

空天飞机吸气式推进系统/ 飞行器一体化分析*

王占学 屠秋野 陈玉春 唐狄毅

(西北工业大学航空发动机系, 西安, 710072)

摘要: 介绍在进行空天飞机推进系统设计时气动-推进界面的划分和几何参数的选择方法。根据选择的参数进行了小涵道比涡扇发动机和冲压发动机的性能计算, 最后给出了空天飞机推进力的计算方法。

主题词: 航天运输系统, 航天器推进, 飞机-发动机匹配, 一体化设计

分类号: V235

THE ANALYSIS OF AIRBREATHING PROPULSION SYSTEM/VEHICLE INTEGRATION FOR AEROSPACE PLANE

Wang Zhanxue Tu Qiuye Chen Yuchun Tang Diyi

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

Abstract: The definition of frame propulsion interface of aerospace plane is introduced. The methods of designing propulsion system and choosing geometry parameters are described. According to the chosen parameters, the performance of a propulsion system is calculated. The algorithm of determining net thrust of aerospace plane is given.

Subject terms: Space transportation system, Spacecraft propulsion, Airplane-engine matching, Integrated design

1 一体化性能研究中气动/推进界面的划分

空天飞机机体与推进系统是高度一体化的, 但为了明确气动分析和推进分析各自的计算任务, 应进行气动/推进界面(简称 API)的划分。推进分析应负责确定作用于斜板内表面、后体膨胀面的力和力矩, 而前体力和力矩由气动分析完成。另一方面, 为了确定发动机产生的推进力, 需要规定一个控制容积, 即规定控制体的进出口截面(简称 EAI)。API 的选择应根据两个因素来决定: (1) 系统的结构; (2) 分析研究的目的。

若分析的目的是确定气动参数对飞行性能的敏感性, 则主要升力面应由气动分析计算。若研究的重点是确定推进参数的敏感性, 则主要升力面应由推进分析考虑。飞行器处于研究阶段, 气动分析和推进分析应紧密配合。

在某些情况下, 推进系统工作可能对气动表面流场产生影响, 为了使气动分析可以脱离

推进系统的影响进行, 规定一个气动基准状态, 在力的计算中采用非基准修正的方法考虑推进系统的影响。若选择图 1 表示的 API 和 EAI, 力分析以及非基准修正用下式表示^[1]:

$$E_{NP} = F_G - F_{RAM} - F_{ADD\ FOREBODY} - \sum_1^N F_{ADD\ RAMPS} - \Delta\zeta_{INLET\ COWL} + \Delta\zeta_{NOZZLE\ COWL}$$

$$\text{其中: } \zeta = \int_S (p - p_\infty) dS + \tau dS, \quad F = \int_A \{(\rho \vec{V} \vec{V} + (p - p_\infty))\} dA$$

2 发动机性能和几何参数的确定

进行高超音速发动机的计算机模拟, 最好采用模块式合成程序。从涡轮发动机设计点计算开始, 通过设计点参数: 高度、马赫数、发动机质量流量、技术水平和几何尺寸等的规定, 所要模拟的发动机就确定了。

涡轮发动机和冲压发动机非设计点性能由合成程序中的有关子程序计算。涡轮和冲压发动机程序都包括化学分析程序。这个程序考虑了计算加力燃烧室、冲压发动机和喷管时由于高温引起的真实气体效应(离解效应)。

上述发动机程序和其它考虑了所有附加影响的子程序结合在一起, 例如: 预压缩, 可变进气道特性, 不同进气道工作方式——分隔板打开/关闭, 有/无涵道, 有/无溢流或放气, 推力喷管特性, 以及后体阻力等程序。有三种工作方式: (1) 涡轮发动机单独工作; (2) 涡轮和冲压发动机同时工作; (3) 冲压发动机单独工作。

在计算过程中, 设置了许多内部检查, 检查发动机和推进系统每个部件是否在它们的物理限制范围内, 例如: 最大喷管喉部面积限制, 最大冲压管道马赫数限制等。

发动机设计和几何参数的确定是与飞行任务所决定的飞行轨迹上关键点的性能要求密切相关的, 为此, 应确定飞行器的飞行轨迹。飞行轨迹的确定要考虑以下几点: (1) 飞行器飞行轨迹要保证动压头不超过规定值; (2) 发动机内部最大压力不超过规定值; (3) 过渡到超音速区时, 考虑到音爆的影响, 应选择噪音标准所允许的飞行高度。根据这些要求, 选择飞行轨迹如图 2 所示^[2]。从推进系统考虑, 决定发动机设计的主要因素是: (1) 起飞条件: 在可接受的噪声级下达到最小起飞静推力; (2) 低超音速区: 飞行器阻力和安装阻力都很大, 但动压头较低, 发动机推力仍很低。因此, 推力减阻力合成后的净推力很小, 这构成了涡轮发动机的设计约束准则。

低高超音速区是涡轮向冲压发动机的过渡段, 该段受发动机内部温度限制, 涡轮发动机的推力小, 而冲压发动机由于燃烧室和喷管喉部面积限制了推进系统的流量, 其推力也较低。所以该点决定了冲压燃烧室和喷管喉部面积的大小。接近最大马赫数时, 加速或巡航所需推

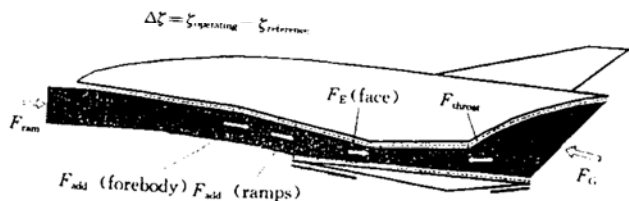


Fig. 1 Definition of force accounting interfaces

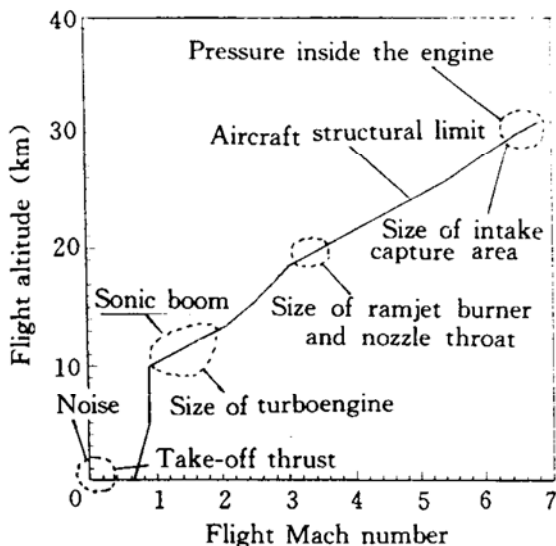


Fig. 2 Ascent trajectory showing critical parameters

力决定了进气道捕捉面积的大小。

另外, 加速段应有一个可接受的比冲, 巡航段比航程应满足优化要求, 由于涡轮发动机在大部分飞行时间 ($Ma \geq 3.5$) 是不使用的, 所以它的设计应保证重量和尺寸尽可能小, 而燃油消耗的增大是次要因素。根据上述分析, 我们选定:

- 涡轮发动机设计点 $H=10\text{km}$ $Ma=1.2$;
- 起飞马赫数 0.9, 涡轮发动机单独工作; 马赫数 0.9~3.5, 涡轮和冲压发动机同时工作; 马赫数 3.5——工作转换马赫数, 冲压发动机单独工作;
- 冲压燃烧室进口面积和喷管喉部面积在马赫数 3.5 时确定;
- 进气道捕捉面积, 最小喉部面积在最大马赫数时确定;
- 起飞推重比应达 0.6, 其它飞行马赫数不小于 0.3。

作为算例, 我们选择和计算了小涵道比涡扇发动机和冲压发动机, 参数选择见表 1 和表 2。计算结果见图 3~4。

Table 1 Turbo engine parameters

Design point	$Ma=1.2$ $H=10\text{km}$
Thrust (net)	247.27kN
Bypass ratio	0.15
Pressure ratio	$\pi_{Fan}=4\pi_{Total}=12$
Max. compressor exit temperature	1000K
Max. turbine inlet temperature	2000K
Max. afterburner exit temperature	2522K
Transition Mach number	3.5
Geometrical capture area	2.74m^2

Table 2 Ramjet parameters

Design point	$Ma=3.5$ $H=20\text{km}$
Thrust	392.4kN
Max. combustion chamber exit temperature	2522K
Combustion chamber inlet Mach number	0.29
Combustion chamber inlet area	1.7m^2
Transition Mach number	6.5

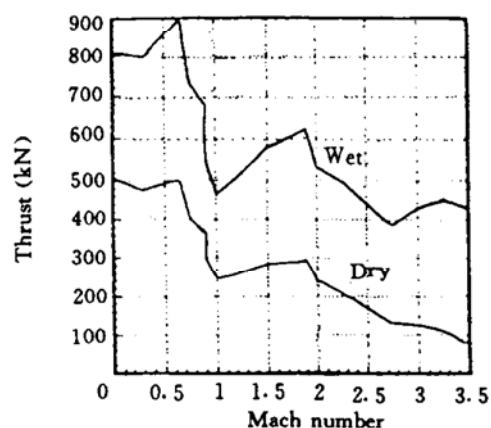


Fig. 3 Turbojet thrust

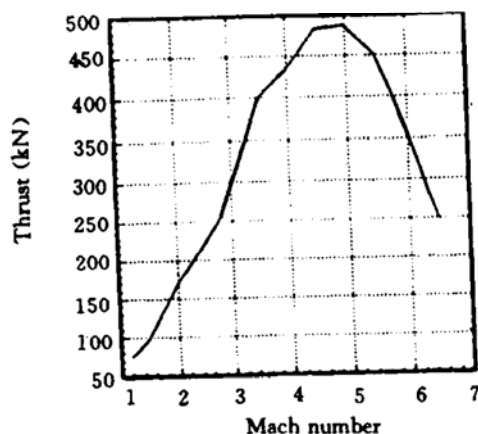


Fig. 4 Ramjet thrust

3 进/排气系统分析

由于高度一体化的特点, 进气道和尾喷管性能对飞行器性能影响是很大的。因此, 进气

道/尾喷管的设计是很重要的。进气道的设计准则包括：(1) 在所有飞行状态，满足空气流量需要，提供高性能、低畸变的空气流；(2) 高的总压恢复系数；(3) 低的阻力特性。

喷管的设计对推力的影响也是很大的，喷管的设计准则包括：(1) 能够使气流充分膨胀，产生最大推力；(2) 低阻力特性。为了达到高度一体化的目的，可利用飞行器后体作为喷管的膨胀斜面。

4 推进力的计算

确定了发动机几何和性能参数后，应进行飞行器净推力计算，即确定总安装推力和安装阻力。若 API 按上述程序选择，则净推力 F_x （沿飞行方向）和升力分力 F_L （垂直飞行方向）分别为

$$F_x = F_G \cos(\alpha + \beta) - (D_{R0} + D_{SPL} + D_J) \cos(\alpha + \delta) - D_{NB} \cos \alpha$$

$$F_L = F_G \sin(\alpha + \beta) - (D_{R0} + D_{SPL} + D_J) \sin(\alpha + \delta) - D_{NB} \sin \alpha + N_{SPL} \sin(\alpha + \delta)$$

式中各符号意义见图 6， D_{R0} ：进气道当地冲压阻力， $D_{R\infty}$ ：进口自由流冲压阻力； D_J ：进气道阻力（进气道唇口和冲波阻力）， D_{SPL} ：进气道来流方向溢流阻力， N_{SPL} ：垂直进气道来流方向的溢流阻力， D_{NB} ：喷管膨胀面阻力，FRP：机体参考平面， Ma_0 ：当地马赫数， Ma_∞ ：自由流马赫数， α ：攻角， β ：总推力矢量和 FRP 夹角， δ ：进气道来流和 FRP 夹角。

所以，为了计算净推力，需要计算总推力和各种安装阻力。 F_G 可由发动机性能计算得到， D_{R0} 的计算需通过飞行器前体对气流预压缩的流场计算得到。其它阻力可由下式计算：

$$D_J = C_{DCL} \cdot q_\infty \cdot A_C, \quad D_{SPL} = C_{SPL} \cdot q_\infty \cdot A_C$$

$$N_{SPL} = C_{LSPL} \cdot q_\infty \cdot A_C, \quad D_{NB} = C_{DNB} \cdot q_\infty \cdot A_C$$

其中， C_{DCL} 为冲波和唇口阻力系数， C_{DSPL} 为溢流阻力系数， C_{LSPL} 为溢流升力系数， C_{DNB} 为喷管膨胀面阻力系数， A_C 为参考面积， q_∞ 自由流动压头。

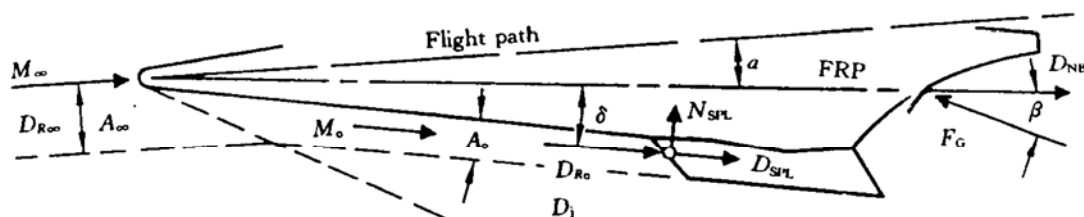


Fig. 6 Propulsion force accounting

由上述分析可以看出，一体化性能计算主要包括以下几方面任务：发动机设计/非设计性能计算，进/排气系统 CFD 分析及安装阻力计算。在进行上述计算前应合理划分气动-推进界面 (API) 和发动机-机体界面 (EAI)。

参 考 文 献

- 1 Numbers Keith. Hypersonic propulsion system force accounting. ISABE 91-7030
- 2 Zellner B, Sterr W. Integration of turbo-expander and turbo-ramjet engines in hypersonic vehicles. ASME 92-GT-204
- 3 Weidner John P. Conceptual study of turbojet ramjet inlet. NASA TM-80141.