响，加力燃烧室加热量减少，使得加力燃烧室油气比降低，因此开加力状态混排涡扇发动机耗油率降低。

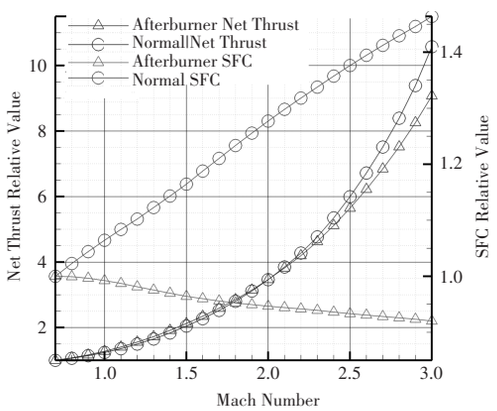


图18 开启加力前后发动机性能随飞行马赫数变化归一化数据对比

由于加力燃烧室进口总压较低，并且开启加力后尾喷管排气速度更快，余速损失更大，因此混排涡扇发动机开启加力燃烧后有效效率与推进效率均低于未开启加力状态，因此未开启加力状态混排涡扇发动机总效率高于开启加力状态，开启加力前后混排涡扇发动机总效率随飞行马赫数变化对比如图19所示。

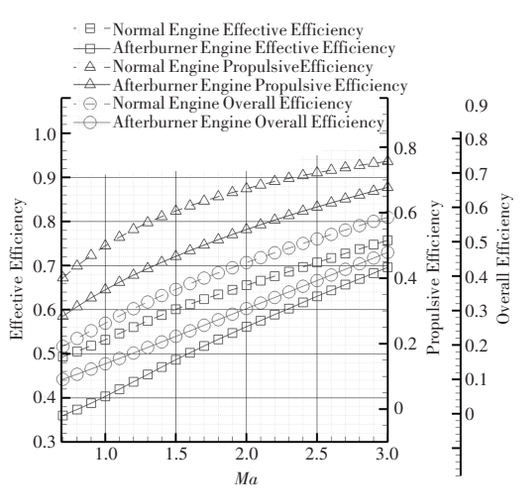


图19 开启加力前后混排涡扇发动机总效率随飞行马赫数变化对比

5 结论

（1）随着涵道比增大，风扇最佳增压比减小，加力式混排涡扇发动机设计涵道比应尽量小于0.7，当涵道比为0.4，并调节风扇增压比至最佳风扇增压比4.7，可使得加力式混排涡扇发动机净推力增大5.56%，耗油率降低5.18%。

（2）随着主燃烧室出口总温的升高，混排涡扇发动机的最佳风扇增压比随之增大，调节 T_4^* 至1980 K，并同时调节风扇增压比至最佳增压比5.7，相较于未调节前，加力式混排涡扇发动机净推力增大11.13%，耗油率降低10.11%。

（3）在节流特性方面，随着加力温度降低，发动机总效率随之提高，为不影响加力燃烧室前各部件工作状态，需在收油门的同时收小拉瓦尔尾喷管喉道面积。

（4）在高度特性方面，随着飞行高度增加，开启加力前后净推力的变化幅度相差不大，而未开启加力状态时的混排涡扇发动机耗油率的降低幅度高于开启加力状态时的。

（5）在速度特性方面，采用可调面积比拉瓦尔尾喷管混排涡扇发动机拥有更高的尾喷管排气速度，随着飞行马赫数提高，采用可调面积比拉瓦尔尾喷管混排涡扇发动机净推力增幅更大，耗油率更低。

参考文献：

[1] 夏姣辉. 航空发动机加力燃烧技术发展[J]. 航空动力，2020，(3)：71-74.
XIA Jiaohui. Development of afterburning technology for aero-engines [J]. Aerospace Power，2020，(3)：71-74.(in Chinese)

[2] 黄劲东. 航空涡轮喷气发动机技术发展[J]. 航空动力，2020(1)：53-58.
HUANG Jindong. Technological development of aero-turbojet engines [J]. Aerospace Power，2020(1)：53-58.(in Chinese)

[3] Andrei I C，Rotaru C，Fadgyas M C，et al. Numerical investigation of mixed flows turbofan engine thrust correlated with the combustion chamber's parameters[J]. Sicentific Research and Education in the Air Force,2017(1)：35-48.

[4] Nae C，Andrei I C，Stroe G L，et al. Performance prediction in case of the mixed flows turbofan engine[J]. AIP Conference Proceedings，2020，229，3(1)：5.

[5] 樊巍，黄红超，曹铭栋，等. 考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法研究[J]. 推进技术，2022，43(6)：63-69.
FAN Wei，HUANG Hongchao，CAO Mingdong，et al. Research on cycle

parameter analysis method of turbofan engine considering component constraints [J]. Propulsion Technology, 2022, 43(6): 63-69.(in Chinese)

[6] Williams J, Ezunkpe Y.Design of an efficient turbofan engine with afterburners[J]. Journal of Engineering and Applied Sciences Technology, 2023, 177: 2-8.

[7] Kurzke J.The mission defines the cycle: turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion[J].RTO Educational Notes EN-AVT-185 Lecture, 2010(1): 1-39.

[8] Safdar M M, Masud J, Ullah A.Numerical analysis of afterburner characteristics of a low bypass ratio turbofan engine at various flight conditions[R].AIAA-2020-2248.

[9] Huang C, Wang T, Zhang Z.Research progress in numerical simulation of Laval nozzle[J].Journal of Physics, 2021, 2012(1): 012090.

[10] Osman A H, Abdelhameed H E, Sobh H H A M.CFD analysis of de Laval nozzle geometry & effect of gas pressure variation at the entrance[J]. Engineering Technoloy and Applied Science Research, 2018, 6: 350-361.

[11] 赵伟辰,杨怀丰,刘亚君,等.可变几何部件对某增能涡扇发动机性能的影响[J].机械制造与自动化,2022,51(1):199-202,228.
ZHAO Weichen, YANG Huaifeng, LIU Yajun, et al.Influence of variable geometry components on the performance of a certain augmented turbofan engine[J]. Machinery Manufacturing and Automation, 2022, 51(1): 199-202, 228.(in Chinese)

[12] 牟园伟,王奉明,朱大明.单外涵变循环发动机变几何特性仿真[J].航空发动机,2024,50(2):52-57.
MU Yuanwei, WANG Fengming, ZHU Daming.Simulation of variable geometry characteristics of a single outer flow variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 52-57.(in Chinese)

[13] 彭友梅.苏联/俄罗斯/乌克兰航空发动机的发展[M].北京:航空工业出版社,2015:35-42.
PENG Youmei.Development of soviet/russian/ukrainian aircraft engines [M].Beijing: Aviation Industry Press, 2015: 35-42.(in Chinese)

[14] 周文祥,黄金泉,周人治.拉瓦尔喷管计算模型的改进及其整机仿真验证[J].航空动力学报,2009,24(11):2601-2606.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, ZHOU Renzhi. Improvement of the lavalle nozzle computational model and its overall simulation validation[J]. Journal of Aeronautics and Astronautics, 2009, 24(11): 2601-2606.(in Chinese)

[15] 王新月.气体动力学基础[M].西安:西北工业大学出版社,2006:34-60.
WANG Xinyue.Fundamentals of gas dynamics[M].Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006: 34-60.(in Chinese)

[16] 何立明.飞机推进系统原理[M].北京:国防工业出版社,2006:54-62.
HE Liming. Principles of aircraft propulsion Systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 54-62.(in Chinese)

[17] 王泽军.涡扇发动机加力燃烧室热阻损失的计算[J].航空发动机,1994(4):13-18.
WANG Zejun. Calculation of afterburning combustion chamber thermal resistance loss in turbofan engines[J]. Aeroengine, 1994(4): 13-18.(in Chinese)

[18] 邢洋,韩文俊,陈洪林.考虑加力燃烧室效率特性的航空发动机性能计算方法[C]//中国航空学会第八届中国航空学会青年科技论坛论文集.沈阳:沈阳发动机研究所,2018:1153-1157.
XING Yang, HAN Wenjun, CHEN Honglin. A performance calculation method for aero-engine considering efficiency characteristics of afterburner[C]//Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Proceedings of the 8th Youth Science and Technology Forum of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Shenyang: AECC Shenyang Engine Research Institute, 2018: 1153-1157.(in Chinese)

[19] 夏姣辉,杨谦,王慧汝,等.涡扇发动机加力燃烧技术发展分析[J].航空动力,2020(4):17-21.
XIA Jiaohui, YANG Qian, WANG Huiru, et al.Development analysis of afterburner combustion technology for turbofan engines[J]. Aerospace Power, 2020(4): 17-21.(in Chinese)

[20] 廉筱纯.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005:78-88.
LIAN Xiaochun. Principles of aircraft engines [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 78-88.(in Chinese)

(编辑:孙明霞)