

Ma3一级高速涡轮发动机结构方案研究

张彦军*, 芮长胜, 付鹏哲

中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳, 110015

摘 要: 首先介绍了国外Ma3一级高速涡轮发动机总体情况, 然后对用于高速飞行器的Ma3一级高马赫数涡轮发动机设计需考虑的因素, 最后给出了发动机的结构形式、承力框架、支点布局、主要零部件选材、加力燃烧室、引射喷管、空气系统、机械系统方案, 对后续Ma3一级高速涡轮发动机研制具有一定的借鉴价值。

关键词: 高超声速; 高速涡轮发动机; 结构方案; 承力框架; 支点布局; 加力燃烧室; 引射喷管; 空气系统; SR-71

中图分类号: V236

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2015) 11-0067-06

追求高速飞行一直是航空动力技术努力发展的方向。20世纪60年代开始, 以美国和前苏联为代表的航空大国相继迈进高超声速领域, 装备先进动力系统的SR-71高空侦察机和米格-25截击机飞行速度都超过了Ma3。2013年, 美国洛克希德·马丁公司下属的臭鼬工厂披露了SR-72无人侦察机的设计方案, 最高巡航速度达到了Ma6, 根据SR-72安装在机身内部的发动机舱可以看出, 其采用了涡轮发动机与双模态冲压发动机组合的动力系统, 其中涡轮发动机采用基于现有发动机(如F100/F404等)改进的Ma3一级的高速涡轮发动机。

由于冲压发动机在较低的马赫数状态下不容易启动, 且在Ma3以下的推进效率较低, 要实现从静态到高马赫数的持续飞行, 必须采用Ma3一级的高速涡轮发动机与冲压发动机组合, 实现涡轮和冲压的过渡。

Ma3一级高速涡轮发动机是以传统涡轮发动机为基础, 针对高超声速飞行条件和工作状态对发动机总体及部件进行适应性改进。发动机在低马赫数以常规发动机模式工作, 在高马赫数时, 随着飞行速度的增加, 涡轮发动机逐步进入风车状态, 加力燃烧室以冲压模式工作。本文首先介绍了国外Ma3一级高速涡轮发动机的基本情况, 然后分析了Ma3一级高速涡轮发动机设计需要考虑的因素, 最后提出了Ma3一级高速涡轮发动机的总体和主要部件及系统的设计相关情况。

1 国外Ma3一级高速涡轮发动机现状

国外投入使用的Ma3一级高速涡轮发动机主要包括美国“黑鸟”SR-71的动力装置J58发动机、俄罗斯米格-25飞机的动力装置R15-300涡喷发动机和在米格-25基础上改进的米格-31飞机的D-30F6加力式涡扇发动机。

1.1 美国J58发动机

美国早在20世纪60年代研制的J58发动机是“黑鸟”SR-71战略侦察机的动力装置, SR-71飞机最大飞行高度26km, 最大飞行速度Ma3.2以上。

J58发动机(见图1)为美国后续开展高空高速动力研究打下了良好基础。J58发动机采用的是单转子涡喷发动机, 包括9级轴流压气机, 压比为8.8, 压气机静子、转子叶片和叶盘均为钢质; 涡轮为2级轴流式, 带有空心导向叶片, 第1级涡轮叶片为空心气冷, 第2级涡轮叶片实心。为满足宽广的飞行包线, 马赫数小于2.2时, 发动机基本处于涡轮喷气工作模式, 当马赫数大于2.2时, 打开第4级压气机后的24个内部旁路放气活门^[8], 气

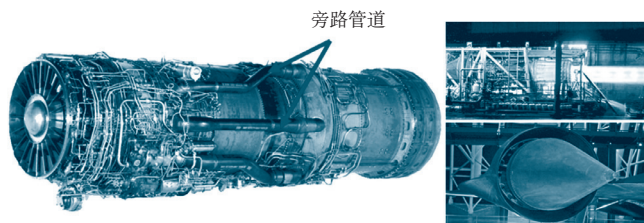


图1 J58发动机
Fig.1 J58 engine

收稿日期: 2015-08-25; 录用日期: 2015-09-01

基金项目: 航空科学基金(2012ZB06002)

*通讯作者. Tel.: 024-24283315-806 E-mail: yanjun_zhang99@126.com

引用格式: ZHANG Yanjun, RUI Changsheng, FU Pengzhe. Research on structure project of Ma3 high speed turbine engines [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(11): 67-72. 张彦军, 芮长胜, 付鹏哲. Ma3一级高速涡轮发动机结构方案研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(11): 67-72.

流通过连接的6根粗管绕过后几级压气机、燃烧室和涡轮,直接流入加力燃烧室。 $Ma3$ 时,涡轮发动机处于风车或空中慢车状态,进入发动机大部分空气通过旁路放气通道直接进入加力燃烧室。发动机在不同飞行阶段能发挥出不同发动机模式的工作优势,这使得SR-71具有优异的高空高速性能^[1]。

1.2 俄罗斯高速涡轮发动机

俄罗斯在20世纪50年代为米格-25系列飞机研制了R15-300发动机,如图2所示。该发动机为单转子加力式涡轮喷气发动机,能使飞行器速度达到 $Ma2.5 \sim Ma3$;采用5级轴流压气机、环形燃烧室、单级涡轮、加力燃烧室,配备长的和短的鱼鳞片的可调式超声速喷管,其中压气机采用钛、钢和高级镍基合金结构;涡轮采用特殊的强迫空气冷却,发动机的增压比4.75,起飞推力100.1kN^[2]。

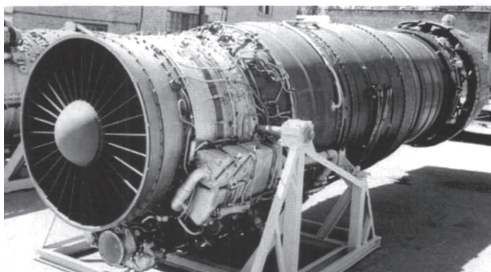


图2 R-15B-300发动机
Fig.2 R-15B-300 engine

俄罗斯在20世纪70年代基于米格-25发展的全天候远程截击机米格-31飞机采用了双转子加力式涡扇发动机D-30F6,如图4所示。最大飞行速度 $Ma2.83$,单台加力推力152kN,共包括7个单元体,分别为进气机匣、风扇、核心机、混合器、加力燃烧室、可调超声速尾喷管、前后齿轮箱。

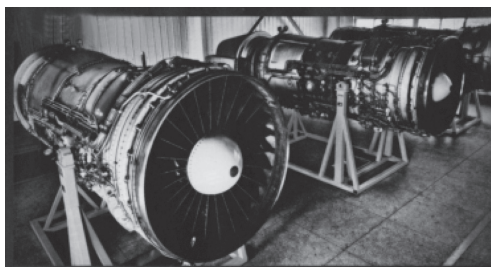


图3 D-30F6 发动机
Fig.3 D-30F6 engine

综上所述,早期国外投入使用的高速涡轮发动机采用涡喷发动机或在涡喷发动机基础上增加旁路放气的变循环发动机,而进入70年代后随着涡扇发动机技术基础逐渐成熟,俄罗斯在米格-25飞机基础上改进设计的米格-31高空高速截击机采用了大推力的高速涡扇发动机。

2 设计考虑因素

2.1 设计要求高

$Ma3$ 一级的高速涡轮发动机与 $Ma2$ 一级的涡轮发动机相比,设计要求提高。表1中列出了J58发动机与 $Ma2$ 一级的J57或J75发动机的参数对比情况,从表中可以看出,设计要求在6个方面有所提高^[3]:

(1) 飞行马赫数和使用时间方面, $Ma2$ 一级的涡轮发动机飞行马赫数较低,且高马赫数使用的时间短,而 $Ma3$ 一级高速涡轮发动机需要在更高马赫数连续使用;

(2) 进气流量调节方面, $Ma2$ 一级的涡轮发动机流量调节范围相对较窄,巡航状态/最大状态流量的比值是90%,而 $Ma3$ 一级高速涡轮发动机对应的比值是60%;

表1 $Ma3$ 一级涡轮发动机与 $Ma2$ 一级涡轮发动机设计要求对比
Table Design requirements comparison of $Ma3$ and $Ma2$ turbine engine

参数名称	$Ma2$ 一级涡轮发动机 (J57和J75)	$Ma3$ 一级高速涡轮发动机 (J58)
马赫数	2.0状态使用15min(J75)	3.0以上状态连续使用
修正气流调节比 (巡航/最大)	90%	60%
高度	16.5km	≥ 24.5 km
压气机进口温度	233.15~393.15K	233.15~700.15K
燃烧室出口温度	1227.15K(起飞) 116.15K(长时间使用)	1366.15K (长时间使用)
最大燃油进口温度	317.15~327.15K	450.15K
最大滑油进口温度	394.15K	561.15K
推重比	4.0	5.2
战斗状态	限制在30min以内	长时间使用
加力状态	间歇使用	长时间使用

(3) 使用高度方面, $Ma3$ 一级高速涡轮发动机使用的高度更高;

(4) $Ma3$ 一级高速涡轮发动机压气机进口温度和燃烧室出口温度方面都有大幅度的提高,而且高温条件下使用的时间较长;

(5) $Ma3$ 一级高速涡轮发动机最大燃油进口温度和最大滑油进口也均有大幅度的提升;

(6) $Ma3$ 一级高速涡轮发动机需要在战斗状态连续工作,且加力状态要长时间使用,而 $Ma2$ 一级的发动机有时间限制,且加力状态是间歇使用的。

2.2 高效进排气系统

表2列出了 $Ma2.2$ 和 $Ma3.2$ 时SR-71飞机发动机、进气道、喷管分别提供的推力百分比,可见高马赫数涡轮发动机在 $Ma3.2$ 时,发动机、进气道和喷管提供的推力比发生很大变化, $Ma3.2$ 条件下巡航时,因飞行速度高,进气道进气压力增

加,进气道和喷管提供的推力大幅增加,而发动机提供的推力大幅降低^[4]。

表2 J58发动机及进排气系统提供的推力百分比/(%)
Table 2 Trust percentage provide by engine and inlet/exhaust system of J58

马赫数	发动机	进气道	引射喷管
2.2	73	13	14
3.2	17	54	29

J58发动机进气道能够使发动机在*Ma3*条件下工作,且能够给压气机提供亚声速气流,即通过进气道的调节将*Ma3*的进气来流在进气道内减速到*Ma1.0*,其后的亚声速气流就可以让发动机使用;为了保证发动机能够持续工作,在进气道内需要设置泄气孔以保证进气道来流持续流入发动机,而不产生堵塞;喷管使用可调收敛的引射喷管,在不同状态下通过调整喷管的开度和打开关闭引射板来调整气流,最大程度上提供推力。因此,*Ma3*一级高速涡轮发动机对进气道和喷管的要求要比传统涡轮发动机更加苛刻,必须和飞机展开联合设计,保证发动机与进排气系统良好地匹配。

2.3 发动机选材

J58发动机在*Ma3.2*飞行时,发动机进口温度达到了700.15K(427℃),压气机出口温度达到了977.15K(704℃),燃烧室出口温度达到了1366.15K(1093℃),加力出口温度达到了2033.15K(1760℃),发动机舱温也从进口的700.15K(427℃)逐步升高到了922.15K(649℃),燃油泵出口温度达到了450.15K(177℃),滑油温度达到了561.15K(288℃)。根据J58发动机的选材可以看出,除了进口导流叶片、第一级压气机和齿轮箱外,发动机均采用镍基高温合金^[6]。

因此,*Ma3*一级发动机材料的选择应参考J58发动机各部件材料选择情况,发动机的低压系统部件、冷却系统、封严系统、润滑系统和控制系统等适应性改进设计,材料需要重新选择。

2.4 长时间使用的加力燃烧室

*Ma3*一级高速涡轮发动机加力燃烧室设计面临的最大困难是如何解决飞行马赫数变化大带来的工况变化大的问题,需要设计出在各种工况下均能可靠点火和稳定且高效燃烧的加力燃烧室,混合器的设计需要满足工况变化大的要求,同时整个飞行过程中要长时间连续使用加力。因此,*Ma3*一级的高速涡轮发动机的加力燃烧室的混合器的设计及结构材料和强度,必须面临长时间工作的考验。

另外,*Ma3*一级高速涡轮发动机必须对加力燃烧室的热量进行回收利用,如J58发动机安装在飞机的短舱内,飞机短

舱内从进气道进来的气流经加力燃烧室加热后从喷口喷出,引射气流经过加力燃烧室外部的加热进一步提供推力,且有利于加力燃烧室的冷却。

2.5 发动机的冷却

由于高马赫数条件下进口空气滞止温度升高,进气量降低、抽气量增加,推力下降,抽气冷却能力下降,涡轮叶片、燃烧室壁面、喷管喉部、发动机支板等部件的局部温度高,仅依靠提高材料的耐温能力很难满足要求,必须采用主动冷却的技术。目前可采用的主动冷却方式包括增加冷却空气量,优化空气系统、采用燃油冷却、换热冷却技术。增加冷却空气量会有对发动机的性能产生影响,而采用燃料冷却的冷却方式还处于技术研究阶段,因此,在上述方案不成熟的条件下可采用优化空气系统换热冷却技术来对发动机进行冷却。

2.6 热变形协调问题

以飞机给定的发动机舱温(458.15K)和发动机最大热负荷工作状态下的发动机参数,按满足高马赫数涡轮发动机使用要求的材料,初步估算了J58发动机的膨胀量,发现发动机进口截面向前膨胀量3mm左右;辅助安装面向后膨胀量4mm左右;喷口排气截面向后膨胀量15mm左右。因此,在结构设计过程中需要考虑结构设计的热变形协调及发动机在飞机上的安装协调问题。

2.7 特种燃/滑油技术

高马赫数飞行用燃油不仅是能源,而且用于发动机液压系统,并作为热沉冷却发动机和飞机机体及附件,因此要求燃油具有高的热稳定性、吸热性和润滑性。常规航空煤油JP8的热稳定性最高温度仅为436.15K,在较高的工作温度下,自身会发生热分解、降解或沉积等一系列化学变化,生成不溶性沉积物。呈粘稠状的析出物易附着在管壁上,形成积碳和结焦,不能用于*Ma3*飞行。美国J58发动机用的JP7燃油热稳定性最高温度为563.15K,并且目前已研究出JP7燃油的替代品。

高空大马赫数飞行时,由于润滑环境温度较高,对润滑油的耐高温要求为573.15K左右。美国J58发动机使用的滑油是硅酮基油脂,常温基本为固态,注点为277.15K,加注时需加热,并添加三氯乙烯稀释滑油,工作后靠温度的升高蒸发掉添加物。因此,*Ma3*一级的高速涡轮发动机必须采用特种燃油和滑油^[5]。

3 结构方案

3.1 总体方案

根据国外*Ma3*一级高速涡轮发动机技术发展趋势及发

展途径,结合高速涡轮发动机设计时需要考虑的技术特点,充分考虑国内发动机研制基础、技术难度,提出 $Ma3$ 一级发动机的总体设计方案思路^[7]。

以传统的涡轮发动机为基础,设计一个 $Ma3$ 一级小涵道涡扇发动机:发动机在低空中速状态维持常规加力涡扇发动机的工作模式,有利于增大作战半径和转场航程;高度20km、 $Ma3$ 状态时涵道比可达到0.6左右,更多的空气经外涵道与内涵道气流混合后进入加力燃烧室,其工作模式为风扇辅助冲压发动机状态。随飞行状态的改变,发动机工作模式自动转换,模式转换无明显分界点,实现工作模式转换的无缝连接,同时参考美国J58发动机的放气系统,设计压气机放气系统,以增加高马赫数状态下外涵道的流量,提高发动机性能^[6]。

3.2 结构形式

$Ma3$ 一级小涵道比涡扇发动机,由进气机匣、风扇、核心机(高压压气机、主燃烧室、高压涡轮)、低压涡轮、混合器、加力燃烧室、可调超音速引射喷管、空气系统、机械系统、控制系统等组成,同时增加高压压气机放气系统,结构形式如图4所示^[8]。

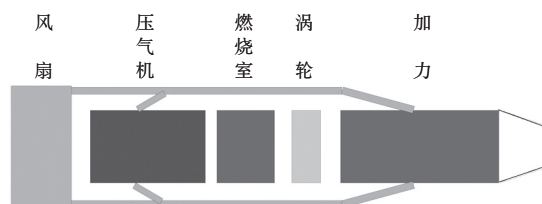


图4 $Ma3$ 一级涡轮发动机总体布局
Fig.4 Layout of $Ma3$ turbine engine

3.3 承力框架

发动机有3个主承力框架^[9]:进气机匣、中介机匣和涡轮后机匣。主安装节布置在中介机匣上,辅助安装节布置在涡轮后机匣上。进气机匣承受低压转子的径向载荷和部分轴向载荷,中介机匣承受低压转子的径向载荷及高压转子轴向载荷和部分径向载荷;后机匣承受高压转子的径向载荷。发动机载荷最后通过安装系统传递给飞机,承力系统如图5所示。

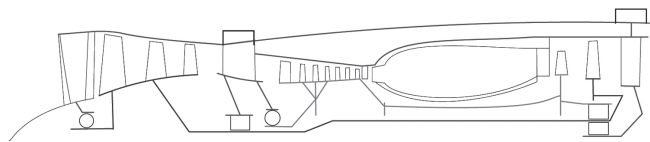


图5 发动机承力系统
Fig.5 Engine load supporting system

3.4 支点布局

发动机支点布局如图6所示,高压转子支承形式为1-0-1,前端以高压压气机三级盘前轴颈支承在3号(滚珠)轴承上,后端以高压涡轮后轴颈支承在4号(滚棒)轴承上,4号轴承为高

低压涡轮轴间轴承;低压转子支承形式为1-1-1,前端以风扇一级盘前轴颈支承在1号(滚珠)轴承上,中部以风扇二级盘后轴颈支承在2号(滚棒)轴承上,后端以低压涡轮后轴颈支承在5号(滚棒)轴承上。1号轴承座固定在进气机匣内环上,2、3号轴承座分别固定在中介机匣内环的前后安装边上,5号轴承座固定在涡轮后机匣上,4号轴承为中介轴承。



图6 发动机支点布局
Fig.6 Engine pivot layout

由于高马赫数状态温度负荷大及结构空间的限制,发动机主轴承需适应较高的轴承腔温度,轴承材料需选用类似M50材料或具有更高耐温能力的材料。

根据支点布局方案对发动机转子动力学和轴向力进行了分析和评估,高、低压激振的临界转速满足设计要求,地面台架状态及 $Ma3$ 状态下支点所承受的轴向力没有换向。

3.5 发动机选材

$Ma3$ 一级高速涡轮发动机在20km, $Ma3.2$ 状态下主燃烧室前各截面的温度均有较大提高,同时参考J58发动机^[6]各部件耐温能力,发动机低压系统部件、冷却系统、封严系统、润滑系统和控制系统等适应性改进设计,材料进行了重新选择。通过 $Ma3$ 一级发动机截面参数计算结果确定了发动机的选材方案。

进气机匣、风扇、中介机匣等低压部件基本采用钛合金(TC11)材料;高压压气机后几级的转子、静子叶片、高压压气机机匣及封严篦齿盘、高压后轴颈更换为高温合金材料;主燃烧室燃烧室外机匣、燃烧室内机匣采用高温合金材料;涡轮转子叶片、导向叶片采用定向凝固高温合金材料,涡轮轴等采用高温合金材料;加力燃烧室全部采用高温合金;喷管调节片底板和骨架采用高温合金材料;外涵机匣采用钛合金材料;管路、支架、卡箍等采用不锈钢(0Cr18Ni9)材料。

3.6 加力燃烧室

加力燃烧室包括混合器单元体和扩散器单元体。为适应进气流场的大幅度变化采用双模式加力燃烧室,在地面起飞和低速飞行状态加力燃烧室内涵气流,但是在高速飞行状态,涵道比增大,加力燃烧室中外涵气流增多,组织燃烧的重点是外涵气流。

加力燃烧室采用强迫混合器,使内、外涵气流有效混合,同时采用射流点火方式,保证可靠点火;稳定器包括多圈环形稳定器,环形稳定器间通过传焰槽相连,中圈稳定器为

值班稳定器;采用纵向波纹防振隔热屏,纵向波纹减少隔热屏热应力,有利于组织燃烧。

由于加力燃烧室温度高,需要利用发动机短舱内的气流对发动机加力燃烧室进行冷却,带走的热量除可用于产生推力外,还可以提高加力燃烧室的使用寿命,同时由于加力燃烧室温度较高,考虑了热膨胀的问题。

3.7 引射喷管

为使喷管既具有良好的亚/跨声速性能又有极佳的超声速性能,特别是在高空高马赫数的情况下,喷管的可用落压比很大,为使高压燃气进一步膨胀,回收发动机推力,参考J58发动机采用可调引射式收扩喷管方案,包括主喷管、次喷管(引射罩)两部分。现方案下主喷管采用可调收敛喷口,通过高压泵驱动喷口作动筒实现主喷口面积调整,次喷管(引射罩)固定在飞机上不受发动机外廓尺寸的限制,需要与飞机一体化设计,同时主喷管主流温度在2000K左右,为了回收这部分热量同时对主喷管进行冷却,引射发动机短舱气流增加发动机的推力和冷却发动机喷口。

3.8 空气系统

发动机高压空气流路用于冷却高压涡轮转子空气和高压涡轮静子,该空气流路的设计与传统涡轮发动机冷却流路基本相同。

由于发动机进口温度大幅度的提高,对发动机低压空气流路产生较大影响,对风扇盘腔、高压压气机盘腔、卸荷腔、高压涡轮机匣的冷却流路进行重新设计,同时由于冷却流路的改变带来的轴向力调整进行重新设计。

支点增压引气方面,采用了增压引气活门,在发动机小状态引高压压气机的气,大状态引外涵气的封严隔热方式。

3.9 机械系统

由于*Ma3*状态发动机进口温度大幅提高,发动机轴承腔重新布局且轴承腔用相对温度低的风扇气包围;采用石墨和浮环密封等新技术,轴承采用直接侧喷和环下供油方式;润滑系统采用闭式反向循环系统,进行自由通风,同时对照MIL-L-87100润滑油标准指标开展*Ma3*一级涡轮发动机使用润滑油的研究,同时开展类似J58属性的耐高温润滑油的研究及适应性试验验证,并提高其维护性和使用性能。

4 结论

*Ma3*一级高速涡轮发动机技术是未来高空高速飞行器动力系统的关键技术之一。本文参考美国J58发动机、俄罗斯的R15-300和D-30F6等3型发动机,分析研究了高速涡轮发动机设计过程中需要考虑的影响因素,给出了发动机的结构

形式、承力框架、支点布局、主要零部件选材、加力燃烧室、引射喷管、空气系统、机械系统方案,对后续*Ma3*一级高速涡轮发动机研制具有一定借鉴价值。

AST

参考文献

- [1] 杨天宇,张彦军,芮长胜.高速涡轮发动机技术发展浅析[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(6):26-31.
YANG Tianyu, ZHANG Yanjun, RUI Changsheng. High speed turbine engine technology development[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(6): 26-31. (in Chinese)
- [2] 林左鸣.世界航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,2012.
LIN Zuoming. World aeroengine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [3] Peter Law. SR-71 propulsion system P&W J58 engine(JT11D-20) [ED/OL]. (2013). <http://www.enginehistory.org/Convention/2013/SR-71PropulsionSystem-2013.pdf>.
- [4] Buz Carpenter. UHC SR-71 Overview[ED/OL]. (2010). http://roadrunnersinternationale.com/carpenter/uhc_sr-71mstrbrfjun10.pdf.
- [5] 芮长胜,张彦军,邱明星,等.马赫数3一级涡轮发动机设计特点及关键技术浅析[J].航空科学技术,2012,23(6):64-67.
RUI Changsheng, ZHANG Yanjun, QIU Mingxing, et al. Study on design characteristics and key technologies of *Ma3* turbine engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, 23(6): 64-67. (in Chinese)
- [6] 王海龙.美国J-58发动机主要技术特点浅析[R].第二届组合动力学术交流会.
WANG Hailong. Analysis of U.S J-58 main technical features[R]. The 2nd Integrated Power Academic Communication Forum. (in Chinese)
- [7] 刘增文,王占学.高马赫数涡轮发动机性能模拟[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(6):31-34.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue. Performance simulation of high mach turbine engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(6): 31-34. (in Chinese)
- [8] Lynn ES, Daric WE. High mach turbine engines for access to space launch systems[J]. AIAA 2003-5036.
- [9] 刘长福,邓明.航空发动机结构分析[M].西安:西北工业大学出版社,2006.
LIU Changfu, DENG Ming. Aircraft engine structure analysis[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006. (in Chinese)

作者简介

张彦军(1983—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:空天动力总体设计。

Tel: 024-24283315-806

E-mail: yanjun_zhang99@126.com

Research on Structure Project of *Ma3* High Speed Turbine Engines

ZHANG Yanjun, RUI Changsheng*, FU Pengzhe

AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: Firstly, relevant information of the *Ma3* high speed turbine had been introduced. Secondly, which factors should be taken into consideration in design of *Ma3* high speed turbine engines had been introduced. Thirdly, the project of structure style ,load framework ,pivot layout , material selection of key components ,afterburner ,nozzle with injector ,air system and mechanical system had been given, which is available for the development of high speed turbine.

Key Words: hypersonic; high speed turbine engine; structure project; load framework; pivot layout; afterburner; nozzle with injector; air system; SR-71

Received: 2015-08-25; **Accepted:** 2015-09-01

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2012ZB06002)

***Corresponding author. Tel. :** 024-24283315-806 **E-mail:** yanjun_zhang99@126.com