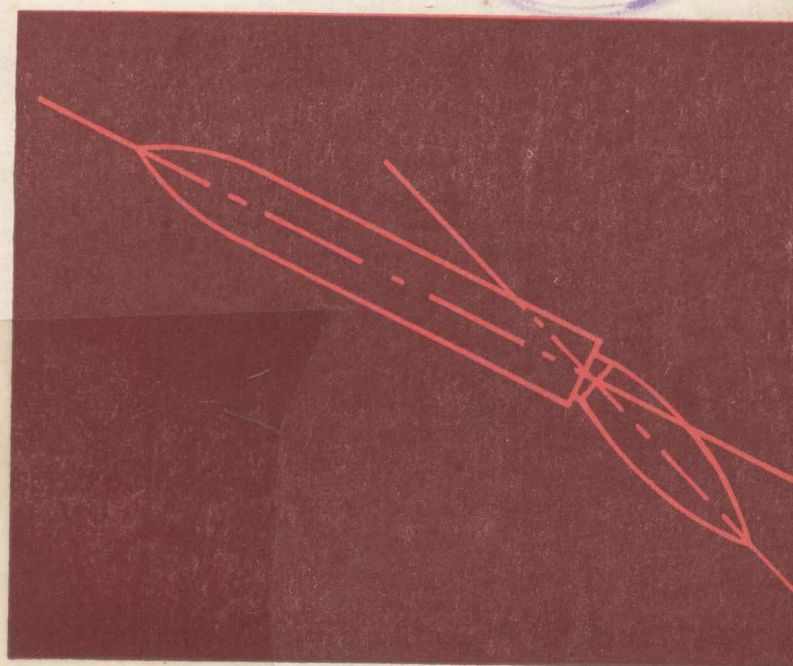


固体火箭发动机 推力向量控制

林 飞 王根彬 编著



国防工业出版社

固体火箭发动机推力向量控制

林 飞 编著
王 根 彬



国防工业出版社

411965

内 容 简 介

本书比较全面而详细地介绍了各种固体火箭发动机推力向量控制系统的工作原理、设计方法,以及飞行器对侧向控制力的要求。同时,对各种推力向量控制系统的性能和特点进行了分析比较,列举了它们在飞行器上的应用情况,并提出了飞行器设计中选择推力向量控制系统的准则。

另外,书中还提供了一些比较适用的计算公式、经验数据、图表、试验结果和结构设计图。

本书可供飞行器总体设计人员、控制与发动机系统专业设计、试验、管理人员及高等院校师生参考。

固体火箭发动机推力向量控制

林 飞 编著
王 根 彬

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168¹/₃₂ 印张 8¹¹/₁₆ 222 千字

1981年5月第一版 1981年5月第一次印刷 印数: 0,001—1,500册

统一书号: 15034·2170 定价: 1.10元

目 录

第一章 绪论	4
第一节 推力向量控制技术的重要性	5
第二节 推力向量控制系统的特点	7
第三节 飞行器控制力要求的确定	9
第四节 推力向量控制系统的分类	14
第二章 铰接接头可动喷管	17
第一节 概述	17
第二节 铰接接头可动喷管的设计	21
第三节 侧向控制力及操纵力矩的计算	26
第四节 伺服系统	32
第五节 可动喷管簇底部防热问题	45
第三章 柔性接头可动喷管	51
第一节 柔性接头简介	51
第二节 侧向力的计算与柔性接头的载荷分析	56
第三节 柔性接头的设计	59
第四节 操纵力矩的计算	75
第五节 柔性接头的制造	80
第六节 柔性接头的试验	83
第四章 液浮轴承可动喷管系统	87
第一节 简介	88
第二节 密封压力	93
第三节 密封环几何尺寸的确定	98
第四节 力矩特性	105
第五节 密封环的制造与试验	110
第五章 气体二次喷射推力向量控制	115
第一节 概述	115
第二节 流场的一般描述	121
第三节 侧向力计算	125

第四节	影响侧向力主要参数的分析.....	143
第五节	系统部件设计的主要问题.....	152
第六章	液体二次喷射系统	157
第一节	概述.....	157
第二节	侧向力的估算.....	160
第三节	液体喷射剂的选择.....	164
第四节	液体二次喷射系统的设计.....	169
第五节	液体二次喷射系统的试验.....	193
第七章	其他型式的推力向量控制系统	196
第一节	燃气舵.....	196
第二节	燃气桨.....	200
第三节	摆动喷管套.....	203
第四节	喷流致偏器.....	206
第五节	轴向与半球形喷流致偏器.....	209
第六节	斜切喷管.....	212
第七节	旋转喷管.....	214
第八节	球窝接头可动喷管.....	217
第九节	常平架可动喷管.....	219
第十节	空气二次喷射系统.....	222
第八章	飞行器的滚动控制	225
第一节	多喷管发动机的滚动控制.....	225
第二节	单喷管发动机的滚动控制.....	228
第三节	流体二次喷射滚动控制研究.....	232
第九章	推力向量控制系统的评价与选择	249
第一节	飞行器对推力向量控制系统的基本要求.....	249
第二节	各种推力向量控制系统的性能比较.....	251
第三节	选择推力向量控制系统的准则.....	254
第四节	推力向量控制系统应用及研究状况.....	259
结束语		269
参考资料		270

前 言

飞行控制要求的确定和控制系统的設計是研制空中飞行器系统中最为复杂的两个问题。发动机“推力向量控制”(TVC-Thrust Vector Control)系统就其功用来说,它是控制系统的重要组成部分,是与这两个问题紧密相关的。它是实现对飞行器控制的最终环节,关系到飞行的成败。试看:

一枚从潜艇弹射发射的导弹,刚出水面时,导弹倾斜了 $30^{\circ} \sim 40^{\circ}$,真是摇摇欲坠!但是,发动机迅即点火,在推力向量控制系统作用下,使发动机推力偏斜一定角度,产生侧向控制力,导弹很快恢复到要求的竖直状态,平稳向上正常飞行。

一枚空中飞行的反导弹导弹正在接近目标——来袭的弹头,同样在推力向量控制系统作用下,使发动机推力偏斜一定角度,产生侧向控制力,调转导弹的姿态,急速转弯,机动飞行直到命中目标。

飞行器如此操纵自如,是由于控制系统对飞行器实行控制的结果。上述两种情况,正是控制系统两种典型的工作状态。前者是飞行器受到干扰时(潜射导弹出水前受到水流及潜艇运动的干扰)稳定飞行器的姿态,即控制飞行器绕质心的运动。后者是根据指令要求,改变飞行器的飞行轨道,即控制飞行器质心的运动。对飞行器进行稳定与导引控制,从而使飞行器按要求的轨道飞行是控制系统最基本的任务。

如果飞行控制要求和控制系统设计不当,就会造成飞行的失败。不是飞行器失去控制,就是不能到达预定的目标。

无论是稳定还是导引控制都要通过对飞行器飞行姿态的控制来达到。飞行姿态控制可以理解为对飞行器绕原点在质心的弹体坐标系三个轴的角运动的控制,即俯仰、偏航和滚动运动。控制

飞行器的这三种运动，必须施加相应方向的控制力，形成相应的控制力矩，实现对飞行器姿态的控制。这种控制力可以用发动机推力向量控制系统改变发动机推力作用方向来提供。

本书主要介绍固体火箭发动机推力向量控制系统。它的发展是和固体火箭发动机在导弹、宇宙航行事业中的广泛应用密切相关的。可以说，推力向量控制技术的发展和提高了固体火箭发动机技术，扩大了固体火箭发动机的应用范围。反过来，随着固体火箭发动机应用范围的不断扩大，对推力向量控制系统也提出了越来越复杂和苛刻的要求。加之，固体火箭发动机推力向量控制比较复杂和困难，有很多理论和技术问题需要解决。世界各国进行了大量专题研究，根据不同原理，研制出了种类繁多的推力向量控制系统。因此，固体火箭发动机推力向量控制系统已经发展成为一项专门技术，受到越来越多的重视。

固体火箭发动机推力向量控制系统的发展大体上经历了三个阶段。第一阶段，为了满足战术导弹和早期战略导弹的需要，应用一些简单的机械系统，例如英国空-空导弹“玲珑”、美国战术导弹“中士”、战略导弹“北极星A1”、“民兵I”等采用的常平架可动喷管、燃气舵、喷流致偏器、铰接接头可动喷管等。这些系统的共同缺点是重量重，发动机推力损失大。第二阶段，研制出了性能较好，对发动机性能影响较小的改进系统，例如“民兵II、III”、“北极星A3”、“海神”等导弹采用的液体二次喷射、柔性接头可动喷管系统。第三阶段，即将使用的较先进系统和仍在研究的系统，例如液浮轴承可动喷管、气体二次喷射系统等。

为了突出重点，本书将在第二章到第六章中着重介绍目前使用较多及有发展前途的几种系统，而在第七章中对其余系统作一般介绍。在第一章中除了强调推力向量控制系统的重要性外，主要介绍控制力要求的确定原则，因为它是推力向量控制系统的设计依据。第八章介绍滚动控制。第九章介绍根据飞行器要求怎样合理选择推力向量控制系统。

为了节省篇幅，避免重复，各系统中的一些相同的问题均在第二章中介绍。例如各系统都有的伺服系统，各种可动喷管系统分离线的选择等。

书中全部图表由吴文娟同志协助绘制，在此表示感谢。

由于水平所限，书中定有不少错误和不妥之处，恳请读者批评指正。

第一章 绪 论

固体火箭发动机推力向量控制系统的功用是根据飞行器控制系统指令采用机械或非机械方法改变发动机喷焰排出方向，使其与发动机轴线偏斜一定角度 θ ，从而改变反作用力——推力 F 的方向。这时，发动机推力 F 可以分解为两个力，一个沿飞行器轴向叫做轴向推力 F_x ，一个沿飞行器径向叫做侧向控制力 F_s （见图 1-1）。轴向推力 F_x 用于推动飞行器飞行，侧向控制力 F_s 围绕飞行器质心产生一个控制力矩 M_s ，用于飞行器姿态的控制与稳定。推力向量控制系统按需要控制推力偏角 θ 的方向和大小。

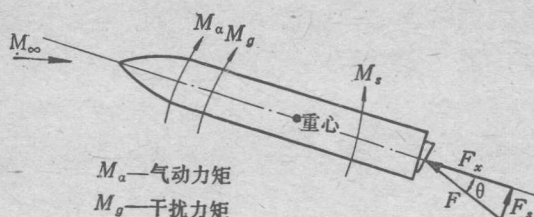


图1-1 发动机推力向量分解图

与液体火箭发动机比较，固体火箭发动机推力向量控制比较复杂和困难。这是由于液体火箭发动机的推进剂贮存在专门的贮箱里，发动机较小，而且一般都安装在飞行器舱体内，可以用伺服系统使整个推力室摆动的方法，比较容易地实现对推力向量的控制。而固体火箭发动机本身是推进剂的贮存容器，体积和重量都很大，一般又都作为飞行器外形的一段，因而整个发动机是无法摆动的。所以，固体火箭发动机通常是在喷管部分对推力向量进行控制。由于燃烧室内高温、高压的燃气在喷管内加速，以很

高的流速排出喷管，在这样的环境下对推力向量进行控制远比液体火箭发动机复杂得多，困难得多。因此，固体火箭发动机推力向量控制作为一项专门技术需要进行大量的研究与试验。

第一节 推力向量控制技术的重要性

近三、四十年来，导弹武器和空间技术的飞速发展是和完成各种飞行任务必不可少的动力装置的迅速发展及不断完善分不开的。

目前，使用最多的动力装置是液体和固体火箭发动机。与液体火箭发动机比较，固体火箭发动机由于其结构简单、重量轻、可靠性高、成本低、使用方便、维护简单、便于机动等优点，广泛用于各种从近程战术导弹到洲际战略导弹，从简单的助推到复杂的宇宙飞行的各种使命中。例如，美国现有的 1054 枚地-地战略核导弹中，有 1000 枚是使用固体火箭发动机的“民兵”导弹，潜艇发射战略核导弹则全部是使用固体火箭发动机的“北极星”和“海神”导弹，在发射人造地球卫星和宇宙飞船的运载飞行器上，美国也越来越多地使用固体火箭发动机。日本发射人造地球卫星的运载器大量使用固体火箭发动机。法国的陆基和潜地战略核导弹也全部采用固体火箭发动机。苏联也在努力发展固体火箭发动机，在战略导弹中采用固体火箭发动机的比重越来越大。

现在固体火箭发动机得到如此广泛的应用，可是在二十多年前人们谈到它时，只是把它作为近程战术导弹使用的发动机或助推器来看待。二十多年的时间，发生了这么巨大的变化，是固体火箭发动机技术不断进步和完善的结果。那么，这些年来固体火箭发动机发展中到底解决了哪几项主要技术关键，使它取得如此巨大的成就呢？简单地回顾一下历史是十分必要的。

众所周知，早在公元八世纪，中国的宋朝，人们就成功地使用固体火箭来发射强弩。但是，在近代航空与宇宙航行事业的发展中，液体火箭发动机却首先得到应用。以德国“V-2”导弹为

转折点，系统地解决了液体火箭发动机的设计、燃烧、制造、使用等一系列理论及技术问题，在第二次世界大战后，它得到了飞速的发展。液体火箭发动机由于比冲高，推进剂贮存在专门的贮箱里，因而能携带大量推进剂，运载能力较大，它已广泛用于各种战术导弹、战略导弹和宇宙航行飞行器上。

在此期间，各国对固体火箭发动机虽然进行了大量研究，取得了一些进展。在第二次世界大战中，著名的苏联“喀秋莎”固体火箭弹发挥了很大作用。但是，在相当长的一个时期内，固体火箭发动机的应用一直被限制在近程小型战术武器和一些简单的助推使命中。究其原因，除了当时固体火箭发动机使用的推进剂比冲较低（当时的双基药的比冲约 200~210 秒），大型发动机的设计与制造落后之外，固体火箭发动机的推力方向控制困难是一个重要原因。

随着技术的进步，研制出了复合固体推进剂和改性双基固体推进剂，大幅度地提高了推进剂的比冲（可达 240~250 秒以上），赶上了某些液体推进剂的比冲。内孔燃烧药型设计的出现，解决了壳体受热，加之制造壳体和喷管新材料的应用，从而减轻了消积重量，大大提高了发动机的质量比（有效装药重量与发动机总重量之比）。这些努力都是为了提高发动机运载能力。在解决了运载能力之后，推力向量控制就成了固体火箭发动机能否得到广泛应用的关键，是一个国家固体火箭发动机技术是否成熟和进入实用阶段的标志。因为，即使制造出了大型发动机，它的性能也很先进，如果推力向量不可控制，这种发动机只能作助推器而不能作主发动机。

本世纪五十年代，美国研制了“长辈”固体火箭发动机，解决了能量和大型发动机的设计与制造技术。但是“长辈”发动机并不能直接用在飞行器上，因为它没有推力向量控制系统，只能是一个试验发动机。在“长辈”发动机的技术基础上，重点发展并解决了推力向量控制等技术，才发展和研究成功了“北极星”导

弹^[2]。这是第一个装备部队的大型战略核导弹^[1]。

“北极星”导弹的研制成功标志着固体火箭发动机技术的成熟。它说明推力向量能够控制的固体火箭发动机完全可以用在大型飞行器上并作为主发动机使用。从此，固体火箭发动机的发展进入一个崭新的阶段。采用固体火箭发动机的各种类型的导弹武器和宇宙飞行器越来越多。

由此可见，推力向量控制技术和推进剂能量的提高、大型发动机设计与制造技术一样，是固体火箭发动机发展的主要技术关键。为此，各国对推力向量控制技术进行了大量的专门研究，研制出了各种各样、名目繁多的推力向量控制系统，有很多系统已被应用到不同类型的发动机上，成功地完成了各种飞行使命。

第二节 推力向量控制系统的特点

应当指出，推力向量控制系统不是提供飞行器侧向控制力的唯一手段。空气动力控制面和外燃技术等均可提供侧向控制力。但是，外燃技术目前尚处于研究阶段，空气动力控制面只能在稠密大气层才能有效地提供侧向控制力，比较适用于在稠密大气层工作的飞行器。例如地-空导弹，巡航导弹等。对于弹道式导弹或宇宙飞行器来说，空气动力控制面就不能独立完成对飞行器整个主动段的控制，因为：

第一，这类飞行器起飞后，很快就穿过稠密大气层，主动段大部分工作时间在大气层外，空气动力控制面离不开空气，显然它不能提供稠密大气层外主动段飞行所需要的侧向控制力。而推力向量控制系统可以在整个主动段提供有效的侧向控制力。

第二，一些由地下井或潜艇发射的飞行器，飞行器的体积和外形尺寸受到发射装置的严格限制，很难采用空气动力控制面。因为，空气动力控制面大大增加了飞行器的径向尺寸，不仅发射困难，而且要加大发射装置尺寸。对地下井发射方式必然要增加地下井成本，对潜艇发射方式就要减少潜艇载弹数量，这是很不

合算的。而推力向量控制系统均装在飞行器舱体内，不增加飞行器径向尺寸，也不改变飞行器外形，很适合地下井和潜艇发射的飞行器。

第三，在飞行器速度很低又需要较大侧向控制力时，往往空气动力控制面不能提供足够的侧向控制力。例如水流对潜艇发射导弹出水时造成相当大的姿态角干扰，如不及时消除，就会造成飞行失败。垂直发射的反导弹导弹，必须具备刚一发射就要进行较大弹道转弯和大姿态调转的能力。在这些情况下，飞行器速度都很小，空气动力控制面产生的控制力也就很小，不能满足要求，必须靠推力向量控制系统才能提供足够的控制力。

第四，即使完全工作在稠密大气层的某些飞行器，在有些情况下也很难采用空气动力控制面。例如，在几公里至十几公里高度上拦截敌方来袭的弹道导弹弹头的低空拦截反导弹导弹，这种导弹要在几秒到十几秒的时间内完成拦截任务，要求导弹具有极高的加速度和弹道转弯能力，当它的加速度提高到几百甚至上千个 g （重力加速度），而且又要在极短的时间内进行很大的弹道转弯时，不但严重的气动加热使暴露在弹体外表面的空气动力控制面及转轴防热极端困难，而且空气动力控制面的频率响应特性也满足不了要求。往往需要采用推力向量控制系统提供侧向控制力。

从以上分析可以看出，与空气动力控制面比较起来，推力向量控制系统能够在整个主动段有效地提供飞行器需要的侧向控制力。因而，它被广泛地应用到各种类型的飞行器上。

这些分析也进一步说明了推力向量控制系统的重要性，如果发动机推力方向不可控制，就不能提供上述各类飞行器需要的侧向控制力，因而，发动机就不能作为这些飞行器的主发动机。

但是，推力向量控制系统的重量通常要比空气动力控制面重，而且，要求的控制力越大，飞行器为此付出的重量代价也越大。为了减轻重量，有的飞行器还配合采用空气动力控制面，以减少

推力向量偏角要求^[17,53]。

第三节 飞行器控制力要求的确定

尽管飞行器控制力要求的确定主要取决于飞行器总体设计与控制系统设计，但它也和推力向量控制系统设计有关，因此有必要简单地介绍一下控制力要求是怎样确定的。

飞行器要准确达到要求的射程或进入预定的轨道，主要取决于主动段飞行。例如弹道式导弹主动段结束时的弹道参数（主要是弹道倾角和速度大小）及其精度，决定了导弹的射程和弹头的落点精度^[54]。

飞行器主动段飞行期间，除了要求动力系统提供足够的推力和总冲外，还必须提供足够的控制力。这种控制力是为了满足飞行器导引和姿态控制这两方面的要求。

为了使飞行器按预定的轨道飞行，飞行器要按一定的程序角飞行，相应有一定的攻角程序，使其在穿越大气层时，飞行器上作用有气动力矩。为了保证飞行器按规定的程序角变化姿态，并平衡气动力矩保持要求的姿态，这就需要控制力，形成相应的控制力矩。这是飞行器程序弹道设计所要求的。

另一方面，飞行器不可避免的制造误差（例如气动外形不对称、质心偏移、发动机推力向量零位偏斜等）和弹性，穿越大气层时，风对飞行器的影响。这些内部和外部的干扰因素都会在飞行器上引起干扰力矩，以致改变飞行器的正常姿态，从而使飞行器偏离预定的程序弹道，造成飞行误差，甚至导致飞行失败。因此，也需要控制力，形成相应的控制力矩来消除这些干扰，使飞行器尽可能按要求的姿态飞行，从而使飞行弹道接近预定的程序弹道，以达到最小的射程偏差或准确入轨。

飞行器控制力要求正是根据程序飞行和克服干扰这两个方面的需要来确定的。

推力向量控制系统是通过改变发动机推力作用方向来提供控

制力的。因此，飞行器控制力要求也可转化为对推力向量偏角 θ 的要求。

各种飞行器由于有效载荷、飞行弹道、飞行器特征及任务各不相同，在整个主动段飞行期间对推力向量偏角 θ 的要求也就不同。通常，飞行器控制力要求的确定可以分为三个阶段：

(A) 初步要求阶段

这个阶段是飞行器总体初步设计阶段，可以根据飞行器初步确定的外形，估算气动力系数、结构及各种偏差数据、大气风场数据，通过飞程序设计和刚体弹道计算，定点及非定点稳定性模拟试验，提出在整个发动机工作期间推力向量偏角 θ 的初步要求。尽管计算中的某些数据不够准确，但对推力向量控制系统的初步设计来说仍然是足够充分的。

例如，一种用于分析的月球探险飞行器，第一级采用八台固体火箭发动机并联形式，每台发动机推力为 1000 吨，工作时间 130 秒，总重 621 吨，总冲 130000 吨·秒。经弹道计算和模拟试验，该级整个工作时间内对推力向量偏角 θ 的要求见图 1-2。

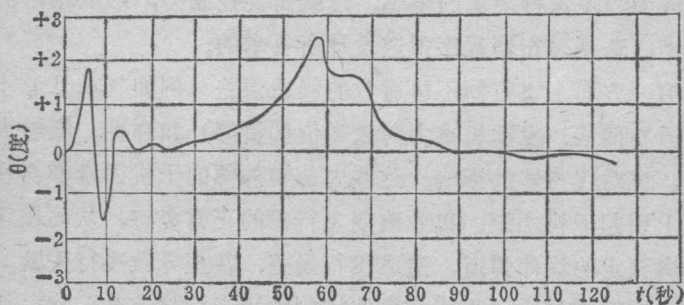


图1-2 飞行器对推力向量偏角 θ 的要求

图 1-2 中所示控制力要求是考虑了下列因素：

a. 飞行器起飞不久有一个较快的程序转弯，之后以零攻角穿越大气层；

b. 99% 概率大气风场引起的气动干扰力矩；

- c. 发动机点火及关机不同步引起的干扰力矩;
- d. 推力偏差;
- e. 重心偏移。

对应的飞行器第一级弹道特性见图 1-3。

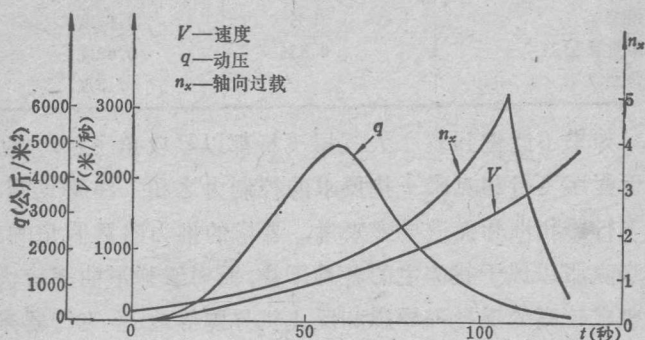


图1-3 飞行器第一级弹道特性

从图 1-2 和图 1-3 中可以看出, 最大推力向量偏角要求为 $\theta_m = 2.5^\circ$, 出现在最大动压 4900 公斤/米^2 附近, 时间约在起飞后的 60 秒左右。图 1-2 中推力向量偏角 θ 对时间积分, 可以推算出整个第一级工作期间侧向控制总冲要求大约是发动机总冲的 1.2 %。

在考虑各种干扰因素对推力向量偏角要求时, 并不都是简单的叠加。表 1-1 是以阿波罗飞船为设计对象, 采用一台 6.61 米直径的固体发动机为第一级, 仍然经过一段程序转弯后, 以零攻角穿越大气层时, 各种干扰因素要求的推力向量偏角和总的偏角要求。

表中后三项干扰因素由于具有随机性, 采用三项的均方根。而第一项风干扰是比较确定的因素, 因此单独考虑。总偏角要求就是风干扰与后三项的均方根之和。

以上两个例子都是把程序飞行要求的控制力和克服干扰要求的控制力设计为不同时刻的情况, 这样可以减少对推力向量偏角

表1-1 各种干扰因素要求的 θ 角

干 扰 因 素	偏 差	推力向量偏角要求
平稳风	95% 概率	1.0度
推力向量零位偏斜	0.25度	0.25度
推力偏差	2 %	0.14度
飞行器重量偏差	0.5 %	0.05度
总偏角要求		1.3度

的要求。如果不能做到整个大气层飞行都以零攻角飞行,则总偏角应等于程序飞行和克服干扰要求的控制力之和。经验表明,对于宇宙飞行器和洲际弹道导弹来说,要求的推力向量偏角的70~80%用来克服以风干扰为主的各种干扰,而对于弹道曲率较大,飞行机动要求较高的反导弹导弹和反飞机导弹等地-空飞行器来说,程序或导引要求的控制力和克服各种干扰要求的控制力差不多是相当的。

需要说明的是在弹道计算中,需要控制力力臂数据,即侧向控制力作用位置。但在此阶段还没有推力向量控制系统设计的详细资料,不能确切地知道控制力作用位置,因此,可以根据初步选定的推力向量控制系统的型式,近似认为在喷管喉道(可动喷管类型)或扩散段一半位置(流体二次喷射类型)。

在此阶段的计算中,不可能把影响侧向力要求的全部因素包括进去(例如弹体弹性,推力向量控制系统本身的误差等),计算出的总偏角 θ ,还必须适当放大,这就是对推力向量控制的初步要求,可以作为选择推力向量控制系统及其初步设计的依据。

(B) 技术设计阶段

根据第一阶段提出的推力向量偏角要求,结合其它因素选择一种或两种适当的推力向量控制系统(详见第九章),进行初步计算和设计。取得推力向量控制系统较为详细的设计数据。诸如该系统所能提供的推力向量致偏能力,侧向力作用位置,系统重量等等。