

抖振和其他跨音速现象对 机动作战飞机的影响



国际航空编辑部

1980.4

抖振和其他跨音速现象对机 动作战飞机的影响

本文译自 AGARD-AR-82

译者：李明 胡秉科 陈瑞喜

审校：顾诵芬



目 录

前言.....	1
序.....	2
绪言.....	3

第 I 部分——一般考虑

第 1 章 精确机动与跟踪时遇到的使用问题.....	7
第 2 章 乘员的能力与限制.....	21
第 3 章 跨音速现象的流场情况.....	40
第 4 章 飞机结构的动响应.....	64

第 II 部分——稳定性与操纵性

第 5 章 目前战斗机的稳定性与操纵性现状	118
第 6 章 未来战斗机的稳定性和操纵性潜力	139

第 III 部分——抖振

第 7 章 抖振定义与判据	155
第 8 章 抖振分析	204
第 9 章 抖振的飞行试验技术	218
第 10 章 飞行/风洞抖振试验相互关系中的局限性	231
第 11 章 布局因素对抖振的影响	238
第 12 章 飞机抖振特性的改进	259
结论与建议	276

前 言

该报告为北大西洋公约组织航空咨询组飞行力学部组织研究有关机动作战飞机进入抖振和跨音速区所遇到的问题及解决途径的总结性文献。该报告出版于1975年,开始于1972年。当时歼击机的发展趋向正在转向强调机动格斗,但是由于进入跨音速、大迎角区,遇到了深入抖振区及大迎角时飞机不安定现象,严重影响了飞机的空战格斗效能。北大西洋公约组织看到这个问题对新型歼击机设计的重要性,因此组织了一批专家,对跨音速大迎角的一些问题作了总结性的论述,对于新机设计有相当重要的参考价值,至少免除了我们自己重新收集文献进行归纳整理工作。

该报告分成三部分,第一部分为一般概念,共四篇文章,其中有两篇是飞行员写的,一篇系统的阐述了跨音速大迎角现象,飞机是怎样准确的对目标进行跟踪和瞄准的;另一篇则从飞行员的生理上讲对这现象的控制和承受能力,由于是飞行员的阐述,所以较一般材料介绍更为生动明确。还有两篇是概念性的文章,一篇专讲跨音速的流动现象,另一篇讲飞机结构的动力响应。对于初次接触的人是一篇入门课,对于已经接触这方面工作的同志,也是一个系统的和概念性的学习材料。

该报告的第二部分的两篇文章都讲歼击机的操纵和安定性,一篇是讲当代的歼击机,一篇是讲下一代的歼击机。把操纵安定的问题归纳得很有条理,特别是从抖振开始到失速螺旋这一段内的各种操纵安定性问题阐述较清楚,而且也谈到了解决的途径。

第三部分专门讲抖振问题,共六篇文章,从抖振的定义和准则、抖振分析、试飞技术、飞行和风洞试验的关联,以致抖振性能的推测以及改进抖振特性的工程方法示例都讲到了,可以说是一份对抖振问题较全面而又简要的综合性材料。有些方法都可以按之使用。有关这方面的材料在国内还未见到,国外公开发表的材料不是太理论就是太专门,对于刚开始接触这方面问题的人来说就不太适宜。

因此我们感到有必要将它译出,供从事这方面工作的同志参考。这不仅对飞机设计部门、试飞和风洞试验部门工作的同志有用,而且对部队飞行员、机务、教学和科研人员也有用。了解了这些跨音速、大迎角现象后,一方面可使我们新机设计得更好,另一方面也可以使飞行员更好的发挥现有机种的潜力。

译者

1978.9.15

序 言

1972 年秋, 北大西洋公约组织军事委员会要求 AGARD 进行一项技术研究, 评价抖振对战斗机空战能力的影响。进行这项研究的必要性起源于改善跨音速机动能力的重要性在增长, 但又缺乏可靠的判据, 以便在战斗机的设计阶段利用这些判据就能考虑到抖振及其对军事要求的影响。AGARD 的指导委员会批准了这项研究并指定飞行力学小组负责执行。

1972 年 10 月, 飞行力学小组正式组建了一个工作组。飞行力学小组建议工作组把研究范围扩大到包括考虑其他跨音速现象, 主要是对作战能力有影响的稳定性与操纵问题。飞行力学小组还从 AGARD 的航医、流体动力学、以及结构和材料小组为工作组征集代表。在工作组的第一次会议之前, 由 AGARD 的技术情报组进行了广泛的资料检索搜集, 工作组组长在美国也作了补充文献调查。

工作组的成员是: *

在 1973 年 5 月至 1974 年 7 月期间, 工作组举行了四次会议, 并从一次或多次参加这些会议的顾问和观察员处得到大量的帮助, 其中著名的有荷兰阿姆斯特丹国家航宇研究所的 W. P. de Boer 和德意志联邦共和国 MBB 公司的 H. John。

这份总结报告是由工作组成员和下面的协作者*准备的, 他们的工作是由工作组协调的。

在这本报告中, 对各章或主要章节指出了主要作者, 而在附注中的谢意中含有对附加帮助的识别。工作组的谢意扩大到提供了本报告的基本参考文献的作者以及目前简单地认为是“当前技术发展水平”的知识有贡献的作者。

本报告的所有部分由工作组成员详细评阅过, 他们同意文中的主要见解。报告的最后编排与付印的准备是由飞行力学小组的行政领导 R. J. 沃西克科执行的。

相信这份报告提供了跨音速机动飞行中所遇到的抖振和操纵与稳定问题的一个极好透视。报告回答了从作战驾驶员的观点提出的问题, 并讨论了人的生理情况, 人在环境中的性能, 基本的空气动力学现象, 空气动力与结构偶合的动力学, 稳定性与操纵性, 飞机设计考虑以及工程分析与试验技术。此外, 报告还对未来的设计改进和技术研究提出了建议, 展望了目前知识水平中存在的许多漏洞和继续研究与发展的必要性。

工作组组长

W. E. 拉马尔

* 这份名单译时省略了——译者。

绪 言

优良的跨音速机动性是近代歼击机的一项主要要求。机动性所必需的高转弯率和加速飞行状态导致在大攻角飞行，而大攻角一般都含有有机翼绕流的分离。气流分离导致阻力增大、抖振、以及恶化战斗能力的稳定性与操纵问题。抖振涉及整个飞机结构的振动，它带来驾驶员座位处沿几个轴的振动。稳定性与操纵问题可能是逐渐发生的，或者包含有突然的滚转、偏航或俯仰角速度，或者有大的振荡，它们是飞行员难以控制的。

就改进现有飞机以及对新机设计来说，对这些问题的适当了解是重要的。近来研制的大推重比、有大的持续转弯率和很高的垂直爬升与机动能力的歼击机，已经把飞行包线扩大了，进一步增加了研究满意的跨音速大迎角飞行特性的重要性。

抖振及其对歼击机设计和作战能力的影响是这本报告的主题。但是，稳定性与操纵性，由于它对机动飞行和作战能力的重要作用，也应给予注意，早在研究限制跨音速机动和瞄准准确度的因素时，就已清楚需要研究这方面的情况。虽然阻力、性能、武器系统和许多其他的参数对歼击机设计与作战能力也有显著影响，但对它们的考虑超出了这本报告的范围。本报告论述了整个歼击机的作战问题，人的忍耐力与能力，基本的跨音速气动力流场因素和结构响应分析方法，以便对抖振和稳定性与操纵性的更详细讨论提供看法；对抖振的分析、设计、风洞试验、飞行试验和问题的解决等各个领域都作了详尽的概括。

跨音速大迎角抖振与其他稳定性和操纵问题相比，其实际重要性如何？它是机动飞行中或是瞄准具瞄准准确度的限制因素吗？可供工作组利用的驾驶员意见清楚地表明，抖振开始发生和抖振强度的增加一般不会使驾驶员在作战中不敢用增大机动迎角来力图达到“发射位置”，反而，实际的机动限制通常是在飞机遇到明显的稳定性与操纵问题，如严重的机翼摇摆或临近失速变态时达到的。从第一章中就可以得到使用经验和包含的因素的一个清晰了解。有关限制瞄准准确度的因素的意见尚不清楚。对某种飞机，抖振可能严重恶化瞄准的准确度，但对别的飞机则可能只有比较小的影响。可以预料，如果逼近严重的稳定性与操纵问题的限制时，是会影响瞄准的。由于在不同设计中影响的明显差别，以及缺乏由系统性试验来定量评定和把瞄准能力与迎角信息、在机翼或尾翼上的抖振水平以及在驾驶员座位处的抖振联系起来的数据，妨碍了对这些问题明确的解决。

在作这种修改的费用上升之前，在飞机设计阶级，对任何要害问题的修改是很重要的。所以，在设计和风洞试验的发展阶级，通常要作设计修改，以达到所要求的无抖振的机动能力的目的。在试飞或使用阶段，为了消除不可接受的机动性能或稳定性与操纵性缺陷，气流分离问题的修改有时是保证一架满意的飞机所必需的。虽然这样的改动也可能减轻抖振，但如果仅仅由于在机动飞行时抖振开始发生，一般是不作这样的改动的。但是在正常的巡航范围内出现抖振，或者尾翼抖振，会过度限制飞行使用，一般都要要求修改好。

虽然推迟气流分离和抖振是希望的，但在跨音速机动飞行时抖振的出现却给驾驶员提供一个气流分离正在开始的有用的指示，随着迎角或跨音速 M 数进一步增大，分离将导引

更广泛的稳定性和操纵问题。在有些飞机上，抖振强度的增长率成了评定抖振发生后的可用机动储备的一个有用的方法。这些暗示性信息对设计师也是有用的。因此，关于抖振开始发生以及强度增长的预测或试验方法作为设计参数的函数在设计过程中是相当有意义的。

有许多理由表明对现象的比较全面的了解，以及发展有效的分析、设计和试验方法来推迟抖振并予防一些飞行操纵问题是重要的：

(1) 这些问题的出现对驾驶员操纵和瞄准具的瞄准准确度是不利的。

(2) 禁止或妨碍了飞机机动潜力的完全发挥。

(3) 非故意的失速变态是一种可能的结果，它不仅损害作战效率，而且造成大量飞机的损失。

(4) 在试飞或现役使用时，修改发现的缺陷一般是很费钱的，远远超过设计阶段正确地作这样的修改工作的费用。

(5) 增大阻力降低了作战效率。

抖振可以定义为一种重复的轻轻敲打、撞击或乱打。远的可追溯到1903年，韦伯·莱特就观察到当他的飞机临近失速时来自飞机结构的独特的轻敲声。按冯元桢的说法，术语“抖振”起源于1930年7月21日一架容克斯F-13在英国坠毁事件的英国研究人员，他们应用它来描述尾翼处在机翼的紊流分离尾流中引起的尾翼不规则振荡。术语已扩大使用，并且多年来，已把抖振同由于机翼引起的气流分离、或者已分离气流的冲击、或者尾流对结构的其他部分引起的结构部件的振动，特别是尾翼联系起来。

应当注意到，有些形式的抖振被认为是有益的。多年来，驾驶员依靠一种柔和的但程度增加着的抖振来作为飞机接近最大升力时临近失速状态的警告，有这样特性的飞机是好飞机，并不认为这样的飞机是危险的。在许多近代飞机中，已经发现必须加装诸如音响、抖杆器甚至推杆器等装置来给飞行员提供适当的失速警告。

另外一些形式的抖振可能是有害的。抖振虽然可能由多种形式的气流分离或紊乱的尾流冲击而出现，但在高机动性飞机设计中，由激波——附面层干扰诱发的气流分离引起的跨音速大迎角抖振是特别重要的。抖振载荷在 M 数和迎角增大时，其强度一般急剧增加。激波变得比较强并且附面层在机翼更大范围内分离，在气流分离区域带来更强的压力脉动。延伸到尾流的已分离气流在后缘产生压力发散，引起环量和机翼升力的脉动，这些非定常的压力脉动或抖振载荷的综合，引起了结构的动力响应或抖振，它们同结构的自然模态相互作用并传播到整架飞机。因此，驾驶员座位处的振动水平受脉动的抖振载荷的强度、结构的响应和驾驶员座位同结构自然模态节点的关系的影响。除了它们对飞机弹性结构的影响外，抖振力也可能引起飞机的刚体运动并诱发稳定性和操纵问题，这些问题可能同结构振动或者同操纵系统诱发的振荡偶合起来。

第三章对流场和附面层分离的详细评述和第七章对机翼和尾翼抖振的广泛概括将会提供更全面深入地了解抖振的原因及其性质。由于有些飞机设计的武器舱必须在跨音速打开，在第七章中也包含了武器舱抖振的论述。

当在驾驶员座位处的抖振强度达到 $\pm 0.035g_z \sim 0.1g_z$ （头到脚）时，取决于驾驶员的敏感程度和他被其他任务所吸引的程度，抖振是为驾驶员接受的。在第一章中，明确地把

$\pm 0.1 \sim 0.2g_z$ 的抖振叫作可以觉察的, 从 $\pm 0.2 \sim 0.6g_z$ 叫作使人厌烦的, 而把大于几秒的 $\pm 0.6 \sim 1.0g_z$ 的抖振叫作不能容许的。可以料想到, 这些定义不是标准的, 在文献中也是变化的, 例如, 通常用 $\pm 0.05g_z$ 作为抖振开始发生的一种指示。范围在 $4 \sim 10$ 赫的抖振频率似乎对驾驶员的跟踪性能有最不利的影响。虽然关于在抖振环境中驾驶员的忍耐力和性能都有相当多的数据可供利用, 但这类数据大多数限制在 $1 "G"$ 的平飞范围内。大家知道, 加速的环境是要恶化驾驶员的忍耐力和跟踪性能的。虽然有关综合影响的可供利用的数据不足, 第二章提供的有限数据指出, 持续的 $"G"$ 和 $"Z"$ 与 $"Y"$ 向(横向)振动的综合影响只比单独 $"G"$ 的影响稍微更恶劣些。在跟踪阶段, 综合有 $"G"$ 和抖振状态的实际机动飞行环境中的定量数据很少, 是进一步研究的明显的候选项目。

因为抖振和许多影响机动性的稳定性与操纵问题可以追溯到气动力气流分离, 它也影响阻力, 从而影响到性能, 因此一段时间以来, 对一些基本现象和专门问题已存在着广泛的兴趣。这已导致很强调发展基本的气动力流动理论及诱发抖振和稳定性与操纵问题的流动和附面层分离的分析与试验方法。气流分离的形式和范围取决于许多因素, 例如, 翼型, 机翼平面形状, 有关飞机布局的细节, 迎角, 雷诺数和 M 数。

对于现象的根本原因一般是了解的, 但在飞机设计中分析它们的完整的定量方法, 不是缺乏就是不合适。亚音速和超音速流的混合, 旋涡、展向流动、附面层——激波干扰、以及跨音速时在近代歼击机的小展弦比大后掠三元机翼上发生的附面层分离和重新附体, 表现出很复杂的流动状况, 目前尚不能很全面的了解或进行定量分析。因此, 典型地使用了一种理论方法、经验数据和风洞试验的综合办法来估算抖振的开始发生及随后的抖振发展与飞行操纵问题。虽然风洞试验是飞机设计期间得到有关抖振开始发生、气流分离程度和抖振强度的详细数据的主要方法, 但像模拟的限制、风洞紊流度和尺度效应问题等因素给结果带来很多不确切性。在本报告中, 第三章介绍对基本流场的讨论, 而在第八章和第九章中讨论抖振分析, 风洞试验和飞行试验的方法。在第十章中作了地面与飞行试验方法的比较, 第十一章中叙述了布局的影响, 第十二章介绍了改进抖振特性的方法。

予测在紊流中飞行以及抖振引起的结构响应的必要性已导致发展有效的能够予测整架飞机对已知的强迫扰动函数的响应的分析技术。在第四章中以一定的深度详述了飞机结构的动力响应、所包含的因素、以及分析由随机脉动模态引起的结构响应的基本方法。

限制跨音速机动飞行的稳定性和操纵问题, 包括由机翼摇摆、荷兰滚、机翼下坠、偏头、机头摆动、上仰或下俯、失速变态以及其他现象所引起的, 在第一和第五章中定义与讨论。其他参数, 如短周期阻尼、操纵的和谐性、每 $"G"$ 的杆力和增稳系统的控制规律也能够显著影响跟踪能力, 并在第五和第六章中讨论。

气流分离和抖振模态的刚体响应引起的稳定性与操纵问题, 增稳系统的使用, 以及会减轻抖振和扩大满意操纵飞行的边界并改进跟踪性能的设计特点与技术革新的发展, 在第五章和第六章中讨论。由于操纵品质的变化可能在武器投放参数和弹着散布方面在统计上产生明显的差别, 这两章中涉及到影响飞机机动性和精确跟踪能力的其他稳定性和操纵问题。为了对全部问题提供看法, 第六章综述了飞行控制系统和正在先进飞机上考虑的布局革新的相互关系。第十二章中也包含了改善抖振能力的方法。

在准备这本报告时进行的文献研究表明, 对与大机动飞行的基本问题有关的研究和发

展已给予了明显的注意。在分析流场时，作了定常流动假设。发展予测抖振开始发生和强度的实用分析与试验方法的大量努力已经带来了一些有限但却是有用的技术。飞行试验数据同理论和地面试验结果的关系，对许多飞机都是可以利用的，并在继续取得进展。结构响应分析方法现在已允许计算驾驶员座位处的抖振环境。但是，关于同机动过载“G”偶合的振动环境对驾驶员瞄准准确度的影响数据很缺乏。大量的研究已导致增稳和控制增稳系统的发展，这些系统能显著改进机动性和改善有效地跟踪目标的能力。布局气动力上也有了有效地使用涡流来推迟分离以及大量改进气动力流动情况并扩大迎角范围的革新和技术。

但是，尽管有了到目前为止的进展，研究工作看来有许多漏洞。对在初步设计过程中的新飞机来说，为了避免出问题并保证发挥最大的作战潜力，更有效的分析、试验和设计方法是必需的。在这个发展阶段，适当的设计并防止出问题就会大大降低发展费用并保证研制成优良的作战飞机。

第一章 精确机动与跟踪时遇到的使用问题

1.0 引言

空战机动是一个极其复杂的问题,涉及有关飞机设计以及武器系统、空战战术、生理因素、干扰和对手的性质等所有题目。为了对这本报告的全面理解提供基础,这一章介绍一下空战中发生的主要事件的概况,描述机动性和操纵品质的限制。在这样处理这个问题时,就不可能研究具体的飞机武器、火力控制系统或者战术;此外,虽然是简单的讨论到,但没有深入讨论多机空战问题,因为使用的“空域战术”是如此不同,以致它们本身就是一个问题。

要叙述的问题是在现役歼击机和目前已从前线服役撤下来的那些飞机上已经遇到过的。这本报告中的许多参考文献的有关研究是在非作战飞机上完成的——它们常常是单纯的研究机。但这决不会影响参考文献的适用性,因为在每种情况中,所考虑的问题是一项基本的气动力原理,确实,试验机所研究的常常是使用型的前兆。

1.1 空对空战斗

当向歼击机驾驶员,要他指出他的飞机必须满足的根本判据时,他必定说,他的首要要求是“飞机必须可操纵地转弯”。在这句话里,他的意思是飞机必须仅仅在他要它转并在他想要的方向和速率下转弯。这本报告处处都是空战这个意义上的转弯,在空战的大部分时间里,驾驶员需要他的飞机能够给出最大的转弯性能。同时,他要求必要的操纵品质水平,以便按战术来机动他的飞机并满足他的武器系统的跟踪要求。有许多操纵品质的恶化会影响他的效率。

1.1.1 空战区域

取自文献 1-1 的图 1-1 是予期的近代歼击机进入空战时的速度和高度范围的说明。导致这种图形的决定因素是:飞机的单位剩余功率特性,飞机的基本包线的限制,给出最大持续转弯能力的 M 数/高度组合,以及驾驶员容忍的“过载”(g)。特别是由于驾驶员忍受的“过载,当作战高度降低时,所使用的最大速度一般是减小的。

取自文献 1-2 的图 1-2 指出,在空战时的攻击与防御飞机之间、各种各样的歼击机布局之间空战区域怎样变化,这些关系是计算机模拟得到的。

当两架近代飞机以猛烈的机动维持缠斗战术时,作战的高度和速度总是降低的。当一架飞机企图逃避或脱离战斗时,才出现转移到较高速度的情况。图 1-3 说明通过在一项飞行试验中的大量交战得到的各种速度和高度带内所花费时间的百分数。

1.1.2 空战机动

在研究具体飞机的机动能力时,一个主要关系是以发动机最大转数推力转弯时纵向和法向加速度之间的关系。这个关系说明在图 1-4 中,它表明,在给定的速度和高度上,取

决于进行中的机动，两架飞机中的一架较之另一架可能有的优势。转弯率为零时的单位剩余功率说明一架飞机比另一架获得能量优势的可能性，另一方面，在单位剩余功率为零时的转弯率的差别，表明在最大持续转弯中攻击飞机可以用的角速度优势的可能性。图中也示出了最大瞬时转弯能力之间的差别。这一点是通过把能量（速度或高度）转换为转弯率来实现的，这种转弯可以一直到由结构限制或由最大可用升力系数带来的操纵品质限制所决定的最大限制。

以负的单位剩余功率值实现瞬时的最大转弯率时，可能出现显著的减速或高度损失。有起始能量优势的歼击机有足够的能量在比他的对手更负的单位剩余功率值上转弯，把他的能量优势转换为转弯率优势。

在图 1-5 和 1-6 中，说明了由于大 C_L 的稳定性和操纵品质变坏所引起的一些操纵品质缺陷。不是所有这些现象都会出现在某一具体的飞机上，也不一定按所示出的顺序出现。但是，图 1-6 证明，“有效的”转弯限制完全可能在最大配平升力之下。

1.2 空战的阶段

空战可以分解为许多不同的顺序。对这篇报告来说，下面的分法是方便的。

1.2.1 搜索

搜索可以由机上乘员目视或机上电子设备自主地进行，或者由地面目视瞄准或雷达报告。不管来源如何，驾驶员都将立即采取由环境（敌方的、中立的或友邦的）和事先知道目标是敌方的可能性决定一定程度的预防措施。他的准备通常允括增加总的能量并开始检查他的武器。

1.2.2 识别

敌对场合中生效的规律将决定事件的精确次序。如果他确定目标是敌人，驾驶员可能采取攻势的飞行路线，并且甚至可能在确定识别之前就用他的导弹截获目标。更通常的是达到这样的阶段之前，要作到确实的目视识别。但可以假定，驾驶员在识别之前会完全作好准备，“以防万一”。

1.2.3 截获

这意味着飞机的武器系统已经指向别的飞机了，因此，发射它们的所有包线判据都已经满足。这可能在第一回合中出现，如在一次冲刺攻击，或者在延续了一系列的机动以致力于角度和距离问题的解算之后。为了描述截获之前的准备性机动，使用了术语“发展”或“战术”阶段。在战术阶段之后，并不总能出现截获状态。

1.2.4 跟踪

此术语意味着一种精确机动，它是解算同机炮有关的精确瞄准问题所需要的。应用导弹时，这个阶段可以放宽，对有大截获范围的比较先进的导弹来说，要求的精确度显然是比较低的。就是这个阶段以及截获阶段是这篇报告的主题。

1.2.5 武器发射

虽然这一阶段显然是前面一系列事件的一个简单终点，不应忘记，武器系统本身完全可能受到安装它的飞机的运动影响。这方面的情况在这篇报告中不予研究。空战的这一阶段的另外含义是系统管理成为驾驶员工作期间的最关键时刻。虽然这不是一种跨音速现

象，但额外的工作负担可能对战斗的结果比之已说过的一些现象有更明显的影响；如果座舱设计对这方面的情况没给予适当的注意，就会引起这种情况。

1.3 空战的进行

空战的结果取决于驾驶员的动机、进取心、技能和特点，这几乎和歼击机的性能与操纵品质因素一样多。图 1-7 以算法（逻辑图）的形式示出，当一架歼击机发现一个以别的方式例行巡逻的可能威胁时所考虑的一些因素。所考虑的各种操纵品质问题的合适性将在后面处理。可以看出，算法是在任一种二人博弈理论中都可以找到的典型的“对抗演习”。

1.3.1 多机空战

在一对一的空战形势中，由于飞机几乎必定是在转弯作战，两架飞机一般大部分时间都在最大可用 C_L 飞行。在两对一或两对两的局面里，一般是一架进攻的飞机在较大的速度上，而法向过载“ g ”相对减小一些。小队的两个成员通过无线电联系以协调的方式进行飞行，并且当较慢的小队成员以他的极限转弯从对抗小队吸引一架进攻的飞机时，他的小队的伙伴应返回到达到高速、小过载、冲击的位置。在这篇报告中不可能对这个题目给出更详细的处理，两对两算法的规模可以按图 1-7 比较简单的一对一的算法来衡量。空战战术的主要影响是，与一对一作战相比，对抗的歼击机的总能量之间很可能存在着更大的差别。

1.3.2 一对一空战

作为空战的基础，考虑一对一的歼击机交战，已经指出过，战斗由五个阶段组成。如果条件具备，兵器的瞄准可以直接出现在识别阶段之后，如果机动是成功的，就可能出现于机动期间，或者出现在目标试图逃走时。当进攻飞机能够冲刺攻击，获得出奇不意的因素并留有高的摆脱速度，大多数实际的杀伤很早就出现了。在这个阶段，一架性能劣势的飞机也可以实现成功的武器发射，但是，如果他未能实现杀伤，由于：

——不能正确制导武器，

——武器系统不合适或者故障，

——目标躲避，或者

——反干扰，

那么，战斗就进展到战术发展阶段。如果进攻者知道他的飞机性能是劣势的，他可以保存自己飞机的能量并在这一点上退出战斗。

在战术阶段，每架飞机都以驾驶员设想的方式来机动，即对解决他的瞄准问题来说是最好的，而又不让自己的飞机变成对方武器的目标。如果在二到三个机动之后，比如说 60 秒到 90 秒，双方都未能实现显著减小他的瞄准误差，那么，中断战斗是很经常的。对两位驾驶员来说，显然交战应当终止，尽管采取摆脱动作仍有足够的燃料，理应开始进一步的攻击。直到由燃料消耗才决定脱离机动的驾驶员将处于严重不利状态，如果他首先达到这一危险时刻的话。在一种相持阶段的另一种后果是，由于第一个驾驶员的失误，使其放弃了射击机会。

但是，如果一架飞机在战术阶段显然获得了优势，那么，防御飞机将改变它的战术，不是改成会给自己提供无代价地退出战斗的机会的战术，就是改成建立一种平局的局面，

足以使优势飞机达到最少作战油量的状态。不论那种情况,优势飞机将继续专心于力图进入它的武器发射包线的机动问题。如果防御飞机的对抗战术失败,则战斗进入结束阶段。

在结束阶段,要求进攻飞机的飞行形式随武器系统的型式而变化。例如,用先进的导弹系统,跟踪任务是简单地保持目标在围绕攻击机机身纵向基准轴的一个半锥角为将近 20° 的锥内,一般地说,这是相当容易的任务,它的成功与否同取决于精确操纵相比,更取决于飞机的性能。另一方面,如果在最后的距离上使用观察弹着偏差协调的机炮时,那就必须控制飞机的机身纵向基准轴在沿三个平面机动的目标前面的一个动点的 ± 2 密位(毫弧度)之内。在前一种情况中,可以认为目标没有机会逃避这种必然的结果,但在后一种情况时,攻击的飞机必须从粗猛的机动飞行改变为相对细致精确的飞行,目标有一次最后的选择。这就是作短时间的、粗猛的、随机变换飞机的飞行路线,当在大约 $2\sim 3$ 秒的时间内作这样的动作,使用正和负的过载、侧滑和坡度,就可能同攻击飞机/驾驶员组合的短周期特性相抵触,从而扰乱对方的跟踪解算。

1.4 精确机动

因此,空对空跟踪一般有三种类型:

——目标被动——攻击机机动——突然攻击,

——目标和攻击机机动——稳定的,

——目标逃跑——攻击机机动——不稳定的。

现在可以看到,所考虑的抖振和其他跨音速现象可能以四种方式影响作战飞机。

(1) 由于在大 C_L 时操纵品质变坏,影响了驾驶员发挥他的飞机最高性能的能力。

(2) 由于降低了可达到的最高性能,虽然限制不是由操纵品质的恶化决定的。

(3) 由于降低了可以完成的跟踪任务的准确度,尽管有适当的性能可供利用。

(4) 由于武器系统性能的变坏。

要考虑的是其中的第一和第三项,而不考虑性能和武器系统方面的问题。

跟踪中的精确机动,不像仪表进场的情况,它不是要求相对于空间中的一条线来控制飞机轨迹,比较多的情况是按使用武器的特点进行修正的方式在垂直和水平平面摆好机身纵向基准轴(通常带有角度转动以补偿目标的横偏角)。前面指出过,在使用导弹的情况下,允许的最大跟踪误差可以大一些,而在使用机炮时,允许的最大跟踪误差很小。现在,将要定义许多因素并讨论它们对精确机动的影 响。然后,以同样的思路讨论某些先进的控制系统概念。

1.5 影响精确机动的跨音速现象

这篇报告研究机动时驾驶员准确地跟踪一个运动目标的能力。因此,最有用的是考虑配有前置计算瞄准具和机炮的飞机要求,这种武器系统主要是按“观察弹着偏差”来协调,以提供距离1200呎和1800呎内的最小对准误差。瞄准的标记通常直径为2密位(0.11°)。驾驶员的跟踪任务在于保持瞄准标志在目标的一个给定点上,这一点一般是座舱或者是尾喷管。确切地说,瞄哪一点同瞄住一点后就一定不要改变相比是不太重要的,因为绕目标的随意运动将意味着陀螺前置计算机对瞄准问题的解会不准确。

重要的是,开始开炮前至少保持瞄准标志稳定一秒钟,同时开火时瞄准点的变化不大于2密位(0.11°)。在飞机有好的操纵品质和目标处于稳态飞行的情况下,不存在扰动时,平均水平的驾驶员不难跟踪至3.5密位(0.2°)的范围内,经过训练,还可以减小到2密位(0.11°)。

如图1-3所示,50%的战斗在中空中速上结束。大部分跟踪也出现在这个区域。但大速度冲刺攻击的“快速射击”的情况,在空战交手的开始阶段是很普遍的。在这样的攻击中,跟踪的准确度基本上不亚于完成战术阶段后的准确度。

文献1-3中较为详细地叙述了所定义的现象。

下面讨论的那些现象,其发生是与整个飞机的外形有关的。由于应该考虑到的情况,即空战中投放外挂物时,飞机外形的变化完全可能带来发生不希望的飞机运动所需的状态变化,这可能是不利的或有好处的。

前面叙述过的所有现象都可能在跨音速飞行时出现。其中一些可以在较低的M数上看到,通常在缠斗拖长后进行空战的M数上。这些现象一般是另外一些满意的操纵品质在大迎角时恶化的结果,这些操纵品质本来使飞机正常地用作合适的武器系统的瞄准平台。

1.5.1 抖振

抖振这个词是圆滑的。不同专业的人都会定义满足他们自己判据的抖振。这一章从歼击机驾驶员的观点,将它定义为:一种能为驾驶员感觉到的、程度为硬闯进他集中在他的机动动作的注意力并可能妨碍他的操纵精确度的振动。

从操纵的观点来看,无论这种振动来自机翼气流分离、机身边条部分的气流分离、进气道的气流分离、外挂物干扰、扰流片、减速板、炸弹舱,或来自其他改变飞机外形的装置,并不重要。当然,如果结构的振动部分位于驾驶员或武器的位置处,那就可能事关重大了。

对熟悉他的飞机的歼击机驾驶员来说,抖振开始发生是他作激烈动作不能参考飞行仪表时的一个很有价值的信息来源。从文献1-4和这本报告的其他文献中看到过许多不同的抖振水平的判据,下面的是一个概括,归纳中已经抹掉了一些变化。“g”值指的是峰值。

开始发生 ± 0.035 到 $0.1 g_z$, 感觉取决于工作负担/法向过载 g 。

轻度抖振 ± 0.1 到 $0.2 g_z$, 肯定可以感觉到

中等抖振 ± 0.2 到 $0.6 g_z$, 使人厌烦

严重抖振 ± 0.6 到 $1.0 g_z$, 大于几秒钟就不能容忍。

倘若不存在其他影响,如完全丧失操纵或随机的飞机运动,轻度抖振一般对机动,不论是粗猛的还是精确的,都没有不利影响。普通的歼击机驾驶员就这样用这个范围飞行,甚至振幅较小时可以不提它。但是,当抖振水平达到使他跟踪目标的能力受到影响时,他将感到厌烦丧气;由于手臂的质量反馈到驾驶杆上以及他看目标或看座舱操纵与仪表的能力的变化,还会引起对他的行动的另一一些影响。抖振达到不容许的水平时,运动实际上成了使人疲劳的惩罚,由于抖振对驾驶员本身的影响,所有的操纵都不可能了。

空战中,抖振的重要性取决于使命。如果在抖振范围飞行有性能上的提高,那么驾驶员在战斗的战术阶段将会使用这个范围。在很高的抖振水平时还会出现跟踪、甚至开炮的情况;但在出现低频的、大振幅的“跳跃”式抖振时,就不会从使用这个范围得到更多

的好处了。

对抖振作这样的一般处理时，没有区分跨音速抖振与同低速大迎角分离有关的抖振，事实上，不论原因如何，在机动战斗中的影响是基本相同的。

归纳起来，在抖振范围内飞行，可能以各种方式影响战斗中的精确机动。机炮瞄准性能可能受影响，驾驶员的工作能力可能变差，他可能难于作出控制选择；由于阻力增大和升力减小，从而失去了最佳的气动力状态，飞机性能本身也可能恶化。

1.5.2 机翼摇摆

从驾驶员的观点来看，他认为机翼摇摆是一种滚转运动。振幅小时，滚转振荡将是容许的，并且，如果能够有性能上的提高，作为一种必然的祸害，运动是可以接受的。当要求用陀螺式机炮瞄准具精确跟踪时，偏航运动可能变得明显起来，显然，在任一那怕最无害的滚转振荡下，跟踪是不可能的。认为大约 ± 10 度/秒的滚转角速度是瞄准的限制，这是完全在舒适的限制范围以内的。

对不同的飞机，可以把机翼摇摆进一步细分为这样几种：纯机翼摇摆，滚转/偏航机翼摇摆和简单荷兰滚。至于是那一种并没有严格的规则，但是一般地说，急骤的纯机翼摇摆只会高M数时出现，而比较平静的荷兰滚将在低M数时出现。

当在高M数迁到急骤的纯机翼摇摆时，这时驾驶员采取了减小迎角的改出动作，开始向左的转弯却可以最后成为向右转弯。这样，不仅精确跟踪是不可能的，而且对战术机动也存在严重的限制。这种运动的特点是它的不规律性并且几乎总是没有偏航运动。

滚转/偏航机翼摇摆有明显的偏航量，且运动一般是对称的。迁到过滚转速度大到 ± 50 度/秒而振幅可能大到坡度 ± 90 度或者甚至发散的情况。

与上述两个例子不同，驾驶员常常十分喜欢容许中性的荷兰滚运动，虽然它们不能用炮准确地跟踪，但在这种情况下，可以想像自动制导导弹一定可以满意地工作。

所有这些运动都受荷兰滚阻尼的影响；文献1-5指出，在有的飞机上，对超过中等抖振水平的情况，增大荷兰滚阻尼可能会有好的影响。但并未假定由于这种影响会使跟踪误差减小一些，因为抖振本身引起的恶化会变得更明显些。

1.5.3 机翼下坠（或滚转偏离）

这是一种被驾驶员看成是滚转发散和开始变态的非指令的运动。典型情况中，滚转角速度并不高，在10-20度/秒的量级。显然，这超出了瞄准和战术机动的限制，为保持完整的操纵，需要立即作改出动作。

1.5.4 偏头（或偏航偏离）

这是一种被驾驶员看成是偏航发散并且也是开始变态的非指令的运动。一当它发生之后，瞄准是不可能的；确实，在近代飞机中，当驾驶员认识到这是前兆的时候，要预防开始尾旋的变态一般是太迟了。这种偏头和机翼下坠是当驾驶员拉杆达到超出飞机的转弯性能持续一会儿就引起的一种典型的运动。

1.5.5 机头摆动（或蛇行运动）

这是许多飞机在整个飞行包线内精确跟踪时存在的一种偏航振荡。驾驶员常常试图用偏航来解决小量的方位误差以瞄住目标，因此摆动的趋势常常容易由驾驶员本身激起。但另一方面，如果这种振荡本身持续着，驾驶员常常可以运用偏航操纵来控制瞄准运动。这

些方法可以限制应用在大约 10 密位 (0.57°) 的误差。瞄准具的瞄准解算也可能受到影响, 因此, 总的跟踪准确度将变差。

1.5.6 上仰

这种现象已在驾驶员说的只是“杆力减轻”这样低的角速度时迁到, 但它也可能在这样大的角速度时出现, 即超过俯仰操纵的偏度并且迎角增大到助长某一种别的大迎角现象的程度。如果不存在由迎角发散引起的横侧效应和不超出操作权限时, 则上仰对精确跟踪来说是一种讨厌的限制, 并且是增加驾驶员在战术机动中的工作负担的现象。

这种现象本身就干扰了驾驶员的操纵任务, 不可避免的由于阻力的增大而降低了飞机的性能。实际危险是, 可能出现上面说到的一种或多种大迎角现象, 引起变态并付出严重的战术代价。

1.5.7 变态

因为这种现象经常提到, 变态定义为丧失操纵而引起的飞机运动, 它要求限定一段时间用专门的操纵输入来改出才回到正常飞行。它常常是上面说过的运动之一发生时没有采取操纵动作的结果。

1.6 影响空战机动的其他因素

在跨音速精确机动中, 除了迁到飞机运动的影响外, 还有其他一些要在本章中适当提及的有关因素。能在这本报告中讨论的影响反映了机动战斗机概念的“总系统”性质。

1.6.1 操纵力, 和谐性以及驾驶员诱发的振荡

对一给定的付翼偏度所需作用的杆力在有不可逆助力操纵的飞机上很少有调节的; 同样, 方向舵脚蹬力/偏度比值一般也是不变的。另一方面, 为了满足各种操纵品质规范, 惯例地要通过系统中间的配重、感受 g 的载荷机构、M 数配平机构等来改变纵向杆力/偏度之比或每 g 的杆力。虽然达到了符合有关的操纵品质判据, 但结果很少是得到滚转和俯仰操纵感觉之间一个协调的比值——或者说是“和谐”。驾驶员能够并作到适应这种情况, 因为跟踪是一种闭环反馈的训练, 但危险是, 在驾驶员能够重新调定他自己的增益以跟踪俯仰输入信号之前, 他将激发出一种驾驶员诱发的振荡, 这种振荡使瞄准标记从目标的机头到机尾来回振荡。

在滚转方向也常常可以看到驾驶员诱发的振荡, 瞄准标志从目标的一边晃动到另一边, 为抑制这种晃动, 驾驶员经常是“停住不动”他的滚转操纵而用脚蹬去控制瞄准标志。

1.6.2 显示

除了在第二章讨论的抖振的视觉影响以外, 有一、二个明显引起有关座舱瞄准的显示问题。

对驾驶员来说, 基本要求是在作战发展期间要能看到目标并容易瞄准。已迁到的困难包括视界的损失, 这或是由于大转弯率时陀螺的饱和, 或是由于太阳的反射。此外尽管配备了前置计算瞄准具, 许多驾驶员却喜欢看飞机瞄准线上的一个固定标志以指示纵轴在空间中的指向。

1.6.3 工作负担

空战格斗中, 体力和智力两方面总的工作负担是极重的。驾驶员要下定战术决心, 监

控他的飞机各个系统,操作他的武器系统并为他自己的自卫而保持警戒状态,他还一直机动着可能受到前面提到过的一种或多种操纵品质缺陷损害的飞机。所以,为了保证飞机系统的监控和武器系统的操作尽可能少损害可以用在操纵飞机、战术选择和战斗中的自卫方面的精力,操纵和显示的最佳化是头等重要的。

达到战斗跟踪状态时,需要的仅有动作是发射武器。对系统的监控一般暂停,把最大的注意力集中在武器的瞄准任务上,而驾驶员则冒两个风险。

首先,当已经接近机动限制时,部分地由于他增大飞机的迎角,他可能通过在第1.5节所述的现象之一而抵达失去操纵的一点,如果没有自然抖振并告时就更是这样,这也就是有诸如音响、迎角指示器或抖脚蹬装置等自动并告装置的好处。

其次,他易遭到从后方或侧翼反击的危险。在两对一空战时,驾驶员的编队有保证不发生这种情况的任务;而在单机格斗中,为了排除意外受到攻击的可能性,某些自动并告装置是十分希望的。

1.7 跟踪中的先进控制概念

第1.4节中已讲过,空战中的精确跟踪任务是一种正在机动的条件下用飞机姿态瞄准目标的任务。

1.7.1 自动飞行控制和增稳

空战中在大迎角时,使用机动——要求或指令增强系统和增稳系统可得到两方面的益处。

首先,由于推迟或防止了变态,可以消除或减少严重的战术代价和低空时由不可改出的尾旋造成的飞机损失。

其次,由于给出了使用较大的迎角而又不恶化操纵品质的能力,从而可能扩大可用的跟踪飞行包线。

关于使用机动要求系统自动地按程序把飞机限制在安全的飞行包线之内,已经讲得很多了,虽然发动机自动化系统的改进很受赞许,但自动的机动限制问题需要进一步考虑。要限制些什么,谁来规定它们,是按技术很熟练的驾驶员还是按普通驾驶员规定它们呢?留的储备多大呢?空战斗的成与败之间的差别可能取决于 0.1° 的飞机转动。不幸的是,如果是熟练的驾驶员,他完全熟悉他的飞机,将因机动中对飞行控制系统的储备限制而否定它。这些系统带来的附加代价是,当需要作粗猛的机动时,由于系统某些方面不适于跟踪任务而会被驾驶员所拒绝。这变成根据不足的理由了,是否如文献1-6中建议的那样,应对粗猛机动和精确跟踪使用独立的飞行控制。

1.7.2 直接升力控制和直接侧力控制

这些概念看来能够使攻击飞机更快地截获防御飞机从而对整个作战机动任务有贡献,也就是说,能把更快的目标放到武器的攻击区之内。由于这两种概念都意味着是不变姿态而变力(z 、 y)的控制,它们不大可能解决改善小偏差的跟踪问题。文献1-6表示了对直接升力控制概念初步赞成的反应,并提出了引进它是否值得重新评价驾驶员的航迹控制模态的问题。第六章中对这个题目给出了更详细的讨论。