

桑格尔空天飞行器技术途径分析与思考

余文学^{1,2}, 刘晓鹏¹, 刘 凯²

(1. 北京空天技术研究所, 北京 100074; 2. 大连理工大学, 辽宁 大连 116024)

摘 要:回顾了德国桑格尔两级入轨空天飞行器方案的研究概况, 对其总体方案、推进系统、气动布局、结构热防护设计中的难点与关键问题开展了分析, 并详细讨论了相关技术途径的可行性。借鉴桑格尔空天飞行器方案的经验与教训, 分析了空天飞行器研究中面临的若干关键难点问题, 提出了未来空天飞行器发展路线与实施建议。

关键词:桑格尔; 空天飞行器; 高超声速; 组合动力; 技术展望

中图分类号:V475.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)06-0011-10

Analysis and thinking on technical approach of Sanger aerospace vehicle

SHE Wenxue^{1,2}, LIU Xiaopeng¹, LIU Kai²

(1. Beijing Institute of Aerospace Technology, Beijing 100074, China;

2. Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: The research situation of German Sanger two-stage-to-orbit aerospace vehicle is reviewed. The difficulties and key issues in conceptual design, propulsion system, aerodynamic layout and structural thermal protection design are analyzed, and the feasibility of relevant technical approaches is discussed in detail. Based on the experience and lessons of Sanger aerospace vehicle scheme, this paper analyzes the key technology issues in the research of aerospace vehicle, and proposes the development route and implementation suggestions of aerospace vehicle in the future, so as to provide reference direction for the follow-up development of aerospace vehicle.

Keywords: Sanger; aerospace vehicle; hypersonic; combined power; technology prospect

0 引言

随着空间活动的频繁开展, 对航天运载需求的迅速提高, 重复使用航天运输系统成为现阶段的重要研究热点, 包括火箭动力和组合动力两条技术路线。空天飞行器是采用组合动力、升力式构型, 可

在稠密大气、临近空间、轨道空间飞行的重复使用航天运输系统, 在大幅降低进入空间成本的同时, 还具有安全、便捷、机动的优势, 可助力人类实现自由进出和高效利用空间, 具有重要的战略意义, 是未来航空航天技术新的制高点^[1-10]。

20 世纪 80 年代, 随着以冲压动力为代表的高

收稿日期: 2021-08-28; 修回日期: 2021-09-16

基金项目: 国家自然科学基金(61603363)

作者简介: 余文学(1966—), 男, 博士, 研究员, 副总设计师, 研究领域为可重复使用空天飞行器总体设计。

超声速关键技术取得突破性进展,美欧等地掀起了空天飞行器的研究热潮。其中,德国绕开了单级入轨的技术难度,提出了一种水平起降、两级入轨的空天飞行器——“Sanger(桑格尔)”方案^[11],并以此为牵引实施了国家高超声速技术项目,在机体/推进一体化、高超声速气动设计、结构热防护方面开展了大量的关键技术攻关研究,对高超声速技术的发展产生了深刻的影响。

桑格尔方案所选择的技术途径对现阶段以及未来空天飞行器的技术发展具有重要的借鉴意义。本文对桑格尔方案进行了回顾,围绕方案设计过程中的若干关键问题和技术途径进行分析,在此基础上提出未来空天飞行器发展路线与实施建议,为后续空天飞行器的研制工作提供参考。

1 桑格尔空天飞行器方案概况

桑格尔空天飞行器(见图1)采用一种水平起降两级入轨方案,其初衷是为了满足欧洲在载人和货运方面的空间运载需求,实现自由天地往返。桑格尔空天飞行器具有载人系统和货运系统两种二子级方案:一子级采用涡轮/冲压组合动力(turbine based combined cycle engine, TBCC),具备一定的巡航能力,从欧洲大陆水平发射,可满足大多数空间任务的需要;二子级飞行器采用火箭动力发动机,为了应对载人和货运两种任务需求。

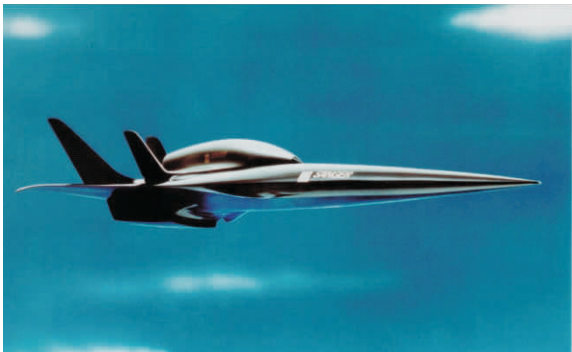


图1 桑格尔两级入轨空天飞行器
Fig. 1 Sanger two-stage-to-orbit aerospace vehicle

桑格尔方案飞行剖面如图2所示,组合体飞行器以涡轮模态从普通机场水平起飞,加速爬升至10 km后保持这一高度加速跨音障至1.6 Ma,然后开始加速爬升,当速度达到3.5 Ma时发动机转换

为冲压模态,之后以冲压模态加速爬升至4.5 Ma/25 km,通过超声速巡航转弯,达到目标轨道面对应的地理纬度,随后加速爬升至6.8 Ma/10 km后飞行器两级分离,一子级返回发射机场,二子级以火箭动力继续加速爬升至25 Ma/200 km进入轨道。飞行器具有两种巡航模式,分别为0.9 Ma/13 km状态下亚音速巡航模式和4.5 Ma/25 km状态下超音速巡航模式^[11]。

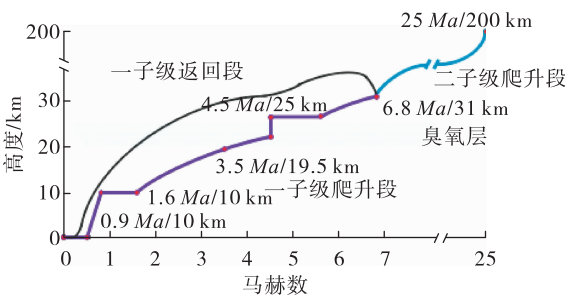


图2 桑格尔空天飞行器飞行剖面
Fig. 2 Flight profile of Sanger aerospace vehicle

桑格尔方案总体参数如表1所示,飞行器总起飞质量为435 t,其中一子级总质量为320 t,采用5台TBCC组合发动机,二子级总质量为115 t,采用1台火箭发动机。两级飞行器均采用液氢燃料,以获得更高的比冲性能^[12]。

表1 桑格尔空天飞行器总体参数
Tab. 1 Overall parameters of Sanger aerospace vehicle

主要技术参数		数值
一子级	长度/m	86.4
	高度/m	16.8
	翼展/m	43.2
	总质量/t	320.0
	推进剂最大质量/t	134.0
	干质量/t	186.0
二子级	长度/m	32.4
	高度/m	5.4
	翼展/m	17.7
	总质量/t	115.0
	推进剂最大质量/t	90.5
	干质量/t	24.5
组合体	载荷质量/t	7.0
	最大起飞质量/t	435.0

1990年2月,串联式涡轮/冲压发动机方案被选定为桑格尔推进系统方案研究基准,桑格尔一子级推进系统主要包括5台TBCC发动机,推进剂为液氢。每个发动机包括1个可变进气道、1个涡轮-冲压喷气发动机、1个可变2D喷管与隔离段。推进系统在 1.2 Ma 的跨声速阶段能够为飞行器提供 $1\,300\text{ kN}$ 的推力,飞行器为发动机提供的总推进剂量为 134 t 液氢。发动机燃烧室的最大压力限制为 600 kPa 。喷管的喉部面积变化情况为 3.5 Ma 时为 2.25 m^2 , 6.8 Ma 时为 0.77 m^2 。 $3.3\sim 3.8\text{ Ma}$ 时推进系统将在涡轮喷气发动机模式和冲压喷气发动机模式之间进行模态转换。

涡轮发动机计划运行速度最高为 3.5 Ma 。当马赫数超出 0.9 时,加力燃烧室点火,然后切换机构逐渐切断通过涡轮发动机的气流,使其绕过加力燃烧室内关闭的涡轮部分,此时加力燃烧室则开始以冲压发动机的模式工作,直至达到 6.8 Ma 的最高飞行马赫数。在冲压模式下,引导气流以同轴的形式环绕涡轮发动机进入冲压燃烧室。

2 桑格尔空天飞行器技术途径分析

由于二子级火箭动力飞行器技术相对较为成熟,因此本文主要针对一子级吸气动力高超声速飞行器在推进系统、气动设计以及结构热防护方面的技术途径开展了分析。

2.1 总体方案分析

2.1.1 入轨级数分析

自从空天飞行器提出以来,对于飞行器应该采用单级入轨方案还是两级入轨方案就一直存在争论。

1)从应用优势上来看,单级入轨方案优于两级入轨。在相同的技术条件下,单级入轨方案仅需一种飞行器,可将全部发射部件直接回收,其开发、制造和运营成本较低,飞行器转场准备时间短,使用更加灵活;对于两级入轨方案,一子级分离后返回地面,虽然可以减少燃料消耗量并降低发射成本,但需要两个飞行器,具有更高的制造和运营成本。然而,单级入轨方案技术难度要远高于两级入轨。

2)从能量层面来看,单级入轨方案需要携带全部干重进入轨道,一方面对气动性能、比冲以及结构轻量化均提出了极高的要求,另一方面也大大削

弱了运载能力;而对于两级入轨方案,大部分干重在两级分离后即可返回,避免了对能量的消耗,相同运载能力下极大缓解了对飞行器性能的要求。

3)从设计层面来看,单级入轨需要由一级飞行器完成水平起飞、加速爬升、在轨运行、再入返回以及水平降落,与两级入轨相比需要兼顾更宽速域、更大空域的设计需求,高低速设计矛盾突出;而两级入轨速域和空域相对较窄,设计难度大幅降低,工程上更易实现^[13]。

综合来看,单级入轨方案具有更好的应用前景,这一优势是以复杂度与技术难度显著增加为代价的,需要采用大量的新技术,但较低的技术成熟度将带来巨大的设计风险。考虑到当时的技术水平,桑格尔绕开了技术难度较大的单级入轨方案,最终选择了技术风险较低、相对容易实现的两级入轨方案。

2.1.2 分离窗口分析

级间分离窗口界定了两级飞行器的系统特征。级间分离马赫数对飞行器复杂度和设计风险的影响如图3所示,受限于发动机的工作范围,不同分离马赫数对一、二子级动力类型要求不同,此外随着分离马赫数升高,一子级复杂度和设计风险增加,而对二子级要求则降低,最优分离马赫数需要进行折中权衡。出于对当时技术水平和任务需求的综合考虑,分离马赫数初步定为 $4\sim 7\text{ Ma}$ 之间。

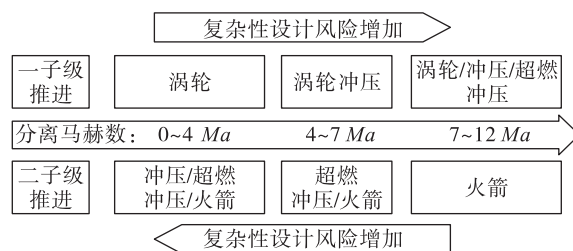


图3 分离马赫数对两级入轨空天飞行器的影响分析

Fig. 3 Influence analysis of separated Mach number on two-stage-to-orbit aerospace vehicle

从能量层面,运载能力相同的情况下,飞行器总起飞质量越小越好,图4给出了不同级间分离马赫数下桑格尔飞行器的总起飞质量,其中灰色区域表示超燃冲压发动机性能不确定性范围对起飞质量的影响,这也体现了在当时技术水平下对高马赫

数冲压发动机性能尚没有充分了解清楚。可以看出分离马赫数为 6.5 左右时总起飞质量达到最小,这意味着在能量层面达到最优。从设计层面,马赫数为 7 时将达到亚声速冲压燃烧的极限,同时发动机热力学结构设计也将带来巨大挑战,因此当分离马赫数超过 7 时,则需要用超燃冲压或者冲压火箭发动机来提供足够的净推力,并为发动机配置热防护系统,这将增加额外的质量。经过综合考虑,兼顾二子级的性能需求,最终将级间分离马赫数设置为 6.8。级间分离高度主要由分离动压决定。桑格尔级间分离采用机械分离的方式,为了保证分离安全性和可靠性,整个分离过程需要在较低的动压下完成。分离动压最终被设置为 30 kPa,则分离高度约为 31 km^[3]。

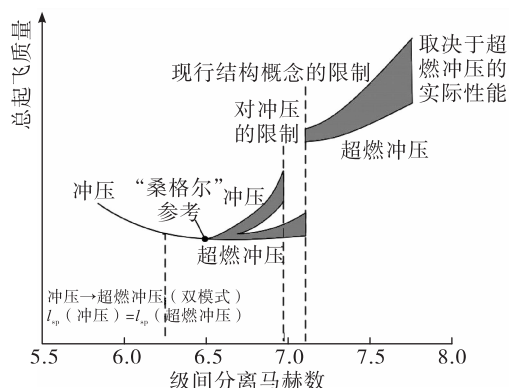


图4 不同分离马赫数下的起飞质量

Fig. 4 Takeoff mass at different separation Mach numbers

2.2 推进系统分析

2.2.1 推进类型分析

根据飞行剖面,一子级需要实现从零速到 6.8 Ma 的宽速域飞行,单一类型发动机难以满足要求,因此将多种发动机在热力循环层面耦合设计,形成组合循环发动机,以确保发动机在宽速域下的性能均能保持较优状态。不同推进类型比冲性能随马赫数的变化如图 5 所示,应选取其上包络以获得最优性能。涡轮发动机工作范围约为 0~4.5 Ma,3.5 Ma 之前比冲量最高,通过增加预冷装置这一优势甚至可以扩展至 5 Ma 左右;冲压发动机工作范围约为 2~7 Ma,4~5.5 Ma 之间比冲量最高;超过 5.5 Ma 后超燃冲压发动机比冲最优,其工作马赫数最高可达 12 Ma。因此,从理论上来看预冷涡轮/冲压/超燃

冲压组合发动机是最优选择。然而在当时的技术水平下,一方面预冷装置将造成发动机复杂性和质量大大提高,另一方面吸气式发动机受限于亚声速下燃烧,预冷技术与超燃冲压技术成熟度难以满足短时间应用的需求,因此最终选择涡轮/亚燃冲压组合循环模式的技术途径。

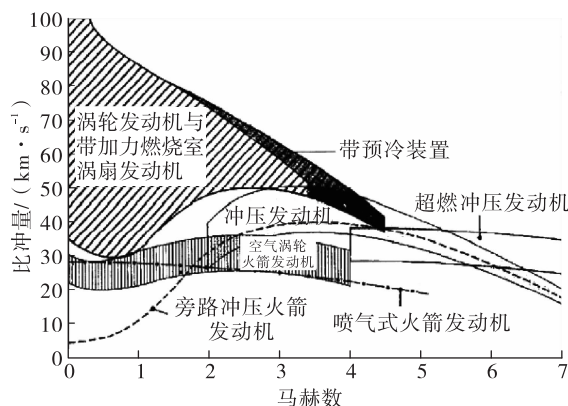


图5 不同推进类型比冲性能随马赫数的变化

Fig. 5 Variation of specific impulse performance with Mach number for different dynamic schemes

2.2.2 布局方案分析

涡轮/亚燃冲压组合循环模式的 TBCC 发动机主要有串联与并联两种布局形式。串联布局中涡轮与冲压发动机共用一个燃烧室,迎风面积较小、结构较为简单紧凑,但涡轮和冲压发动机共用流道部分较多,相互之间的控制与协调较为复杂;并联布局中两发动机分别拥有各自的燃烧室,控制相对较为简单,但空间尺寸大,与飞行器一体化设计较为困难^[14]。桑格尔论证初期围绕两种布局形式分别开展了论证工作,出于对机体/推进一体化设计的考虑,最终选择了串联布局方案,主要包括可变进气道、涡轮发动机、加力/冲压燃烧室和可变 2D 喷管^[15]。

对于串联布局,随着马赫数的增大,来流速度和温度提高,涡轮发动机性能迅速恶化,对转子结构、滑油系统将造成较大影响。当飞行速度超过 5 Ma 之后,涡轮发动机已经无法正常运转。如图 6 所示,桑格尔一子级最大飞行速度达到 6.8 Ma,为了保证发动机的重复使用特性,在冲压模态下设计了一个封闭机构,从而保护涡轮发动机免受进气道的高温冲击。该封闭机构的设计采用一个同轴前向/后向移动的锥体,在涡轮模式下,通过独

立的流道清除一子级前机身产生的边界层,以避免气流无规则扰动,此时的冲压燃烧室和燃料加注装置也可以充当加力燃烧装置,且由于进气道和2D喷管采用了可移动部件设计,从而使发动机能够更快达到实际的飞行马赫数。涡轮发动机计划运行速度最高为 $3.5 Ma$ 。当马赫数超出 0.9 时,加力燃烧室点火,然后切换机构逐渐切断通过涡轮发动机的气流,使其绕过加力燃烧室内关闭的涡轮部分,此时加力燃烧室则开始以冲压发动机的模式工作,直至达到 $6.8 Ma$ 的最高飞行马赫数。在冲压模式下,引导气流以同轴的形式环绕涡轮发动机进入冲压燃烧室。

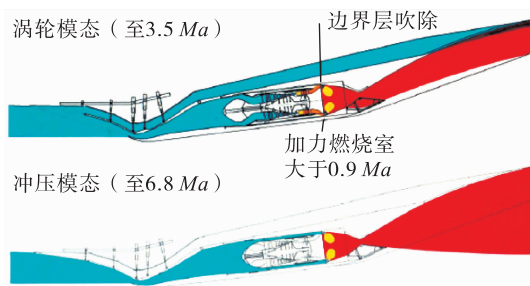


图6 TBCC方案涡轮和冲压运行模式

Fig. 6 Operation mode of engine turbine and ramjet for TBCC

2.2.3 调节方案分析

一子级TBCC发动机工作速域宽,且涡轮模式与冲压模式工作特性具有较大差异,共用进气道和尾喷管在宽速域范围内和涡轮与冲压模式工作特性的良好匹配成为整个组合发动机设计的关键。然而,在亚声速/超声速/高超声速条件下来流环境差异巨大,固定进排气结构难以满足设计要求。为了保证涡轮模式与冲压模式在非设计工作点也能具备良好性能,并实现两种工作模式之间的平稳过渡,设计人员将进气道与尾喷管均设计为变几何可调机构,根据飞行状态对来流进行动态调整。

桑格尔方案进气道采用二维调节机构,如图7所示,由4块铰链连接的斜板组成,并通过3根拉杆连接在上面的支撑杆上,替代固定进气道中的翻板或阀门控制,通过斜板的移动和旋转,实现对压缩型面与喉道面积的调节。此外,还在斜板上设置了泄气孔用

于附面层吸除,从而进一步提高空气流量系数^[16]。

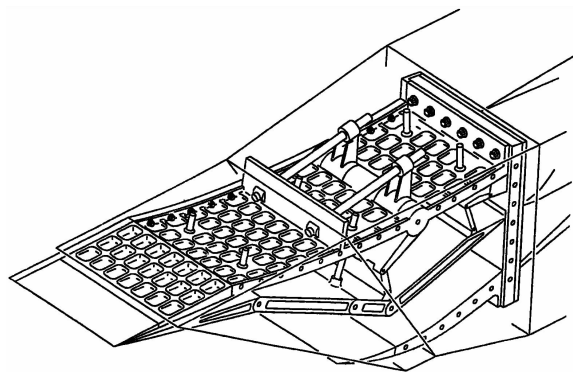


图7 二维可调进气道

Fig. 7 Two dimensional adjustable inlet

尾喷管采用二元调节机构,如图8所示(其中 A 为喉部面积),采用两根可伸缩拉杆实现对喷管喉部面积的宽范围调节,喉部面积在 $3.5 Ma$ 时为 $2.25 m^2$,在 $6.8 Ma$ 时为 $0.77 m^2$,并在一子级后机身处采用膨胀斜板,以增大高马赫数下的推力^[17]。

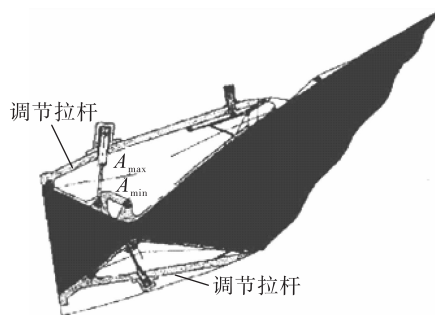


图8 二元可调尾喷管

Fig. 8 Two dimensional adjustable nozzle

此外,为了保证模式转换过程中组织燃烧状态的平稳过渡,除了调节进气道与尾喷管之外,还通过控制涡轮燃油流量与冲压燃烧室燃油流量进行调节,并采用径向主稳定器和环向支板稳定器相结合的方式以实现冲压发动机的燃烧稳定。

2.3 气动布局分析

桑格尔一子级飞行器跨宽速域、大空域加速飞行,具有区别于常规飞行器的几何特征,如图9所示^[18],主要体现在两个方面:一是具有大后掠、尖前缘的特征;二是机体/推进一体化程度高。



图 9 桑格尔空天飞行器外形

Fig. 9 Aerodynamic configuration of Sanger aerospace vehicle

2.3.1 高升阻比设计分析

对于一子级飞行器的宽速域高升阻比气动外形设计,高、低速外形特征存在矛盾。如图 10 所示,

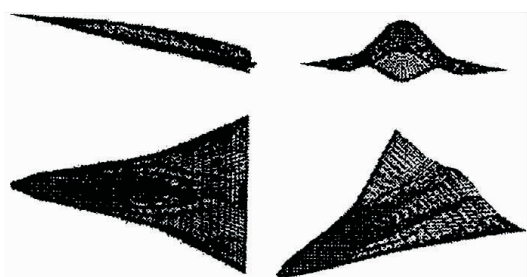
亚声速高升阻比气动外形特征为大展弦比平直翼、钝前缘,而超/超声速高升阻比气动外形特征则是小展弦比大后掠角机翼、尖前缘,并且马赫数越高飞行器长细比越大。高、低速外形特征的矛盾为一子级气动外形的高升阻比设计带来了极大的挑战,这意味着需要对低速外形或高速外形进行取舍。设计人员最终基于高速外形设计理念对一子级进行了基本设计,并在此基础上考虑低速特性对其进行了兼顾。一子级飞行器采用了翼身融合设计,机翼为前缘呈 S 形的细长翼,能够较好地兼顾超声速和亚声速升阻特性,且前体尖锐以减小飞行器阻力,尤其是超声速阻力。在 S 型翼面后缘设计升降舵面和副翼,以控制飞行器俯仰和滚转,后体上方设计两个 V 型方向舵面,以控制飞行器偏航。



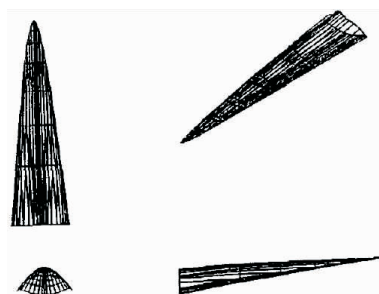
(a) 亚声速飞机



(b) 低超声速飞机



(c) 6 Ma 乘波体



(d) 25 Ma 乘波体

图 10 不同速域下气动外形特征

Fig. 10 Aerodynamic configuration characteristics of different velocity ranges

2.3.2 机体推进一体化设计分析

为实现推进系统与机身一体化设计,飞行器通常采用 3 种构型:一是轴对称发动机短舱安装在机翼上方或者下方的挂架上,限于亚声速飞行器,如民用运输机;二是轴对称发动机整合到机翼内,如 SR-71;三是发动机完全整合到机身内,如军用单引擎战斗机。桑格尔一子级采用第 3 种方案,将 5 台 TBCC 发动机并联布置于机身腹部,将

推进系统作为机身的一部分,如图 11 所示^[19]。一方面,前体和进气道一体设计,前体下表面产生预压缩效应,在高速情况下增大流量,提高净推力,同时产生一定比例的升力;另一方面,后体与尾喷管进行一体化设计,后体下表面作为一个自由膨胀面,尾喷管采用半壁喷管,减小底部面积,有效降低飞行器的质量和阻力,并可获得较大的推力和推进力矩。

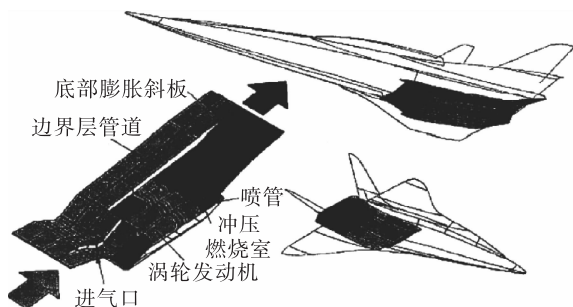


图 11 一子级推进系统与机身的一体化设计

Fig. 11 Integrated design of airframe and propulsion system for the first stage vehicle

在这种布局形式下,飞行器推力作用线不通过飞行器质心,从而产生纵向的抬头力矩。为了平衡该力矩,一子级机身弧线采取了拱形设计。在跨声速和超声速条件下,机身上强大的低头气动动力矩有助于抵消机尾向下的作用力;在高超声速条件下,进排气系统会产生一个低头力矩,可以用机身微抬头力矩加以平衡,飞行器纵向总力矩便处于可控状态。

2.4 结构热防护系统分析

桑格尔飞行器大面积区域的温度约为 $600\text{ }^{\circ}\text{C}$, 尖锐前缘等区域的温度也约为 $840\text{ }^{\circ}\text{C}$, 头部的最高温度达到了 $1\,335\text{ }^{\circ}\text{C}$ (见图 12)。在该热载荷的约束下,一子级机身结构方案被分为3部分,除了低温液氢贮箱所在的机身中段为冷结构,其他区域均采用了热结构。在结构设计中,热结构的重点要放在结构的耐热性能上,而冷结构需要考虑内部结构的承载性能与外部防隔层的隔热性能,以保证内部结构的力学性能。

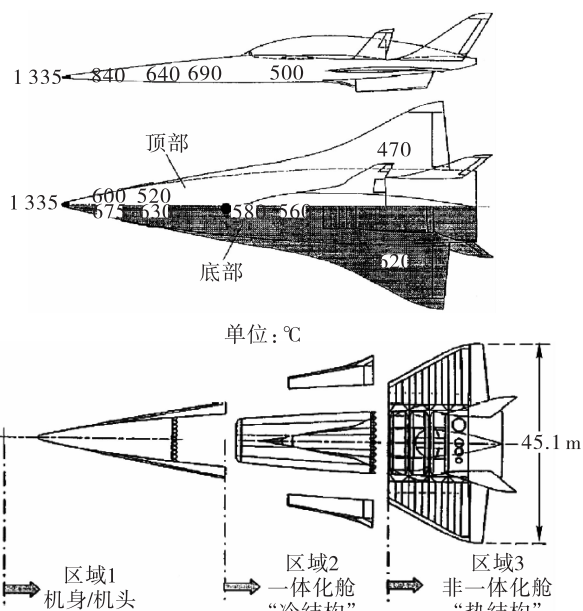
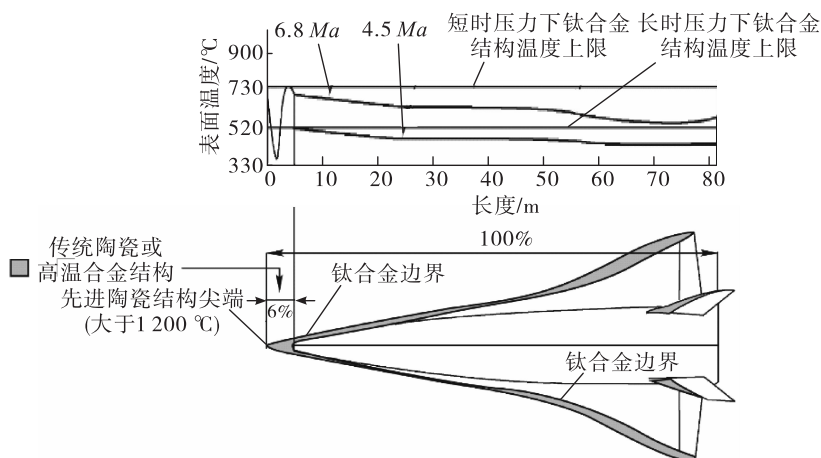


图 12 级间分离时飞行器表面温度分布与结构方案

Fig. 12 Surface temperature distribution and structural scheme during stage separation

2.4.1 材料体系分析

根据图 12 可知,若按照长期使用温度来进行设计,常规金属材料难以满足一子级热结构的使用要求,需要采用复合材料或高温合金。而在当时的技术水平下,复合材料并未完全成熟,并且会大幅增加使用成本,其重复使用性能与金属材料相比大打折扣;而高温合金虽然具有更高的耐热性能,但也会带来很大的质量代价。为此,设计人员针对一子级的使用环境开展了精细化分析,如图 13 所示^[12],并最终大胆采用了钛合金作为热结构大面积使用的首选材料。

图 13 桑格尔飞行器一子级 4.5 Ma 及 6.8 Ma 时的温度分布Fig. 13 Temperature distribution at 4.5 Ma and 6.8 Ma for the first stage of Sanger

在爬升过程中,一子级的高超声速飞行状态仅出现在爬升段的末期,而并非长时间高超声速巡航,钛合金能够经受住短时间内向高超声速冲刺过程中的力热载荷;而对于巡航任务,一子级的飞行速度要求仅为 $4 Ma$ 左右,表面大面积温度在 $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,并未超高过钛合金在大面积区域的使用上限。因此综合来看,钛合金的密度低、耐热能力强,可以作为一子级大面积使用的首选材料。

而对于面积较小的高温边条区域,采用更耐温的陶瓷、高温合金等材料,对于局部前缘区域,采用带 SiC/SiC 或 C/SiC 外壳,这种材料多用于航天飞机的前缘部分,已经经过多次试验验证,具有足够的耐温性能,不需要额外设计主动冷却方式。

2.4.2 热结构设计分析

在重复使用及严格的质量要求下,设计人员采用了多层金属的方式解决隔热问题。金属多层结构的波纹样式和片层厚度可随意变化,甚至能够适用于球形曲面结构^[20]。在制备时,将金属箔片压出波纹,在波纹处进行叠加连接,从而形成多层结构,若干个多层结构按需要叠加起来,层间填充隔热材料,形成多层板。该结构在当时经过了试验考核,在更换金属基材的情况下可满足 $400\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的使用要求。

桑格尔所采用的多层金属方案与如今的金属热防护系统类似,但其耐温性能、后期维护性及制造工艺性与金属热防护系统存在差距。此外,由于在受热时内外温差较大,大尺寸应用金属表面就不得不考虑金属的受热膨胀效应,因此在热膨胀与热变形匹配上,这种热结构设计方案还需要进行大量的仿真分析工作。

3 空天飞行器发展思考

3.1 桑格尔方案带来的启示

从技术途径来看,桑格尔空天飞行器设计过程中绕开了难度较大的单级入轨方案,选择了一子级吸气动力、二子级火箭动力的两级入轨方案,技术难度小、可行性较强,在当时乃至现在的技术水平下都是一个非常务实的选择。其中,一子级飞行器与常规飞行器相比,其任务过程跨大空域宽速域加速飞行。通过对桑格尔一子级方案的分析,主要得到以下启示。

1)对于推进系统,一子级选择了涡轮/亚燃冲压的组合动力形式,为 $0\sim 6.8 Ma$ 速域下的飞行提供了原理可行的解决方案。但从后来的认识来看,在宽速域下涡轮与冲压之间模态转换阶段性能接续性较差,存在一定的推力“陷阱”,难以满足飞行器的需要。针对这一问题,一方面,需要进一步拓宽涡轮和冲压工作区间,发展高速涡轮或在一定的质量代价内引入预冷技术,向上拓展涡轮发动机的工作上限,并发展进气道/喷管调节技术,向下拓展冲压发动机的工作下限;另一方面,还可探索新的组合动力形式,如引入火箭动力,在模态转换阶段提供接续推力,或引入超燃冲压动力,解决高超声速阶段的动力问题,从而可降低亚燃冲压的设计马赫数,并采用火箭引射技术,进一步提高低马赫数下的性能。此外,桑格尔方案中提出的进气道/尾喷管调节技术,在如今宽速域推进系统的研究中广泛应用,根据设计需要实现发动机的灵活调节成为组合动力技术发展的主要趋势。

2)在气动设计中,桑格尔一子级基于机体推进一体化设计思想有效缓解了飞行器宽域范围内推阻匹配矛盾,是非常巧妙的设计思路,是实现高超声速飞行的关键,后来也被证明是吸气式高超声速飞行器实现高超声速推进的重要突破。但同时,一体化设计也带来了气动性能与发动机性能的强烈非线性耦合,导致气动、动力、控制及其他相关系统相互关联、互相渗透,在一定程度上增加了相关系统的关联性、复杂性与设计难度,成为高超声速飞行技术的研究热点。此外,宽速域下动压变化范围大,导致飞行过程中升力匹配也存在较大困难。在升重平衡约束下,低速下动压低、质量大,升力面需求大,而在高速下动压增大、质量减小,需要的升力面逐渐减小,该问题至今仍是宽域飞行器高升阻比研究的难点之一。

3)对于结构热防护系统,关键在于在设计要求内尽量利用结构材料的使用裕度,从而提高运载能力。在重复使用、轻量化、防隔热、低成本等多条件耦合要求下,桑格尔设计人员开展了精细化设计,对飞行器进行了大量仿真,基于当时的材料体系大胆采用了逼近极限工作状态下的钛合金作为一子级大面积热结构的首选材料。虽然从如今的材料体系来看,复合材料等新型技术的成熟使其具备更多的选

择,但桑格尔这种逼近极限的设计思想值得参考。此外,还创新提出了多层金属热结构设计技术,可采用多种金属相互搭配组合,具有很强的可设计性,为现有金属热防护系统的设计提供了一定参考。

4)从总体方案的技术可实现性来看,最终制约方案进展的是组合动力问题。气动、材料结构、控制方面在当时都有基本可行的解决方案,均不存在难以攻克的技术问题,但组合动力方案还只是设想阶段,需要进一步开展研究和试验验证。由于动力水平的制约,在当时的技术条件下空天飞行是不可实现的,技术问题是造成桑格尔方案停止的主要原因。此外,空天飞行器的研制花费巨大,也是一个国家综合国力的体现,桑格尔方案的停止也与资金问题有关。这也表明以当时的技术水平和德国发展条件,尚不足以支撑完成空天飞行器这一复杂庞大的系统工程。

5)从桑格尔方案研究的经验教训来看,要想完成大工程目标,在技术上不能存在短板,需要对研究进行统筹、全面的安排。对于意义重大且花费巨大的工程,需要由国家行为主导,以国家意志联合国内相关优势单位,并开展广泛的国际合作,从而有力推动技术发展。

3.2 空天飞行器发展思考

空天飞行器飞行空域大、速域宽、飞行剖面复杂、飞行力热环境恶劣,因此必然面临着动力、气动、结构材料、制导控制、制造、试验等众多领域的基础科学问题与关键技术的挑战,实现难度巨大。面向空天飞行器发展面临的技术难点,梳理了以下发展思路:

1)需明确顶层发展路线。按照先开展单项关键技术验证、再开展集成演示、最后能力形成的思路,形成了由小到大、由部分重复使用到完全重复使用、先两级入轨后单级入轨的整体路线,持续推进空天飞行器技术逐步向前发展。

2)必须加强基础研究。进一步开展组合发动机多模态燃烧组织机理、多场耦合作用下耐高温轻质材料失效演化机理、临近空间稀薄气体效应和高温气体效应、多场耦合动力学建模等基础科学问题的研究,为空天飞行器的发展夯实基础。

3)发展宽速域组合循环发动机。动力的选择对空天飞行器的发展具有重要意义,当前国内外组

合循环发动机研究类型呈多样性,包括 TBCC、RBCC、SABRE/PATR 等,需在组合循环发动机相关关键技术攻关和原理性飞行试验验证的基础上,提出具有中国特色的发展路线,并进一步解决工程化应用问题,支撑空天飞行器的工程研制。

4 结语

德国在国家高超声速技术项目的背景下,围绕桑格尔方案及相应关键技术开展了为期8年的全面研究,对空天飞行技术问题有了深刻的了解,并找到了初步解决方案。本文对桑格尔空天飞行器技术途径开展了分析,总体来看,桑格尔空天飞行器重点在于一子级的设计,原理上并未发现技术上的瓶颈问题,但在具体实施过程中还需进一步开展宽域组合动力、机体/推进一体化、轻质高效热防护等关键技术研究。桑格尔空天飞行器虽然最终只停留在了概念方案阶段,但方案所采用的技术途径具有重要的借鉴意义,后续可同步开展桑格尔方案与其他国内外空天飞行器方案的对比分析研究,为之后空天飞行器的研制提供支撑。

参考文献:

- [1] 包为民,汪小卫,董晓琳. 航班化航天运输系统对动力的发展需求与技术挑战[J]. 火箭推进,2021,47(4):1-5.
BAO W M, WANG X W, DONG X L. Development demands and challenges of propulsion technology for space transportation system in airline-flight-mode[J]. Journal of Rocket Propulsion,2021,47(4):1-5.
- [2] 本特利. 空天飞行器:从飞机场到航天港[M]. 张红文,关成启,余文学,译. 北京:北京理工大学出版社,2015.
- [3] SACHER H K P W. 可重复使用空间运输系统[M]. 魏毅寅,张红文,王长青,译. 北京:国防工业出版社,2015.
- [4] 王长青. 空天飞行技术创新与发展展望[J]. 宇航学报,2021,42(7):807-819.
- [5] DENEU F, MALASSIGNE M, LE-COULS O, et al. Promising solutions for fully reusable two-stage-to-orbit configurations[J]. Acta Astronautica,2005,56(8):729-736.
- [6] FUJII K, ISHIMOTO S. Research activities to realize advanced space transportation system[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia:AIAA,2009.
- [7] EKLUND D. Quicksat:a two stage to orbit reusable launch

- vehicle utilizing air breathing propulsion for responsive space access [C] // Space 2004 Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [8] MINAMI Y, ISHIMOTO S, MORI T, et al. Design study on a small-sized partially reusable launch system [C] // AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [9] 余文学, 刘凯, 乔鸿. 组合动力空天飞行器制导技术发展分析 [J]. 战术导弹技术, 2020 (5) : 52-65.
- [10] 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.
- [11] HOGENAUER E, KOELLE D E. SANGER; the German aerospace vehicle program [C] // AIAA First National Aerospace Planes Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1989.
- [12] AFANASEV V A, DEGTYAREV G L, MESHCHANOV A S. Reusable space transportation system [J]. Russian Aeronautics, 2018, 61 (3) : 325-330.
- [13] DIETER J, SIEGFRIED W. Basic research on TSTO [Z]. 2001.
- [14] SACHER P. The engineering design of engine/airframe integration for the SANGER fully reusable space transportation system [EB/OL]. <https://xueshu.baidu.com/usercenter/paper/show?paperid=3b9a669a48e950ea179a59456ed682f7>, 2010.
- [15] KOELLE D. Advanced two-stage launch vehicle concepts (Saenger) [C] // 26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [16] KUCZERA H, SACHER P, KRAMMER P. SANGER and the German hypersonics technology programme, status [R]. IAF-91-198.
- [17] 金捷, 陈敏, 刘玉英. 涡轮基组合循环发动机 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2019.
- [18] WEINGERTNER S. SAENDER; the reference concept of the German hypersonics technology program [C] // 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [19] KUCZERA H, HELMUT H. The German hypersonics technology programme [C] // AIAA 4th International Aerospace Planes Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [20] TROLLHEDEN S, STREIFINGER H. Secondary power system study for the SAENDER first stage vehicle [C] // 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1993.