

临近空间环境对涡轮发动机的影响及关键技术分析

陈斌

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 目的 掌握临近空间环境特征参数对临近空间飞行器用涡轮发动机设计产生的影响与形成的挑战, 支撑涡轮发动机关键技术的研究与攻关。方法 选取临近空间飞行器中以航空涡轮发动机为动力的高空长航时无人机和高超声速飞机为对象, 开展基于飞行器任务特点的涡轮发动机设计需求分析, 以及临近空间环境特征参数对涡轮发动机设计的影响分析。结果 通过分析, 明确了高空长航时无人机和高超声速飞机用涡轮发动机所面临的设计挑战, 以及由此所牵引的关键技术。结论 临近空间低密度、低压力等环境特征所形成的低雷诺数条件会影响涡轮发动机的部件效率及稳定性, 同时也会导致涡轮发动机的功率提取能力和冷却能力下降, 对于高超声速飞机, 除了低雷诺数条件的影响之外, 临近空间环境会导致涡轮发动机面临严峻的气动热及综合热管理等问题。

关键词: 临近空间; 环境影响; 航空动力; 长航时无人机; 高超飞机

中图分类号: V11

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2025)03-0062-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.03.008

Impact of the Near-space Environment on Turbine Engines and Analysis of Key Technologies

CHEN Bin

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

ABSTRACT: The work aims to grasp the impact and challenges of the characteristic parameters of the near-space environment on the design of turbine engines for near space vehicles, so as to support the research and development of key technologies of turbine engines. High-altitude long endurance unmanned aerial vehicles and hypersonic aircraft powered by aviation turbine engines in near space aircraft were selected as the objects, and the turbine engine design requirement analysis based on the mission characteristics of the vehicle was conducted and the analysis of the impact of near space environment characteristic parameters on turbine engine design was carried out. The design challenges faced by turbine engines for high-altitude long-endurance UAVs and hypersonic aircraft and the key technologies were clarified. The low Reynolds number conditions resulting from the environmental characteristics such as low density and low pressure in the near space will affect the component efficiency and stability of the turbine engines. Meanwhile, it will also cause the decline of the power extraction capacity and cooling capacity of the turbine engines. For hypersonic aircraft, in addition to the impact of low Reynolds number conditions, the proximity to

收稿日期: 2024-11-03; 修订日期: 2024-12-02

Received: 2024-11-03; Revised: 2024-12-02

引文格式: 陈斌. 临近空间环境对涡轮发动机的影响及关键技术分析[J]. 装备环境工程, 2025, 22(3): 62-68.

CHEN Bin. Impact of the Near-space Environment on Turbine Engines and Analysis of Key Technologies[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(3): 62-68.

space environment will cause turbine engines to face severe aerothermal and integrated thermal management problems.

KEY WORDS: near space; environmental impacts; aerodynamics power; long-endurance UAVs; hypersonic aircraft

与传统的航空、航天飞行器相比，临近空间飞行器展现出了更为广泛的应用前景和极高的发展潜力，其能够执行预警、侦察、监测、突防、通信、气象观测等各类复杂的军事任务及民用服务，成为人类认知地球空间的新领域以及大国必争的战略制高点^[1]。动力系统方面，临近空间飞行器的动力系统一般以现有航空用涡轮发动机、航天用冲压发动机与火箭发动机等为基础改进发展而来，但由于临近空间大气环境十分特殊，如低温、低密度、低压、辐射、侧风等，对飞行器的飞行产生了特殊的影响，临近空间飞行器动力系统的设计要求与传统航空航天飞行器动力系统的设计要求存在一定差异。

关于临近空间大气环境对临近空间飞行器及动力的研究，有专家学者开展了相关的研究。如陈风贵等^[2]、张珉^[3]、程旋等^[4]、黄华等^[5]开展了临近空间环境对飞行平台及动力的影响分析，认为对动力系统存在影响，但相关研究对于动力系统设计的影响研究不够深入，没有明确指出临近空间环境特征是如何对动力的需求和设计产生影响的。因此，本文选取临近空间飞行器中采用航空动力装置的高空长航时无人机和高超飞机为研究对象，拟通过开展动力发展需求分析以及临近空间环境特征对动力设计的影响分析，牵引提出动力设计面临的技术挑战和需要突破的关键技术，以期对相关技术规划论证及研究等提供参考。

1 临近空间环境特点

临近空间目前只是一个学术概念，并没有明确的法律层面的定义，其一般指距离地面 20~100 km 的空间，跨越多个大气分层，其独特的环境特征对临近空间飞行器及动力系统的性能产生了特殊影响。对于临近空间高低动态飞行器的飞行，临近空间环境的敏感要素主要包括大气的密度、温度以及压力等。

密度方面，大气密度在海平面条件约为 1.225 kg/m^3 ，随高度上升，密度以接近指数的形式降低，在 20 km 高度处，密度降低至地面的 7% 左右，30 km 高度处

则为地面的 1.5% 左右。温度方面，20 km 以上温度随高度的上升有所升高，30 km 高度处的平均温度约为 $-46 \text{ }^\circ\text{C}$ ，50 km 高度处达到局部最高值（平均约为 $-2 \text{ }^\circ\text{C}$ ），高度再增加，温度将持续降低。压力方面，大气压随高度的增加而减小，20 km 高度处压力降低至地面（ $101\,325 \text{ Pa}$ ）的 5.3% 左右，30 km 高度处压力降低至地面的 1.1% 左右。此外，临近空间还面临着太阳辐射、地表反照、地球红外辐射等多种热辐射、风场以及臭氧与紫外线等影响^[6-7]。

2 临近空间飞行器及动力

临近空间飞行器有多种类型，如有动力飞行器和无动力飞行器、高速飞行器和低速飞行器等。使用较多的划分方式是根据飞行器的速度划分，一般以马赫数 1 为界，大于 1 马赫数的称之为高动态飞行器，小于 1 马赫数的称之为低动态飞行器。动力方面，低动态飞行器一般采用太阳能动力、航空涡轮发动机或者依靠升力等进行飞行，高动态飞行器则采用基于现有航空航天动力装置的改进或组合等动力形式^[8]。

2.1 低动态飞行器及动力

低动态飞行器主要依靠飞行器的浮力或升力进行工作，主要包括高空气球、平流层飞艇、高空长航时无人机等，如图 1 所示。其具有驻留时间长、携带载荷量大、成本低、工作模式灵活等特点，可用于执行空间探测、侦察勘测、通信中继、持久监视、情报搜集等任务。动力方面，高空气球不采用动力装置，主要是通过向气球的气囊中加入较空气更轻的轻质气体（如氢气或氦气等）来产生浮力进入临近空间。平流层飞艇与高空气球的升空原理类似，利用充满气体的飞艇机身产生空气浮力上升到临近空间，但为控制飞艇的飞行方向，利用太阳能或电驱动的螺旋桨或者涵道风扇进行飞艇的机动控制，以实现飞艇定点悬停功能或低速水平飞行。高空长航时无人机借助航空飞行器的设计方法，利用涡轮风扇发动机或太阳能电池、氢燃料



a 高空气球



b 平流层飞艇



c 高空长航时无人机

图 1 低动态飞行器

Fig.1 Low-dynamic aircraft: a) high-altitude balloons; b) stratospheric airships; c) high-altitude long-endurance UAVs

电池等新型能源提供动力,依靠空气动力达到临近空间,可实现快速机动、远程、长航时飞行^[9]。

2.2 高动态飞行器及动力

高动态飞行器主要采用高超声速下的高升阻比气动外形设计,并依靠动力装置进行高速飞行,主要

包括高超声速滑翔弹、高超声速巡航弹、高超声速有人/无人飞机等,如图2所示。其具有飞行速度快、机动性好、生存能力强、可防拦截、具有强大破坏力等特征,军事方面可用于执行时敏打击、导弹拦截、高空侦查等,民用方面可以用于洲际超超声速商业运输等,是未来空天力量对抗中至关重要的武器^[10]。



图2 高动态飞行器

Fig.2 High-dynamic aircraft: a) hypersonic glide missile; b) hypersonic cruise missile; c) hypersonic aircraft

动力方面,高超声速滑翔弹通过火箭助推器推进至大气层外,待助推器分离后,滑翔弹依靠自身气动外形进行远距离机动滑翔,不需要动力装置。高超声速巡航弹动力一般由2级组成,首先通过第一级火箭助推器将飞行器加速至某个高度和速度,然后启动第二级亚燃或超燃冲压发动机产生巡航所需的推力。高超声速有人/无人飞机需要具备大空域、宽速域、水平起降、重复使用以及大载荷与大航程等任务能力,但目前没有一种货架式的动力装置可以满足高超声速飞机在宽马赫数(0~6+)范围内的动力使用需求,其动力只能结合涡轮发动机、火箭发动机、冲压发动机中的2种或2种以上动力进行组合使用,以拓宽动力系统的工作包线。按照不同的组合方式,涡轮发动机、火箭发动机、冲压发动机能够组成TBCC、RBCC、ATR和三组合4种动力形式^[11]。

3 临近环境对涡轮发动机的影响分析

临近空间飞行器的动力有多种形式,但涉及航空动力的只有以涡扇发动机为动力的高空长航时无人机和以涡轮基组合动力的高超声速有人/无人飞机两大类。由于临近空间不同于传统航空领域的特殊大气环境,其对高空长航时无人机和高超声速有人/无人飞机所采用的航空涡轮发动机的设计产生了特殊影响,对发动机的结构、性能、可靠性等指标提出了特殊的设计要求。

3.1 对高空长航时无人机动力的影响分析

3.1.1 飞机对动力的需求

高空长航时无人机的使用环境和任务要求与常规航空飞行器存在较大差别,具备任务高度高、滞空时间长、载荷能力强等工作特点,其中任务高度一般在18 km以上,滞空时间一般要大于24 h,根据任务

类型需求可携带孔径雷达、通信设备、扫描仪/相机等各类任务载荷^[12]。

动力需求方面,首先,高空长航时无人机在实现较强载荷携带能力的同时,还要实现长航时的飞行,就需要涡轮发动机具备较高的推重比和较低的耗油率;其次,高空长航时无人机在高空的低雷诺数条件下要能长时间连续稳定地工作,就需要涡轮发动机具备可靠、稳定的高空工作能力,且高空性能衰减率要慢;最后,高空长航时无人机携带的机载设备和任务载荷需要较高电力及冷却需求,需要涡轮发动机具备较大的功率提取能力和冷却用气量^[13]。

3.1.2 环境影响分析

将压气机雷诺数的定义式改写为:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} = \frac{\rho v^2}{\mu v / L} \quad (1)$$

式中: ρ 为大气密度,kg/m³; v 为气流速度,m/s; L 为压气机叶片弦长,m; μ 为动力黏性系数。 ρv^2 代表气体的惯性力, $\mu v / L$ 代表气体的黏性力。

高空条件下,在保持飞行速度及压气机叶片弦长不变的条件下,大气密度显著减小,则气体的惯性力影响减弱,黏性力影响增强,气流容易在叶片的背面产生分离,导致叶型损失增加,从而降低压气机的工作效率,严重分离时工作线向喘振边界移动,导致压气机稳定裕度减小。

影响燃烧室性能的有燃烧效率和燃烧稳定性等因素。研究表明^[14],燃烧效率 η_b 是反应速度参数 θ 的函数,其函数关系可通过实验数据得出:

$$\theta = p_{13}^{1.75} A_{\text{ref}} H^{T_{13}/b} / m_{a3} \quad (2)$$

式中: p_{13} 表示燃烧室进口总压,Pa; T_{13} 表示燃烧室进口总温,K; $A_{\text{ref}} H$ 表示燃烧室相关几何尺寸,mm; m_{a3} 表示燃烧室进口空气流量,kg/s; b 是局部

当量比 ϕ 的函数。高空条件下，大气密度、温度和压力都显著减小，根据文献[14]的计算结果，反应速度参数 θ 在高空的值远小于地面的值，因而会导致燃烧效率降低。

涡轮的雷诺数定义式为：

$$Re = G_T b_{p,\pi} / F_{ax} \mu_T \quad (3)$$

式中： G_T 表示涡轮流量，kg/s； $b_{p,\pi}$ 表示涡轮专业叶片平均弦长，mm； F_{ax} 表示涡轮进口处面积平均值， m^2 ； μ_T 表示按燃气平均温度计算的动力黏性系数。高空条件下，大气密度显著减小，雷诺数会降低，其对涡轮的影响原理与对压气机的影响原理相同，会导致涡轮的效率下降。

空气密度的降低会导致发动机的功率提取能力降低，而高空长航时无人机携带任务载荷及机载电子设备连续工作时，需要从发动机持续提取功率和冷却用气，而功率的提取和引气又会进一步降低压缩系统的喘振裕度，并且功率提取会导致发动机耗油率增加，影响飞机的长航时指标的实现^[15]。

3.2 对高超飞机动力的影响分析

3.2.1 飞机对动力的需求

高超声速飞机一般是指飞行速度大于马赫数 5，且能在传统航空空域和临近空间内实现高速远航程飞行的一种飞行器。采用涡轮基组合动力的高超声速飞机工作环境非常复杂，根据未来军用及民用领域对高超声速作战及运输的需求，高超声速飞机应具备可水平起降、可重复使用、宽速域、大空域、大载荷和大航程等特点。

动力方面，采用涡轮基的组合动力有涡轮冲压组合（TBCC）、吸气式涡轮火箭（ATR）和涡轮/火箭/冲压三组合（T/RBCC）等 3 种形式。综合各种动力的工作特性、成熟度以及国外技术发展路线等来看，并联 TBCC 和 T/RBCC 是当前工程研制中面临技术难题相对较少、短期内比较有发展潜力的方案。以 T/RBCC 为构型的动力目前有 TRRE、TriJet、SABRE 等 3 种，但 TriJet 发动机采用涡轮、冲压和火箭 3 种发动机组合、三气流通道的布局方案，结构较为复杂且占用的机体空间较大。SABRE 发动机需要采用液氢、液氧等低温燃料和介质，携带不便捷，对时敏任务的适应性方面相对较差；TRRE 发动机具备较高的综合性能，缓解了推阻矛盾，全速域有较强机动能力，较强的鲁棒性等，技术较成熟^[16]。此外，从涡轮基角度来讲，TRRE 和 TBCC 发动机对涡轮发动机的使用需求基本一致。因此，重点针对 TBCC 动力开展涡轮发动机需求、环境影响及挑战等内容的分析。

动力需求方面，首先，鉴于高超声速飞机远航程、大载荷的需求，飞机的起飞质量较大，同时为了满足高速飞行要求，飞机在低速时的升阻特性和控制面的

效率相对较低，需要涡轮发动机有较大地面起飞推力和响应。其次，并联 TBCC 系统在飞机迎风面积方向上占位大，飞机在跨声速飞行时会产生较大的阻力，因此需要涡轮发动机具备较大单位推力和迎风面积推力。然后，考虑到进-发-排匹配能力、冲压发动机能力边界等问题，涡轮发动机和冲压发动机不但要工作范围可以衔接，推力也需要能衔接，需要涡轮发动机必须有较宽的衔接范围。最后，高超飞机要实现重复使用，就需要涡轮发动机要具备高度可靠的空中再起动力和具有较小的起动功率等^[17]。

3.2.2 环境影响分析

高超飞机高速飞行时，由于激波的压缩和空气的黏性作用，物面边界层内会产生较大的速度梯度，各气流层之间相互摩擦，使气体的动能转化为热能，导致飞机机体表面温度升高，形成气动热^[18]。总温关系式：

$$T_t = T + \frac{k-1}{2} Ma^2 T \quad (4)$$

式中： T_t 为总温，K； T 为静温，K； k 为绝热指数； Ma 为马赫数。

根据式（4），以 20 km 高度、马赫数 5 的飞行状态为例，计算得到的发动机进气总温 $T_t=1\ 224.4$ K，约 951.3 °C，处于非常高的温度状态，对发动机进口及压缩部件等传统冷端部件的选材及结构强度设计等带来严重影响。在气动热作用下，高超飞机机体及推进系统进气道等部位的表面温度会大幅上升，但由大气密度和压力较小，会导致机体表面的热导率降低，机体表面的热量耗散更为困难，进一步加剧了热的影响^[19]。高空低雷诺数条件对涡轮发动机的影响在上一节中已经开展了分析，此处不再详述。

4 涡轮发动机关键技术分析

4.1 高空长航时无人机动力关键技术

4.1.1 设计挑战

1) 低雷诺数下的高效率部件设计，高空低雷诺数环境会引起发动机风扇、压气机、涡轮等部件效率、流通能力变化，导致发动机工作线向喘振边界移动，影响工作稳定性，需要发动机具备更灵活的流通调节能力设计。

2) 高空推力需求与耗油率的权衡设计，发动机地面起飞状态的推力需求要远大于空中巡航状态的推力需求，其比值接近 10，如果为满足飞机巡航推力需求而选取较大的发动机涵道比，则发动机地面起飞推力过大，导致发动机整机质量较大；反之，如果满足飞机对发动机的地面推力需求，则发动机在高空巡航状态下的耗油率较高，无法实现飞机的长航时飞行。

3) 更宽的工作范围设计, 高空长航时飞机在巡航阶段的任务时间占比很大, 整个巡航阶段的耗油量, 巡航始末飞机的总质量变化较为明显, 因此需要发动机推力有较宽的变化范围, 且发动机在高空条件下的节流特性要好、低油耗的工作区域较宽, 才能保证发动机维持较高工作效率^[20]。

4.1.2 动力关键技术

1) 低雷诺数条件下高稳定裕度风扇/压气机设计技术。针对高空低雷诺数条件对压缩系统的效率、压比、换算流量和喘振裕度均会产生不利影响的问题, 需开展高稳定裕度风扇/压气机设计技术研究。通过加宽转子叶片的弦长、减小风扇/压气机进口轴向速度、增加风扇/压气机的长度和级数以及减小风扇/压气机主气流通道的平均环形高度等措施, 来减小低雷诺数对压缩系统的影响。

2) 适用于高空低速飞行条件下的高效燃烧设计技术。针对高空低速飞行条件下, 燃烧室进口空气流量、压力、温度降低导致燃油雾化气动力不足、油气掺混效果较差等问题, 需开展高空低速飞行条件下的高效燃烧技术研究, 通过发展不借助气动力进行雾化的喷嘴实现低雷诺数下良好雾化效果, 并通过使用能减少冷却用气的火焰筒高温材料等, 增加空气的掺混和燃烧量来提升燃烧效率。

3) 高效抗流动分离的涡轮设计技术。针对高空低雷诺数条件对涡轮流通能力和效率产生不利影响的问题, 需开展高效抗流动分离的涡轮设计技术研究, 通过采用抗分离能力强的涡轮叶片叶型设计, 以及采用级数较多的低压涡轮来抑制流动的分离。同时, 还可以通过选择比较合适的涡轮落压比, 来实现低雷诺数条件下涡轮部件效率衰减的控制。

4) 基于双轴的高功率提取技术。针对高空长航时无人机机载设备及任务载荷对高功率持续提取对发动机耗油率、稳定性等产生不利影响的问题, 需要开展基于双轴的高功率提取技术研究, 通过宽工作包线和高低压转子功率提取的总体匹配设计, 带低压转子功率提取装置的总体结构布局等进行研究, 保证发动机性能、风扇/压气机裕度、承/传力等方面的高效匹配。

4.2 高超飞机动力关键技术

4.2.1 设计挑战

1) 高温环境下热防护设计挑战。随着飞行马赫数的提高, 高超声速飞机气动加热效应愈发明显, 所承载的热负荷呈指数增长, 来流空气不能够直接用于发动机舱内的通风冷却, 整个飞行器及发动机舱内环境冷却只能依靠燃油, 而燃油热沉很有限, 导致成附件的热防护问题非常严峻^[21]。

2) 综合能热管理挑战。除了气动热需要冷却以

外, 高超声速飞机飞行时还需面临组合发动机产生的大量热, 以及机载电子设备或任务载荷等散发热量的冷却问题, 对整个飞发一体化综合能热管理系统(热量、冷量、电量)提出很高设计要求和挑战。

3) 涡轮发动机与冲压、火箭等动力的组合挑战。由于临近空间大气环境特点, 涡轮发动机不能直接将飞行器加速到高超声速, 需要与冲压、火箭等动力进行组合, 并平稳实现推力的过渡。这就对涡轮发动机工作范围的拓展、平稳的模式转换过程等提出了挑战^[22-23]。

4.2.2 关键技术

1) 一体化综合能热技术。针对高马赫数飞行条件下气动热带来的热问题, 以及高速飞行、能量机动、大功率提取、机载设备使用等对能源和散热带来的问题等, 需要开展发电机的一体化综合能热管理研究, 通过突破现有飞机能/热转换技术体系, 开展高热载荷环境下飞发一体化热管理技术、高马赫数的全速域外部结构封舱隔热冷却设计技术、高马赫数飞行能源系统技术研究、高效冷却空气技术研究、适应高温环境条件的控制附件等关键技术研究, 实现综合能量和热管理系统技术能力创新, 提升先进航空作战平台整体效能。

2) 预冷却技术。针对高超声速飞机在高马赫数状态飞行时, 涡轮发动机进口滞止温度高(5 Ma, 950 °C左右)导致发动机进气量急剧减小、压缩功急剧增大, 引起发动机性能大幅下降的问题, 需要开展涡轮发动机预冷却技术研究。通过加装预冷换热器/射流预冷等装置, 开展射流预冷对发动机总体性能影响分析、涡轮发动机适应性改进、射流预冷试验测试以及碳氢燃料高温裂解、紧凑快速强换热器设计、流动传热特性仿真关键技术研究, 达到降低进气温度、增大进气量、减小压缩功的目的, 实现拓展飞行包线、提高发动机推重比等^[23]。

3) 高马赫数涡轮发动机技术。针对基于传统涡轮发动机采用的进气预冷技术, 来实现降低进气温度、扩展发动机包线、增大进气流量等目标。导致发动机综合比冲降低的问题, 需要开展适用于高超声速飞机使用需求的高马赫数涡轮发动机技术研究, 通过提高压缩部件、涡轮部件的耐温能力, 配装加力和单边膨胀喷管等部件, 开展宽速域总体性能匹配技术、宽工况高效率涡轮发动机部件设计技术、适应高温环境的总体结构布局技术、高可靠性变几何调节技术等关键技术研究, 解决高马赫数飞行气动热及其引起的涡轮发动机高低速性能平衡问题^[24]。

4) 组合技术。针对涡轮发动机不能单独满足高超声速飞机高马赫数飞行需求的问题, 需要开展涡轮发动机与冲压、火箭等发动机的组合技术研究。通过与冲压/火箭发动机共用进气道、喷管等部件, 开展

模态转换技术、一体化进排气射击技术、飞发结构一体化设计技术、组合动力控制技术等关键技术研究, 实现组合发动机在飞行包线内的流量连续和推力连续, 达到连续稳定工作的目标^[25]。

5 结论

临近空间特殊环境特征参数对涡轮发动机的设计产生了明显的影响并形成设计挑战, 由此牵引了涡轮发动机的关键技术方向。通过分析得到以下结论:

1) 临近空间环境特征参数对涡轮发动机的影响主要有3个方面: 一是高空低雷诺数条件会使得涡轮发动机中压气机和涡轮叶片发生气流分离而导致工作裕度和工作效率降低, 同时会影响主燃烧室的燃气反应速度而导致燃烧效率降低; 二是高空低密度、低压大气条件会影响发动机功率提取能力和冷却能力, 导致发动机喘振裕度降低、耗油率增加; 三是针对高空高速飞行, 临近空间低密度大气条件会导致涡轮发动机面临严峻的气动热及综合热管理等问题。

2) 高空长航时无人机用涡轮发动机主要面临低雷诺数下的高效率部件、高空推力与耗油率的权衡、更宽的工作范围等设计挑战, 需要解决的关键技术包括高效的压缩系统、燃烧、涡轮技术以及高功率提取技术等。

3) 高超声速飞机用涡轮发动机主要面临严峻的整机及成附件热防护、高温材料选择及冷却、整机综合能热管理以及与冲压、火箭等动力的组合等挑战, 需要解决的关键技术包括一体化综合能热、预冷却、高马赫数涡轮发动机和组合技术等。

参考文献:

- [1] 黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景[J]. 科技导报, 2019, 37(21): 46-62.
HUANG W N, ZHANG X J, LI Z B, et al. Development Status and Application Prospect of near Space Science and Technology[J]. Science & Technology Review, 2019, 37(21): 46-62.
- [2] 陈凤贵, 陈光明, 刘克华. 临近空间环境及其影响分析[J]. 装备环境工程, 2013, 10(4): 71-75.
CHEN F G, CHEN G M, LIU K H. Analysis of near Space Environment and Its Effect[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(4): 71-75.
- [3] 张珉. 临近空间平台动力系统技术和环境影响分析[J]. 装备环境工程, 2013, 10(5): 123-125.
ZHANG M. Power System Technology of Near-Space Platforms and Environmental Effects[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(5): 123-125.
- [4] 程旋, 肖存英, 胡雄. 临近空间大气环境对高超声速飞行器气动特性的影响研究进展[J]. 飞航导弹, 2018(5): 22-28.
CHENG X, XIAO C Y, HU X. Research Progress on the Influence of Atmospheric Environment in near Space on Aerodynamic Characteristics of Hypersonic Vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2018(5): 22-28.
- [5] 黄华, 刘毅, 赵增亮, 等. 临近空间环境对高速飞行器影响分析与仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(9): 2230-2233.
HUANG H, LIU Y, ZHAO Z L, et al. Simulation of Influence of near Space Atmosphere on Supersonic Vehicle[J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(9): 2230-2233.
- [6] 冯慧, 刘强, 姜鲁华, 等. 临近空间环境对高空飞艇长时驻空影响研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 69-75.
FENG H, LIU Q, JIANG L H, et al. Research Progress of Near-Space Environment Effects on High Altitude Airship Long Duration Flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S1): 69-75.
- [7] 童靖宇, 向树红. 临近空间环境及环境试验[J]. 装备环境工程, 2012, 9(3): 1-4.
TONG J Y, XIANG S H. Near Space Environment and Environment Tests[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(3): 1-4.
- [8] 钟玲玲. 临近空间低动态涡扇动力飞行器应用发展研究[J]. 现代防御技术, 2018, 46(4): 8-13.
ZHONG L L. Application Prospect and Development of near Space Low Dynamic Aircraft with Turbofan Engine[J]. Modern Defence Technology, 2018, 46(4): 8-13.
- [9] 赵达, 刘东旭, 孙康文, 等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 45-56.
ZHAO D, LIU D X, SUN K W, et al. Research Status, technical Difficulties and Development Trend of Stratospheric Airship[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 45-56.
- [10] 王冠, 尹童, 曹颖. 国外高超声速武器攻防发展态势研究[J]. 现代防御技术, 2022, 50(2): 26-32.
WANG G, YIN T, CAO Y. Research on the Development of Foreign Hypersonic Offensive and Defensive Weapons[J]. Modern Defence Technology, 2022, 50(2): 26-32.
- [11] 凌文辉, 侯金丽, 韦宝禧, 等. 空天组合动力技术挑战及解决途径的思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2171-2176.
LING W H, HOU J L, WEI B X, et al. Technical Challenge and Potential Solution for Aerospace Combined Cycle Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2171-2176.
- [12] 李德勇, 甘建, 甘学东, 等. 高空长航时无人机工作环境特性[J]. 装备环境工程, 2019, 16(12): 99-103.
LI D Y, GAN J, GAN X D, et al. Work Environmental Characteristics of High Altitude Long Endurance UAV[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(12): 99-103.
- [13] 于广民, 王奉明, 卢娟. 高空长航时无人机用发动机推力需求及技术特点分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018(5): 22-28.

- 2021, 34(6): 41-46.
YU G M, WANG F M, LU J. Analysis of Engine Requirements and Technical Characteristics for High Altitude Long Endurance UAV[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021, 34(6): 41-46.
- [14] 赵刚, 蔡元虎, 屠秋野, 等. 高空长航时无人机用涡扇发动机技术分析[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 154-158.
ZHAO G, CAI Y H, TU Q Y, et al. Technological Analysis for the Turbofan Engine of High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 154-158.
- [15] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 雷诺数对高空长航时无人机发动机调节计划和性能影响[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 125-128.
TU Q Y, CHEN Y C, SU S M, et al. Effects of Reynolds Number on Control Schedule and Performance of HALE Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 125-128.
- [16] 左林玄, 张辰琳, 王霄, 等. 高超声速飞机动力需求探讨[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525798.
ZUO L X, ZHANG C L, WANG X, et al. Requirement of Hypersonic Aircraft Power[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525798.
- [17] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305.
WEI B X, LING W H, GANG Q, et al. Analysis of Key Technologies and Propulsion Performance Research of TRRE Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 298-305.
- [18] 王庆洋, 丛堃林, 刘丽丽, 等. 临近空间高超声速飞行器气动力及气动热研究现状[J]. 气体物理, 2017, 2(4): 46-55.
WANG Q Y, CONG K L, LIU L L, et al. Research Status on Aerodynamic Force and Heat of near Space Hypersonic Flight Vehicle[J]. Physics of Gases, 2017, 2(4): 46-55.
- [19] 王鹏飞, 刘红琴, 杨自牧, 等. 吸气式高超声速飞行器控制研究进展[J]. 空天技术, 2024(5): 33-43.
WANG P F, LIU H Q, YANG Z M, et al. Review of Control on Air-Breathing Hypersonic Flight Vehicle[J]. Aerospace Technology, 2024(5): 33-43.
- [20] 温占永, 段娅. 高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机关键技术[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 159-166.
WEN Z Y, DUAN Y. Key Technologies of Turbofan Engine for High Altitude Long Endurance Fly-Wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 159-166.
- [21] 王鹏飞, 王光明, 蒋坤, 等. 临近空间高超声速飞行器发展及关键技术研究[J]. 飞航导弹, 2019(8): 22-28.
WANG P F, WANG G M, JIANG K, et al. Research on Development and Key Technologies of near Space Hypersonic Vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(8): 22-28.
- [22] 尹泽勇, 蔚夺魁, 徐雪. 高马赫数涡轮基推进系统的发展及挑战[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 1-7.
YIN Z Y, YU D K, XU X. Development Trend and Technical Challenge of High Mach Number Turbine Based Propulsion System[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 1-7.
- [23] 何国强, 秦飞, 魏祥庚, 等. 面向宽域飞行平台的涡轮增强组合动力总体性能分析[J]. 空天防御, 2024, 7(4): 7-17.
HE G Q, QIN F, WEI X G, et al. Overall Performance Analysis of Combined Cycle Based on Turbine Augmented for Wide-Range Aviation Platforms[J]. Air & Space Defense, 2024, 7(4): 7-17.
- [24] 芮长胜, 张超, 越冬峰. 射流预冷涡轮发动机技术研究及发展[J]. 航空科学技术, 2015, 26(10): 53-59.
RUI C S, ZHANG C, YUE D F. Technical Study and Development of Mass Injecting Pre-Compressor Cooling Turbine Engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(10): 53-59.
- [25] 唐硕, 龚春林, 陈兵. 组合动力空天飞行器关键技术[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1103-1114.
TANG S, GONG C L, CHEN B. The Key Technologies for Aerospace with Combined Cycle Engine[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1103-1114.