

空天飞机/吸气式推进系统 一体化性能的模拟^{*}

王占学 唐狄毅

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 从一体化角度出发, 进行了空天飞机/吸气式推进系统一体化性能的数值模拟。给出了涡扇发动机和冲压发动机的参数选择方法和计算结果, 采用工程计算的方法, 计算了进气道和喷管的特性。最后给出了性能一体化的合成结果。

主题词: 航天运输系统, 涡轮风扇发动机, 冲压喷气发动机, 进气道-发动机匹配, 飞机-发动机匹配, 数值仿真

分类号: V 235

SIMULATION OF INTEGRATED PERFORMANCE OF AEROSPACE PLANE/ AIR-BREATHING PROPULSION SYSTEM

Wang Zhanxue Tang Diyi

(Dept. of Aerospace Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The integrated performance of aero-space plane/air-breathing propulsion system was simulated. Choosing method of main design parameters of turbo and ramjet were described. Based on given design parameters, the engine performance was computed along flight trajectory. An engineering method was used to compute the characteristics of induction system and exhaust system. According to the approach of force accounting, the integrated performance of vehicle/air-breathing propulsion system was calculated.

Subject terms: Space transportation system, Turbofan engine, Ramjet engine, Inlet-engine matching, Airplane-engine matching, Numerical simulation

1 引 言

空天飞行器的较经济的发射以及跨大气飞行器的军事潜在用途, 促使国外对各种吸气式组合发动机进行了广泛的研究。大量的研究表明, 这类发动机是最有前途的候选动力方案^[1]。鉴于当前尚不存在可以开展全机与推进系统一体化实验研究的地面设备, 数值模拟是开展这项关键技术研究的一个有效途径。本文的工作就是根据现有的计算条件, 从一体化的角度出发, 进行吸气式组合发动机性能的模拟。

* 收稿日期: 1998-10-30, 修回日期: 1999-06-22, 本课题系国家“八六三”基金资助项目

2 涡扇和冲压发动机性能计算

2.1 涡扇发动机设计参数的确定和循环分析

涵道比的选择应考虑到推力性能、燃料消耗率和发动机的质量尺寸。考虑到涡扇发动机在整个飞行范围内只起加速器的作用,使飞行器达到冲压发动机单独有效工作的飞行速度,在飞行过程的大部分时间并不工作。因此,对涡扇发动机,质量和尺寸应尽可能小,而燃料消耗的增大是次要因素。所以应该选择带加力的小涵道比涡扇发动机作为加速器。涡轮前温度和压气机增压比的选择方法见文献[2]。

目前使用的主要燃料有航空煤油和液氢。这两种燃料各有优缺点,液氢燃料的热值 120.1 MJ/kg 远高于煤油的热值 43.2 MJ/kg ,因此,液氢燃料比冲高。但是液氢的密度小于煤油的密度,燃料箱容积大,相应的飞行器升力/阻力(L/D)减小。当 $Ma \leq 3.5$ 时,可以采用航空煤油。

采用一维、稳态的方法分析JP-4燃料的涡扇发动机循环,计算过程见文献[3],涡扇发动机的参数见文献[4]。在马赫数 $0 \sim 3.5$ 时,计算了涡扇发动机的性能参数。图1表示了未安装的发动机推力沿飞行轨迹的变化,在跨声速范围,推力很低。

2.2 冲压发动机参数的确定和循环分析

研究中的空天飞机转级马赫数为6.5,亚声速燃烧方式的冲压发动机可以满足任务需要。采用一维热动力分析的方法分析冲压发动机循环,程序自动计算了燃烧室动量损失。采用液氢燃料,燃烧室面积和燃烧效率为常数,燃烧室进口前燃料温度可以是不同的值。冲压发动机参数见文献[4]。

燃料进入燃烧室的温度对发动机的性能有很大的影响,图2表示不同的燃料进口温度下推力的变化。以 100 K 的燃料进口温度为基准,在相同的化学当量比时,燃料的温度高,加入燃烧室的热量多,相应的会增加发动机的推力。燃料进口温度 500 K ,马赫数6.5时,推力增大达到4%,因此,在发动机的设计过程中,要充分利用液氢来冷却进气道、扩压器和燃烧室等部件。

本文计算了马赫数 $3.5 \sim 6.5$ 时冲压发动机的性能。图3表示冲压发动机推力沿飞行轨迹的变化。在低的马赫数,流过冲压发动机的流量由冲压管道限制。因为采用了亚声燃烧方式,燃烧室进口的马赫数不应太高,否则燃烧室出口会出现堵塞现象。在高的马赫数,流过发动机的流量由进气道的面积来确定。在马赫数4.5时,推力的迅速降低,是因为在马赫数4.5时,飞行高度在臭氧层范围内,为了减小对臭氧层的破坏,要求飞行器迅速通过臭氧层。这时飞行器等速爬高,推力下降。

3 进气道-发动机-喷管性能的匹配

超声速飞机通常以最大飞行马赫数作为进气道的设计点。如果在空天飞机的进气道设计中也承袭这一原则,那么进气道在跨声速区的溢流或旁路现象将非常严重。为了避免这一问题,空天飞机的进气道设计要考虑前体预压缩的影响,并适当降低设计马赫数以兼顾跨声速区的性能。本文进气道设计马赫数定为4.2,这时相当于飞行马赫数6.5,飞行攻角 15° 。鉴于高超声速飞行器的进气道必须做成几何可调的,以达到整个飞行范围内进气道和发动机良好的匹配,本文选取了二元、三斜板、变几何混压式进气道。进气道特性的计算方法具体见

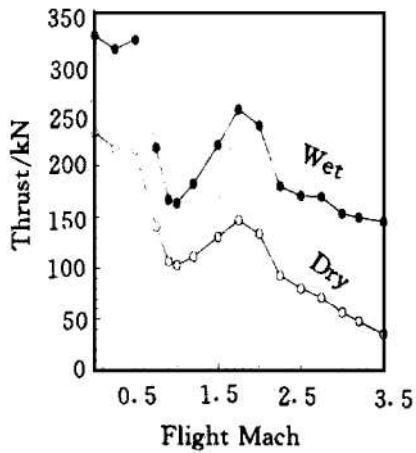


Fig. 1 Turbofan thrust along flight trajectory

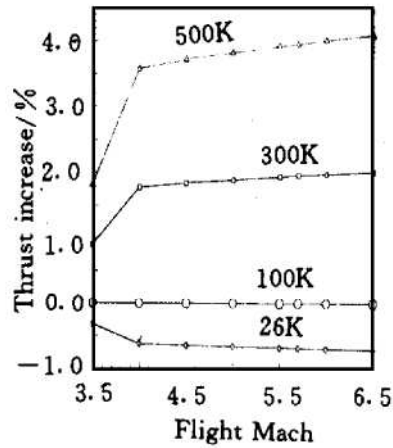


Fig. 2 Effect of fuel temperature on ramjet thrust

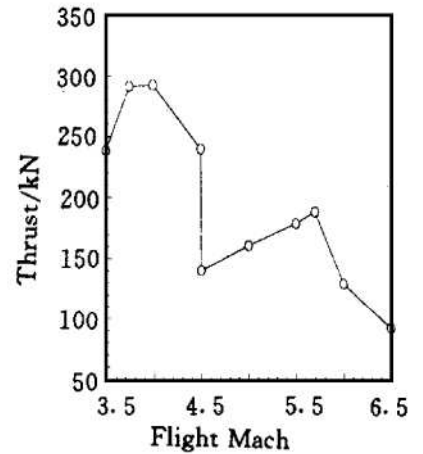


Fig. 3 Ramjet thrust along flight trajectory

文献 [5]。

流量匹配是进气道-发动机匹配的核心问题。在 $Ma \leq 0.9$ 时, 冲压发动机不工作, 但允许多余的空气通过, 因此, $Ma \leq 0.9$ 时, 组合发动机需要的空气流量就是涡扇发动机需要的空气流量。 $0.9 \leq Ma \leq 3.5$ 时, 涡扇发动机和冲压发动机同时工作, 组合发动机需要的空气流量是涡扇发动机和冲压发动机所需空气流量之和。在这个区间, 冲压燃烧室当量比 $\phi = 0.6$, 保证冲压发动机产生最大推力是确定通过冲压发动机空气流量的原则, 即冲压发动机燃烧室出口处于堵塞状态。 $3.5 \leq Ma \leq 6.5$ 时, 涡扇发动机关闭, 冲压发动机单独工作, 组合发动机需要的空气流量就是冲压发动机所允许通过的最大空气流量。但是, 由于受进气道几何捕捉面积的限制, 进气道提供的空气流量不足以使冲压燃烧室出口堵塞。因此, 进气道捕捉的空气流量能够全部通过冲压发动机。

图4中 A_{OE}/A_C 曲线表示了空天飞机以攻角 4° 沿飞行轨迹飞行时, 组合发动机所需要的空气流量曲线。因此可根据图4来确定进气道的调节规律。进气道调节的原则是在满足发动机需要的空气流量的同时, 阻力应该尽量小, 使总压恢复系数高。如果仅仅为满足空气流量匹配, 多余的流量全部溢流, 那么在亚、跨声速范围, 溢流阻力会非常大。因此旁路系统是必不可少的。通过旁路系统放出一部分多余的空气, 可以减小总的阻力。这与前面的分析是一致的。

图4同时也给出了进气道质量流量比 A_{OI}/A_C 、附面层抽吸流量比 A_{OBL}/A_C 、旁路流量比 A_{OBP}/A_C 随进气道当地马赫数的变化。由图可见, 在低速区, 随着 Ma 增大, A_{OI}/A_C 逐渐减小, 至跨声速区达到最小。 $Ma \leq 0.9$ 时, 多余的流量流过冲压发动机。在跨声速区, 多余的流量由旁路系统放出, 随着 Ma 的增加, 旁路系统的流量逐渐减小。附面层抽吸量随着 Ma 增大而增加。

图5表示了飞行攻角 4° 时溢流阻力系数、附面层抽吸阻力系数、旁路阻力系数以及总的阻力系数随进气道当地马赫数的变化。由于进气道的设计马赫数比较高, 在跨声速区, 进气道提供的流量远大于发动机 (涡扇和冲压发动机) 所需要的流量, 溢流和旁路现象非常严重, 因此, 在跨声速区, 溢流阻力和旁路阻力急剧增大, 总的阻力系数最大。另外, 在马赫数 3.5 附近, 溢流阻力系数又突然升高。这是因为在此时, 涡扇发动机突然关闭, 冲压发动机开始单独工作, 发动机需要的流量减小, 溢流流量增加, 引起溢流阻力的增大。附面层抽吸阻力系数随

当地马赫数增大而增加。

另外, 本文还计算了飞行攻角 0° 和 8° 时流量比和阻力系数随进气道当地马赫数的变化, 变化趋势和飞行攻角为 4° 时相似。

关于喷管/后体特性的计算, 文献 [6] 有详细说明, 在计算过程中采用了文献提供的计算结果。

4 推进系统一体化性能的合成

推进系统一体化力的合成是根据文献 [4] 提供的方法进行的。

在第2节计算了两种发动机单独工作时的推力, 并未考虑两种发动机同时工作的问题。但是, 由于进气道捕捉面积的尺寸是在高的飞行马赫数时确定的, 所以在涡扇发动机工作期间, 涡扇发动机所需的流量小于进气道捕捉到的空气流量。如果剩余的流量在进气道进口处溢流或经过旁路系统放出, 必然会产生较大的溢流阻力和旁路阻力, 如果剩余的流量经过冲压发动机, 在冲压燃烧室喷入液氢燃料并点火, 产生推力, 不仅增大了推进系统的推力, 而且减小了溢流阻力、旁路阻力、后体阻力。

图6表示了涡扇发动机和冲压发动机的推力沿飞行轨迹的变化。在 $Ma \geq 0.9$ 时, 冲压发动机开始工作; 在 $0.9 \leq Ma \leq 2.75$ 的飞行区间内, 冲压燃烧室和喷管的流通能力限制了通过冲压发动机的流量; $Ma > 2.75$ 时, 进气道的供气能力限制了通过冲压发动机的流量。可以看出, 冲压发动机的推力随着马赫数的增加而增加, 在总的推进力中, 占的比例越来越大。为了更清楚地说明问题, 图7表示了涡扇发动机和冲压发动机同时工作时, 冲压发动机的净推力和总推力的比值, 从图上看, 在马赫数1.2时, 冲压发动机贡献的推力占总推力的20%, 马赫数3.5时, 冲压发动机贡献的推力占50%。由于在高马赫数时冲压发动机的推力占很大比例, 因此采用节流的方法可以使转换(涡扇工作向冲压单独工作)马赫数达到更高, 这时涡扇发动机节流造成的推力损失可以由冲压发动机产生的推力补偿。另外, 同时工作的模式不会引起两种工作状态转换过程出现较大的波动。

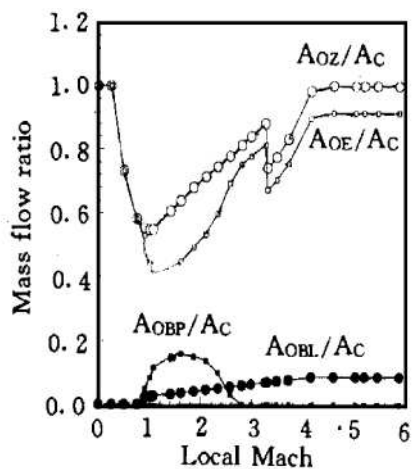


Fig. 4 Mass flow ratio

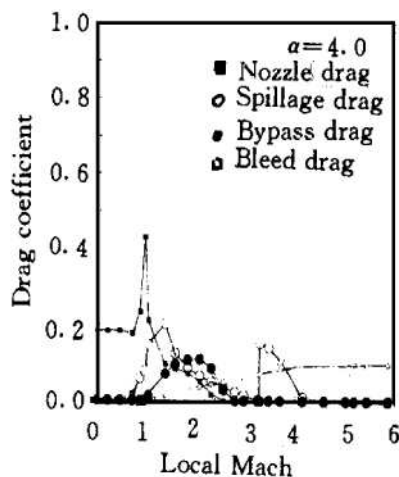


Fig. 5 Drag coefficient

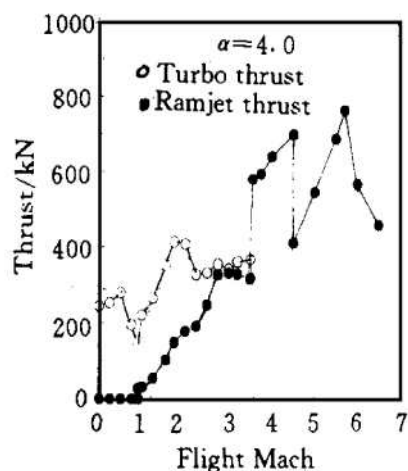


Fig. 6 Thrust of turbofan and ramjet

图8、图9给出了飞行攻角为 4° 时总的安装阻力系数、推力沿飞行轨迹的变化。随着马赫数的增加,总推力和净推力的比值也增大。

同时,本文还计算了飞行攻角 0° 和 8° 时的安装性能,通过比较,可以清楚地发现,随着飞行攻角的增加,前体预压缩程度增大,总推力和净推力都增加,因此在空天飞机的研究过程中,前体预压缩的影响是不能忽略的。

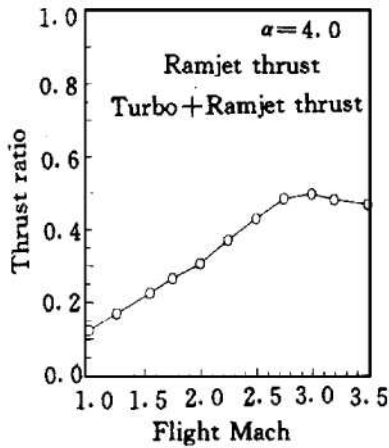


Fig. 7 Ratio of ramjet thrust to total thrust

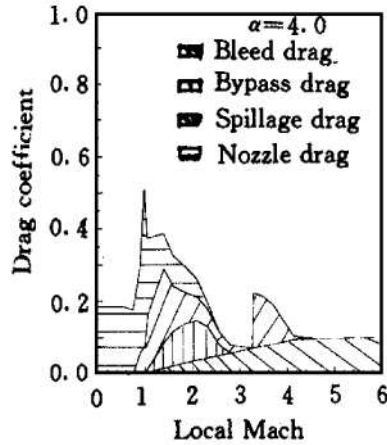


Fig. 8 Installation drag coefficient along flight trajectory

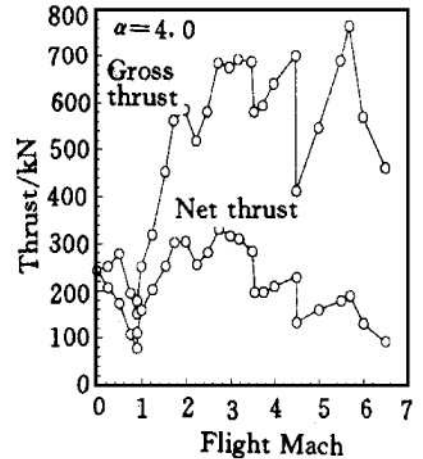


Fig. 9 Thrust along flight trajectory

5 结 论

(1) 因为空天飞机的高度一体化特性,飞行器和推进系统的参数紧密相关,相互作用,相互影响,所以不能用设计涡扇发动机的传统方法,而必须采用一体化设计方法来设计吸气式组合发动机。

(2) 组合式推进装置的选择,要立足于当前技术发展的成熟性,性能要满足飞行器的任务需要。本文的研究选取了涡扇发动机和亚声速燃烧冲压发动机。计算表明,这种组合方式是可行的。

(3) 对于高度一体化的飞行器,安装对性能的影响(溢流、附面层抽吸、旁路、后体阻力)是必须考虑的。

(4) 一体化力的合成也是研究的主要内容之一。

参 考 文 献

- 1 Steinebach D, Kuhl W. Design aspects of the propulsion system for aerospace planes. AIAA 93-5127
- 2 王占学. 空天飞机/吸气式推进系统一体化性能研究: [学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1998.
- 3 屠秋野. 燃气涡轮发动机非设计点模拟技术的研究: [学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1996.
- 4 王占学, 屠秋野, 唐狄毅. 空天飞机吸气式推进系统/飞行器一体化分析. 推进技术, 1997, 18 (6)
- 5 Merwin Subukin. Theoretical and experimental investigation of additive drag. NASA CR-1187
- 6 赵小明. 飞机发动机安装性能研究: [学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1998.