

俄罗斯高超声速无人运载飞行器 “铁锤”项目解析

高海红¹, 桂 丰¹, 孙 杉²

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;

2. 中国人民解放军 93160 部队, 北京 100074)

摘 要: 高超声速技术是未来空天领域的技术制高点。为对抗美国的多项空天飞行器与高超声速技术研制计划, 俄罗斯提出了“铁锤”高超声速无人运载飞行器项目, 旨在利用成熟的航空与火箭技术, 研制可重复使用的空天系统超轻型无人运载飞行器。重点介绍了“铁锤”项目第一阶段运载飞机及其动力的研究进展, 并通过对运载飞机原型机方案、总体布局, 以及带隔道的进气道、冲压发动机等关键技术的解析, 初步总结了该项目运载飞机技术的特点和气动特性, 可为我国空天入轨飞行器及其动力研究提供参考借鉴。

关键词: 高超声速技术; 无人运载飞行器; 带隔道的进气道; 涡轮基组合循环; 俄罗斯

中图分类号: V22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2023) 01-0049-05

Project Hammer of Russian hypersonic UAV

GAO Hai-hong¹, GUI Feng¹, SUN Shan²

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China; 2. Unit 93160 of Chinese People's Liberation Army, Beijing 100074, China)

Abstract: Hypersonic technology is the key to the future aerospace. To counter U.S. multiple aerospace vehicle and hypersonic technology development programs, Russia proposed hypersonic unmanned vehicle project “Hammer”, using mature aviation and rocket technology to develop reusable aerospace system ultra-light unmanned vehicle. The progress of the carrier aircraft and its powerplant in the first phase of the project was presented. Through the analysis of the carrier aircraft prototype scheme, overall layout, and key technologies such as air inlet with diverters and ramjets, the features and aerodynamic characteristics of the carrier aircraft technology of this project were summarized, which can provide reference for our research on aerospace vehicles and their powerplants.

Key words: hypersonic; unmanned aerial vehicle; air inlet with diverters; TBCC; Russia

1 引言

高超声速技术是 21 世纪航空航天领域的技术制高点, 具有极高的军事、经济价值。在军事领域, 高超声速飞行器在进入空间、利用空间和控制空间方面可发挥重要作用, 是空天联合作战中的重要平台^[1], 被视为未来战场夺取制空-制天权的颠覆性战略武器。在商用领域, 入轨空天飞机在提高发射载重比和降低航天发射费用方面优势显著, 可作为卫星的空中发射平台。因此, 高超声速技术已成为各航空航天大国关注和发展的重点。

美国是最早开展高超声速技术研究的国家,

在 2001 年提出了国家航空航天倡议, 从国家层面对技术体系进行统一规划, 并将高超声速技术作为快速全球打击和响应性空间进入的核心予以发展。开展了 X-43A、HTV 猎鹰、X-51A、X-37B 等高超声速飞行器的研制; 提出了猎鹰组合循环发动机技术 (FaCET) 计划、高速涡轮发动机验证计划 (HiSTED)、模态转换 (MoTr) 验证计划、先进全状态发动机 (AFRE) 计划等, 重点对涡轮基组合循环 (TBCC) 技术开展研究。英国宇航局在 2020 年 5 月启动了以“佩刀”发动机为动力的高超声速飞行试验台概念研究工作, 为该发动机的飞行试验做准备。

收稿日期: 2022-03-01

作者简介: 高海红 (1985-), 女, 辽宁沈阳人, 高级工程师, 主要从事航空发动机情报研究和俄语科技翻译工作。

日本在2020年3月公布了高超声速武器研发路线图,将同时发展高超声速巡航导弹(HCM)和超高速滑翔弹(HVGP)两种防区外高超声速打击武器系统。印度也在2020年进行了高超声速技术验证飞行器(HSTDV)的第2次试飞,首次成功验证了其自主研发的、以煤油为燃料的超燃冲压发动机技术。

俄罗斯自20世纪50年代起就开始了空天飞行器及其动力技术的原理研究,60~90年代相继启动了“螺旋”、“冷”、“鹰”系列空天计划,验证了冲压发动机技术、各类组合动力构型、热管理技术等^[2-3]。近年来,俄罗斯加大了高超声速导弹领域的研究力度,“锆石”、“匕首”、“先锋”等项目捷报频传。为对抗美国多项空天飞行器与高超声速技术研发计划,在对往返式空天运载器市场前景充分分析后,于2008年启动了高超声速无人运载飞行器项目“铁锤”。该项目由闪电科学生产联合体(简称闪电公司)牵头,目前已完成高超声速运载飞行器方案的可行性论证,并试验验证了进气道的关键技术^[4]。下文对“铁锤”项目第一阶段运载飞机及其动力的研究进展进行解析,以期为我国空天入轨飞行器及其动力研究提供参考借鉴。

2 项目基础与研制目标

1962年,为应对美国研制的X-20Dyna Soar高超声速飞行器,时任155设计局总设计师的米高扬提出研制组合动力空天系统代替火箭发射装置,一方面提高发射地点和发射时间选择的灵活性,另一方面扩大航天系统的军事应用潜力^[5]。1965年,在闪电公司总设计师格列博·罗金斯基的领导下,正式启动了高超声速有人入轨飞行器项目“螺旋”。为应对美国20世纪70年代开始的航天飞机研制项目,苏联开始研制“暴风雪”号航天飞机^[6]。虽然“螺旋”和“暴风雪”这两个项目由于政治和经济原因未能继续实施,但为后来的“铁锤”项目提供了扎实的技术基础和试验验证经验。

2008年,俄罗斯正式启动“铁锤”项目,由闪电公司牵头,中央空气流体力学研究院(TsAGI)等单位参与研制,旨在利用已掌握的航空与火箭技术,研制可重复使用的近地轨道(高度200 km)、小尺寸、超轻型无人运载空天飞行器,包括运载飞机和能够将有效载荷发射到太空的入轨级^[7],为中型和重型空天运输系统的研制奠定技术基础。“铁锤”项目分两个阶段开展,第一阶段目标是确定运载飞机的内、外部结构,验证结构的可行性;第二阶段目标是确定入轨级的布局 and 结构方案,深入研

究冲压发动机扩张喷管的推力特性,以及根据有效载荷最大化原则优化可重复使用无人运载飞行器的飞行轨道。

3 “铁锤”项目运载飞机原型机方案

闪电公司有着丰富的高超声速飞行器研制经验,先后承担了“螺旋”、“暴风雪”和重复使用航空航天系统(MAKS)等项目。其中,在“暴风雪”项目中,对采用冲压发动机的有翼飞行器开展了验证,并进行了成功发射,还验证了石英纤维板的热防护性能,可承受1600℃的高温^[8];在MAKS项目中,积累了亚声速运载飞机和外挂燃油箱入轨级的研制经验。“铁锤”项目运载飞机的原型机采用的是闪电公司前期自行研制的多状态高超声速无人飞行器(图1),其尺寸比较小,飞行马赫数为1.8~4.0,飞行高度为20 km,采用了亚燃冲压发动机和带隔道进气道,利用固体燃料助推器从地面发射助推至飞行高度和马赫数。

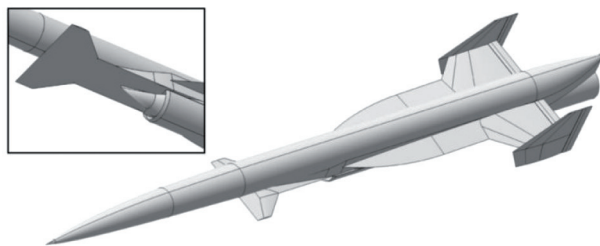


图1 “铁锤”项目运载飞机原型机外形图
Fig.1 Outline of vehicle prototype for Hammer project

TsAGI负责运载飞机原型机的气动设计与试验,提出了鸭式(鸭翼位于机翼前方)、飞翼和混合式原型机气动布局方案(图2),在对3种方案在典型飞行轨迹下的飞行技术特性(表1)进行对比研究后,决定采用混合式结构布局。该混合式布局将鸭式和飞翼布局融合在一起,以实现阻力最小、高空高速性能最优。

4 “铁锤”项目运载飞行器总体布局

“铁锤”项目运载飞行器运载飞机长36.0 m,质量7400 kg,翼展13.2 m,高约2.0 m(不包括起落架),采用40°后掠悬臂机翼,可携带载荷1000 kg^[9]。与原型机相比,“铁锤”项目运载飞机增加了在普通机场起飞和着陆的要求。为了达到冲压发动机在起动并开始产生推力之前所要求的最小马赫数,运载飞机采用了TBCC动力装置,即冲压发动机与涡轮发动机组合的形式,加速飞行的马赫数范

围在 0.27~4.00。最终的飞行器总体布局见图 3。

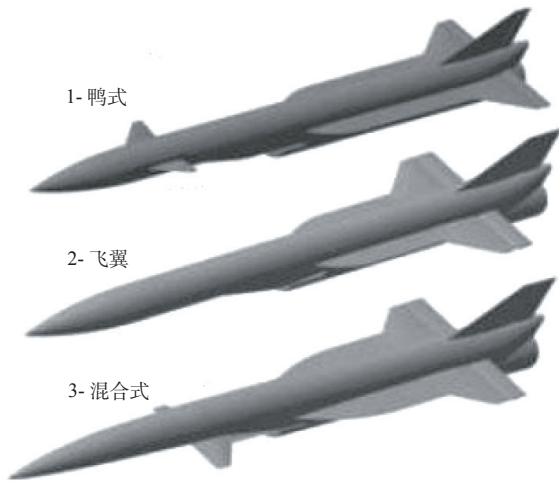


图 2 TsAGI 设计的运载飞机原型机气动布局
Fig.2 Aerodynamic layout of prototype designed by TsAGI

表 1 典型飞行轨迹下的原型机气动布局方案对比
Table 1 Comparison of prototype aerodynamic scheme under typical trajectory

性能	鸭式	飞翼	混合式
起飞质量 /kg	≈700	≈700	≈700
最大飞行高度 /m	23 400	23 600	23 800
冲压发动机运行时最小马赫数	1.66	1.65	1.58
冲压发动机运行时最大马赫数	3.71	3.69	4.31
滑翔最小速度 /(m/s)	61.71	66.69	57.72

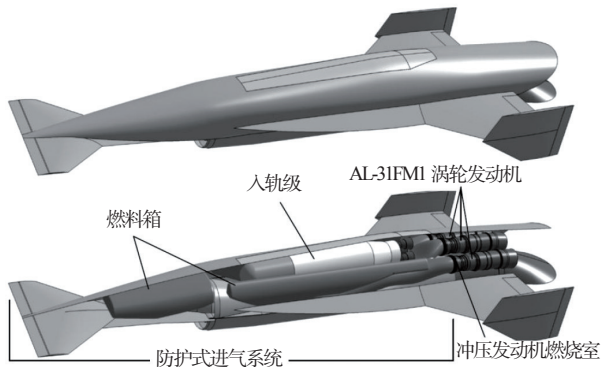


图 3 “铁锤”项目空天飞行器总体布局示意图
Fig.3 Overall layout of air vehicle for Hammer project

“铁锤”项目运载飞机组动力高速段采用了技术难度较低且成熟度高的亚燃冲压发动机, 低速段则选择了 3 台 AL-31FM1 发动机 (全加力状态下单台发动机推力可达 13 034 daN)。该 TBCC 发动机的特点是宽度较小、长度较长, 几乎占据了整个机身下部和尾部。为防止污染物、外来物落入进气道, 飞机起落架采用 4 点分布在机身两侧。

入轨级分为两级, 第一级安装 RD-0124 火箭发动机 (空载推力 2 940 daN, 比冲 359 s, 外形尺寸较

小, 带收敛燃烧室), 第二级安装 RD-0124M 火箭发动机 (空载推力 7 350 daN, 与 RD-0124 的区别在于只有一个燃烧室, 且尾喷管直径更大)。运载飞机飞到 20 km 高度之后, 再以 45° 角爬升至 44 km 高度, 此时入轨级从运载飞机舱门分离并发射; 当入轨级爬升至 115 km 高度, 分离第一级助推器, 第二级继续爬升至 200 km 高度入轨。

5 “铁锤”项目关键技术

5.1 防护式进气系统技术

在确定水平起降高超声速无人运载飞行器外形时, 需解决飞行器与动力一体化的优化问题^[10]。“铁锤”项目原型机采用了带隔道的进气道设计, 涡轮发动机和冲压发动机的进气管路在进气道超声速段分开。超声速段设置为不可调构型, 通过一个简单的转换装置转换各通道间的空气供给, 其工作原理是消除迎面气流对转换器可活动部分的反作用力。与传统的可调矩形进气道相比, 该结构可以通过减轻转换器本身及转换器驱动装置的质量实现进气系统减重。进气道在起飞时以涡轮发动机模式工作, 速度爬升到 2.0 马赫时转换到冲压发动机模式 (图 4) 工作。

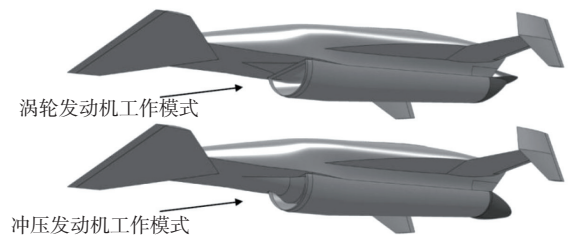


图 4 涡轮发动机与冲压发动机工作模式下的进气道外形
Fig.4 Inlet profile of turbine engine and ramjet engine under working mode

在进气道结构中设计隔道, 其目的是当飞行马赫数大于 2.5、攻角增大时可以提高进气道的流量系数和总压恢复系数。这种进气道带隔道的结构最早应用于彩虹设计局研制的 X-90 高超声速导弹, 但运载飞机并不适合使用用于导弹的迎面隔道。为此 TsAGI 在 20 世纪 80 年代初试验研究的基础上对隔道进行了改进设计, 将隔道调整到机身下部, 保留了两级锥体, 且两级锥体的设计马赫数不同。这种结构可以在宽马赫数范围内获得更好的气动性能。2009~2010 年, 原型机的进气道在 TsAGI 的 SVS-2 试车台上开展了试验 (图 5)。

5.2 亚燃冲压发动机技术

“铁锤”项目运载飞机组动力采用的亚燃冲

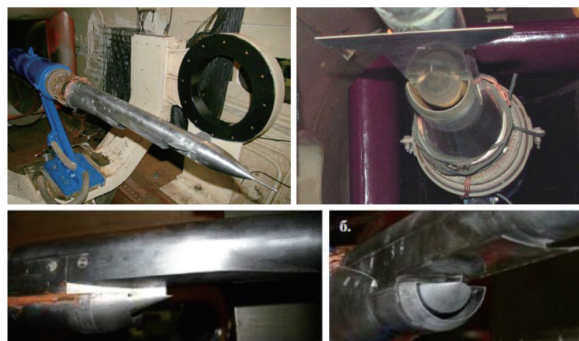


图5 原型机带隔道进气道模型试验照片
Fig.5 Photograph of prototype test

压发动机,其外径为3 m,带有分片式喷管-排气锥。当涡轮发动机工作时,喷管-排气锥呈闭合状态,保证机身绕流无气流分离;当转换到冲压发动机工作模式时,喷管排气锥呈打开状态,此时喷管可看作是一个超声速收敛气道,在大马赫数下冲压发动机中的气流在某种程度上不完全膨胀时,可以通过喷管上调节片上的压力纵向分量保障推力增长。

为了增大飞行航程,在运载飞机使用模式中设计了滑翔状态(不向发动机供给燃油)。当冲压发动机关闭后,运载飞机进入滑翔状态,此时喷管排气锥可作为一种节流装置,通过调整调节片控制进气道中气流流动面积,使亚声速扩压器通道中产生的推力等于喷管阻力。这种节流方式的工作原理已在 TsAGI 的 SVS-2 试车台上得到验证,试验时进气道从马赫数 1.3 开始能够稳定工作,证明了在马赫数 1.3 到最大马赫数范围内采用喷管作为进气道节流装置实现滑翔状态的可行性。

6 气动与飞行特性

在运载飞机气动性能计算过程中,闪电公司对组合动力装置的原始输入数据进行了修正。其中,涡轮发动机采用根据 AL-31FM1 台架试车数据对 AL-31F 发动机进行修正后的推力-耗油率特性值作为输入,冲压发动机采用根据原型机燃烧室和进气道隔道安装角进行成比例换算得到的数据作为输入。最终,运载飞机的气动计算结果呈以下特点:

(1) 涡轮发动机工作模式下,其超声速阻力值比冲压发动机工作模式下的高(图6),这主要是喷管排气锥关闭产生的底部阻力所致。冲压发动机工作模式下,喷射气流未完全膨胀,覆盖了打开排气锥状态时的喷管的整个底部区域,使得机身背风区域实际上没有阻力。

(2) 冲压发动机工作模式下,攻角约为 6° 时运

载飞机的升阻比最大(图7),其中马赫数 4.0 时对应的最大升阻比为 5.71。

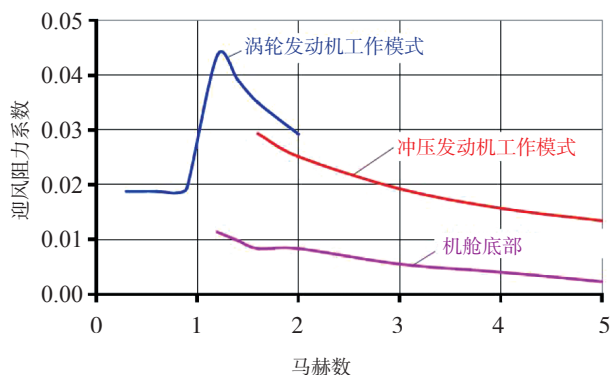


图6 0° 攻角时运载飞机迎风阻力系数与马赫数的关系
Fig.6 Windward drag coefficient vs. Mach number for vehicle at 0° attack angle

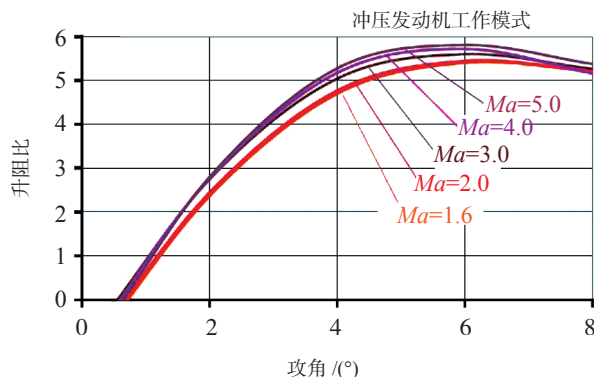


图7 不同马赫数下运载飞机升阻比与攻角的关系
Fig.7 L/D ratio vs. attack angle for vehicle under different Mach number

(3) 机翼安装角为负值时,在正攻角区域运载飞机处于自平衡状态,升降副翼平衡偏转角最小。内多电发动机燃油系统发展提供借鉴。

运载飞机的飞行任务是在飞行中,在符合参考轨道上有效载荷质量最大条件的高度、速度和入轨角度下释放入轨级。在“铁锤”项目初始研究阶段,还提出了一系列任务,包括利用急剧上扬机动动作,将飞行器升至最大高度和最大飞行速度,以此产生较大的正值入轨角度。由图8可知,涡轮发动机需要加速至马赫数 2.0 左右,再转换到冲压发动机状态,保证将入轨级带至发射轨道所需的飞行高度、发射速度和轨道角度。这一过程已得到试验验证,既提升了项目可靠性,又降低了项目成本。在确定运载飞机典型飞行轨迹过程中,还得到了从 0° 到最大角度范围内不同入轨角度和不同飞行质量对应的稳定飞行区域(图9)。

虽然“铁锤”项目高超声速运载飞机的飞行轨

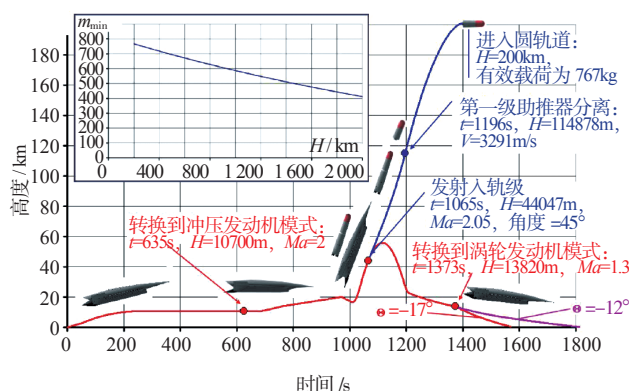


图8 “铁锤”项目运载飞机系统飞行轨迹和轨道运载能力
Fig.8 Trajectory and orbit carrying capacity for vehicle of Hammer project

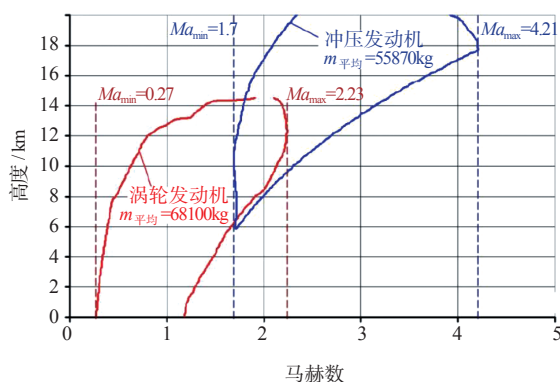


图9 “铁锤”项目运载飞机不同飞行轨迹段平均载重的水平稳定飞行区域
Fig.9 Horizontal stable flight zone with average load in different trajectory of vehicle of Hammer project of Hammer project

迹和使用规划与美国 DARPA 的“快速响应小载荷低成本运载”(RASCAL)项目类似^[11-12],但“铁锤”项目无需使用机载储备液氧,也未采用射流预冷扩包线技术。在亚燃冲压发动机工作模式下,其推重比可以使运载飞行器进入发射轨道,入轨级轨道角度约为 45°,而 RASCAL 的入轨级轨道角度只有 20°左右。

7 结束语

“铁锤”项目第一阶段任务已结束,完成了运载飞行器的气动和结构设计,验证了这种结构形式的可行性,确定了运载飞机采用 TBCC 发动机作为动力。研制工作的顺利开展主要有以下 3 点经验值得借鉴:第一,闪电公司在空天领域有着大量的技术积累与经验传承,把从“螺旋”、“暴风雪”等项目中掌握的大量高超声速技术、开发经验和研制成果应用到了“铁锤”项目中。第二,“铁锤”项

目的研发思路是充分利用已掌握的成熟技术和通用技术,如彩虹公司高超声速导弹采用的防护式进气道结构、批量生产的 AL-31FM1 发动机和亚燃冲压发动机技术,避免使用成熟度不高和不擅长的先进技术,如没有对标采用超燃冲压技术,飞行马赫数也没有要求达到 5 级。第三,“铁锤”项目发展思路清晰,研制对象从易到难、尺寸由小到大,研制之初定位为可重复使用的小尺寸轻型无人空天飞行器,未来可利用项目已验证的设计与工艺技术,为中、大载重量级航天运输系统无人运载飞机和组合动力装置的原型机/验证机研制提供支撑。

参考文献:

- [1] 赵海洋,刘书雷,吴集,等.国外高超声速临近空间飞行器技术进展[J].飞航导弹,2013,(9):8—13.
- [2] Ланшин А И. Комбинированные ВРД для гиперзвуковых летательных аппаратов[C]// Научный Вклад в Создание Авиационных Двигателей. Москва: 2000.
- [3] 时兆峰,叶蕾,宫朝霞.俄罗斯高超声速技术发展历程[J].飞航导弹,2014,(10):20—22.
- [4] Плохих В П, Бузулук В И. Высокоскоростные летательные аппараты с межконтинентальной и глобальной дальностью полета[J]. Наука и Технологии в Промышленности, 2012,(1):92—99.
- [5] Спираль («50») воздушно-орбитальная система[Z/OL]. <https://testpilot.ru/russia/mikoyan/spiral/>.
- [6] 孙延宏.俄罗斯的空天飞机计划[J].国际太空,2004,(8):10—15.
- [7] Макеич Г С, Тюкаев М Ю, Чибисов Я Н. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбопрямоточной силовой установкой[J/OL]. Труды МАИ, 2012,(51):1—20.
- [8] Гиперзвук. Фундаментальные основы наукоемких технологий[R]. 2017.
- [9] Молот-российская гиперзвуковая воздушно-космическая система[Z/OL]. (2019-05-18). <https://technowar.ru/105181-molot-rossijskaja-giperzvukovaja-vozdushno-kosmicheskaja-sistema.html>.
- [10] Зфдонский С М, Косых А П. Расчетно-экспериментальное исследование аэродинамических характеристик модели гиперзвукового летательного аппарата интегральной компоновки[J]. Ученые Записки ЦАГИ, 2013,(1):75—85.
- [11] Graham W. NASA contract reveals Adour engine's role in DARPA hypersonics[J/OL]. (2019-09-30). <https://aviationweek.com/defense-space/nasa-contract-reveals-adour-engines-role-darpa-hypersonics>.
- [12] Young D A, Olds J R. Responsive access small cargo affordable launch (RASCAL) independent performance evaluation[R]. AIAA-2005-3241, 2005.