

战术导弹气动特性研究 译文选



中国气动力研究与发展中心

一九八四年五月

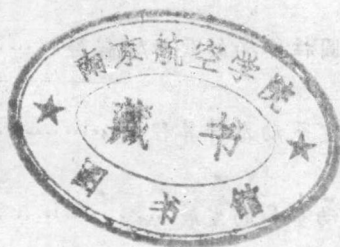
前言

战术导弹气动特性研究工作国外自七十年代以来开展较多，无论在气动特性机理探讨，计算方法研究方面，还是在布局研究、风洞试验方面都发表了许多资料。

为有助国内战术导弹气动特性研究工作的开展，中国气动力研究与发展中心根据有些单位的要求，组织、编辑、出版了这本《战术导弹气动特性研究译文选》，内容多属近期国外战术导弹气动特性研究方面的动向、综述、评论及具有代表性和实用性的文章，可供从事战术导弹及高机动性飞机气动特性研究人员参考，而且对有关管理人员、领导及教学人员都有较大的参考价值。当然，由于时间仓促、水平有限及受一些具体条件的约束，不足之处定为难免。

在译文选出版过程中，受到了许多兄弟单位和有关同志的大力鼓励和支持，在此一并表示感谢！

中国气动力研究与发展中心科技部情报处



518674

目 录

1) AIAA-79-1819	
导弹空气动力学的过去、现在和将来.....	1-21
2) AIAA-82-0247	
NASA 在提供机动导弹气动力技术方面的作用概述	2-17
3) AIAA-78-20	
导弹空气动力学中的非线性问题.....	3-41
4) AIAA-82-0390	
超音速导弹气动力计算方法的评价.....	4-14
5) AIAA-81-1893	
对导弹气动力计算方法现状的评价.....	5-16
6) AIAA-81-1894	
评价超音速导弹气动力系数计算精度的准则.....	6-17
7) NASA SP-347	
涡升力估算中前缘吸力比拟的一些最新应用.....	7-18
8) "ZFW" 1981. 11-12.	
涡诱导的非对称载荷综述.....	8-30
9) AIAA-80-0126	
超音速下有前缘分离的弹翼和翼—身组合体的欧拉方程解.....	9-17
10) AIAA-81-0361	
超音速大攻角切尖拱形圆柱体涡的欧拉方程解.....	10-15
11) AIAA-82-0375	
初步设计用的综合导弹空气动力计算程序.....	11-16
12) AIAA-79-0221	
一种先进空对空导弹气动布局的发展.....	12-9
13) AIAA-82-1337	
一种无尾翼推力矢量控制(TVC)导弹布局的大攻角气动力特性	13-15
14) AD A111769	
滚动导弹空气动力学.....	14-14
15) AIAA-80-0362	
马赫数对细长体飞行器动态特性的影响.....	15-1
16) AIAA-81-1694	
后体流动计算方法评述.....	16-
17) DFVLR-FB 80-29	
超声速流中具有湍流空气死区的导弹弹体底压的理论计算.....	35

导弹空气动力学的过去、现在和将来

J. N. Nielsen

前言

1979年,我应邀能参加为了纪念那些首先把带动力的持续空中飞行付诸实践的卓越航空先驱而举办的莱特兄弟航空报告会,我深深感到荣幸。这个报告会是首次针对导弹这个题目的莱特兄弟报告会。乍一看导弹空气动力学与莱特兄弟之间好象没有明显的联系,然而实际上还是有一些重要联系的。利用飞机空中投放导弹很大程度上说明了现时导弹广泛的重要意义,同时也说明了第二次世界大战以来使导弹空气动力学取得进展在工程和科学上的努力。导弹空气动力学和飞机空气动力学也有许多共性,两个领域都可以从其中另一个领域里的新发展中受益。

1. 引言

我在本讲演中的目的,一般说来在于对导弹空气动力学重要的航空共性给出清晰的说明,并对将来需要注意的一些特殊领域提出建议。按照历史进程叙述这个题目是组织这篇讲演的一种方便的途径。

在本文中要提到的导弹空气动力学的一些主要问题是与从亚音速到超音速的这样一些布局如弹翼、弹体、翼-身组合体、和翼-身-尾组合体有关的。对于与这些布局有关的空气动力学进展,尤其是我们计算其气动特性的能力,我们要从过去追溯到现在。我们将讨论工程方法和理论方法。有意义的理论方法包括细长体理论,超音速线性理论,涡方法和欧拉方程。讨论了线性方法和非线性方法,打算考虑可压缩性效应和粘性效应。本文结尾还预示了未来的一些重要问题。

说到导弹空气动力学,人们可以追溯到史前时代。在导弹的有趣历史中, Spearman^[1]追溯了从一些古代的装置如矛、弹弓、箭和石器到现代的导弹和火箭的发展。于是,无制导的地-地导弹是最古老的导弹型式。说到制导导弹,1928年为美国空军信号部队制造了制导的空-地遥控飞行器(RPV)“Kettering”空中鱼雷。奥维尔·莱特受聘担任过这种空中鱼雷的航空顾问。在德国的佩内明德(Peenenunde)发展的“瀑布”(Wasserfall)导弹可能是采用先进的导弹空气动力和制导方案设计成的,对有人驾驶飞机作机动飞行的第一枚完善的地-空导弹。

按照美国人的观点,现代导弹时期(火箭除外)开始于第二次世界大战末期,那时开始了制导导弹深入细致的科学发展。在第二次世界大战期间,德国科学家在发展导弹方面的成功大大促进了这种发展。这种深入细致的科学发展一直延续到苏联人造地球卫星成功发射的时候,自那以后,许多科学家和大量的财力保障都转向了空间计划。尽管许多发展在1958年以后一直在继续,但是仅仅在最近几年,导弹空气动力学才在美国再度风行。

我记得我第一次与导弹空气动力学打交道是在我年轻时,我经历了用羽毛和旧皮鞋舌做成的弹弓这件事。这些装置的准确性是决不会满意的。有几次差不多快惹祸了之后,在我父亲的催促下,我放弃了弹弓。接着我做起了弓和箭,探索着提高它们的准确性。弓是用吊在烟囱的烟中“处理”过的加利福尼亚州的木料制成的,箭是用粗木杆削出来的。使用树浆做成胶水,不加计较地把两根鸡毛固定在箭的尾部。然而用三根羽毛就得到非常好的结果。当时还小的我就认识到我要做有三片尾翼-弹体组合体的试验。

这篇文章的题目是把主题分成三个时期:过去,现在和将来。我是任意地把时间分成这三个时期的,如图1所示。“过去”是指最早年代到1958年人造地球卫星发射。从人造地球卫星发射到现在就称为“现在”,“将来”是从现在开始以后的时期。

我已经提到,通常,飞机和导弹空气动力学之间有许多交迭的地方。那末导弹空气动力学与飞机空气动力学之间的差别是什么呢?由于导弹的飞行不受驾驶员限制的约束,因此它们一般都比飞机以更高的法向加速度飞行。于是它们可以比飞机以更大的攻角飞行,通常都将超出线性范围。大攻角飞行伴随着可压缩性效应如激波以及粘性效应如流动分离和旋涡。因此,现代导弹空气动力学主要与非线性空气动力现象相联系。最近几年,飞机在高空跨音速大攻角飞行的能力已经把飞机空气动力学扩大到导弹空气动力学的攻角范围。

导弹和飞机之间其它一些重要差别反映在导弹空气动力学的一些论题中。许多导弹不像飞机,它们在飞行时连续地滚转。于是通常许多导弹要利用整个倾斜角范围,导致使用十字型升力面和圆柱形弹身。除了导弹往往比飞机细长以外,还具有长细比更大的弹体和展弦比更小的弹翼。这些差别使得在导弹空气动力学中更加强调整体方法。由于高机动性、快速响应以及在气动力非线性范围飞行的要求,所以导弹气动力控制问题就特别重要。

本文打算确定和描述在导弹空气动力学方面过去、现在和将来的许多重大进展。过去的和现在的都有记载;而对未来趋势的预言则把握不足。我对所作的这些预言很感兴趣,期望它们将促进在导弹空气动力学方面的研究工作。很清楚,本文对导弹空气动力学全部重要的贡献都作出详细的评述是不合适的,也是不可能的。依我看来,不如说我只是打算说明重要的发展趋势这样的论题。重点是针对美国的实际。我不打算讨论战略导弹问题。

2. 过去

2.1 第二次世界大战以前的发展

第二次世界大战以前,在美国是不存在导弹空气动力学的,然而在这时期某些空气动力学的发展可应用于导弹。这些研究包括 Munk 的细长飞艇理论^[2], Von Kármán 的旋成体的工作^[3, 4], 以及 Silverstein 和 Katzaff 的机翼-尾翼干扰工作^[5]。

有趣的是导弹空气动力学的主要工具之一是起源于飞艇理论,称为 Max Munk^[2] 的细长飞艇理论。我们来研究一个通过在流体中垂直于飞艇纵轴固定平面的飞艇,如图

2 所示。由于飞艇是细长的,所以在纵轴方向,流动速度分量的导数与纵轴垂直的平面内速度分量导数相比是小的。于是假设横流平面内的流动是与拉普拉斯方程相应的不可压缩二维流动。在横流平面内的非定常边界条件和一个变半径横移的圆相应。这种方法才使得人们能够计算任一横截面上的压力分布,对此横截面,二维的拉普拉斯方程可以求解,因此把一个三维流动问题转换成二维流动问题。

假如只需要轴向载荷分布的话,采用很有威力的附加表观质量概念就能够避免计算流场。横截面的附加表观质量是以速度 $V_\infty \sin \alpha$ 流过的流体(见图 2),在每单位轴向距离内,它应当有与每单位长度弹体所产生的实际动能相同的能量。附加表观质量表征横截面形状的特性,因而对于诸如图 3 所示的那些形状,可以列出一个表格。这种方法没有考虑粘性效应。

在第二次世界大战以前,对导弹来说很重要的旋成体空气动力学方面另外一些进展也从飞艇空气动力学中冒出来了。在德国首次发表的一篇报告^[3],并且后来作为 NACA 技术备忘录重印的文章^[4]中, von Kármán 沿着旋成体轴线使用了点源分布和偶极子分布来计算表面压力分布,后来使用 Glauert-Prandtl 定律把这种方法推广到亚音速可压缩流^[6],使用超音速点源和偶极子把这种方法推广到超音速流^[7, 8]。Von Kármán 对细长体能够进一步简化他的结果,并且对给定长度和给定直径的圆形底部,导出了最小前部阻力的头部形状。所得到的形状是著名的 Von Kármán 尖拱形。在给定零底部面积,给定长度和体积的限制下, Sears^[9] 和 Haack^[10] 使用类似方法得到了最小波阻的 Sears-Haack 弹体。

第二次世界大战以前对飞机所研究的翼-身干扰空气动力学是不能应用于导弹的。飞机的实际情况是要考虑假如机身不存在时由机身复盖的那部分机翼的升力。这种方法对于相对于机身直径有大翼展的飞机是可接受的,但是它对于这个比值是很小的导弹布局就不精确了。正如将要讨论的,这个问题直到第二次世界大战以后才得到解决。

在第二次世界大战以前, Silverstein 和 Katzoff^[5] 研究过机翼和处在机翼下洗流场的尾翼之间的干扰问题。假如没有尾迹卷起,则根据表示尾涡面特性的马蹄涡,他们的方法可以应用于具有平面型弹翼和尾翼的导弹。

在第二次世界大战以前和期间,德国的科学家和工程师们对制导导弹大规模地作了系统研究。关于导弹空气动力学,他们研究了这样一些题目,即从亚音速到超音速的纵向稳定性、导弹控制、滚转对面-面干扰和对弹翼-尾翼干扰的影响、以及最佳船尾底部阻力。第二次世界大战以后,都普遍认识到这种工作的重要性。后来为了吸收德国人的成就和提高导弹的技术水平,在美国进行了大规模的努力。关于导弹空气动力学,在开拓细长体理论,超音速线性气动力理论和涡理论中,这些进展就将特别重要了。

2.2 第二次世界大战以后的发展

在第二次世界大战结束后不久, R. T. Jones 使 Max Munk^[2] 的细长飞艇理论再次引起人们重视。在他的一篇 5 页长的报告中^[11],他说明了在音速上下,如何把 Munk

方法应用于小展弦比三角翼。后来对所有导弹问题,发展了普遍使用的细长体理论。在这些努力及在线性超音速理论、涡方法和导弹气动力计算方法的研究上,NACA 的艾姆斯研究中心特别积极。同时,按照美国海军的“野蜂计划”,对理论和实验空气动力学开始了深入的研究,文献 [12] 和 [13] 叙述了其中的某些工作。

2.2.1 细长体理论的开拓

由 Munk 飞艇理论的复兴才使得细长体理论的发展有了坚实的数学基础。Ward^[14] 在 1949 年发表的报告中提供了这个基础,在此报告中,他也用这种理论来确定细长的平面翼-身组合体的升力和诱导阻力。Spreiter^[15] 在 1948 年单独用细长体理论来确定细长的平面翼和十字型翼-身组合体的载荷。

细长体方法的特殊优点是:对于拉普拉斯方程横流解为已知的任何一种横截面形状都可以利用此方法。对于凡具有这样横截面形状的任何一种导弹,都可以计算出力和力矩分布以及稳定性导数。所有很有权威的保角转绘方法和复变函数理论都以更精确的方式对此课题产生影响。这些结果对于直到超音速的小攻角细长体导弹都有效。

某些特殊的结果很有趣,例如 Spreiter 和 Sacks^[16] 计算了带有十字型翼的圆柱形弹体上的载荷和尾迹特性,Sacks^[17] 用细长体理论计算了一般横截面细长体的稳定性导数。Bryson^[18] 把保角转绘方法应用于计算若干种导弹布局的力、力矩和稳定性导数。

随着十字型翼导弹的使用,鸭翼面或尾翼面作全动控制面使用开始付诸实践,全动控制面是作为一个整体绕某一横向铰链轴线旋转的。Adams 和 Dugan^[19], Dugan 和 Hikido^[20] 等人研究了由各种类型的控制面偏转产生的力和力矩。

在只要求总特性的情况,诸如弹翼或弹体上的法向力或滚转阻尼导数,可以应用由 Heaslet 和 Spreiter^[21] 导出的很有权威的反流定理。把这些反流定理与细长体理论结合起来,就可以很容易地得到非常有用的结果^[22],而且还有可能把这些结果推广到不是细长体的布局上。

2.2.2 超音速气动力理论

第二次世界大战以前,超音速流的气动力理论没有很好研究,因为对这种理论几乎没有要求。第二次世界大战以后,尽管 V-2 火箭已经穿过音障了,但是与有人驾驶飞机有关的穿过音障的可能性仍存在许多疑问。当 Chuck Yeager 用 X-1 飞机在 1947 年突破音障时,美国在超音速空气动力学领域已经作了大量的努力。现在特别回顾一下关于体、翼和翼-身组合体的理论当可以应用于导弹时的主要进展。

关于体的问题,我已经提到,由 Von Kármán 和 Moore^[7] 在 1932 年已经发表了零攻角尖头旋成体超音速流的解,相应的有攻角解于 1938 年由 Tsien^[8] 发表。Ferrari^[23] 于 1937 年也解决了有攻角问题。在体轴上使用点源分布和偶极子分布的这些方法不会产生体半径轴向导数不连续(拐角)的体。细长体的这种不连续性由 Lighthill^[24] 于

1948年每年研究过。Van Dyke^[25]于1952年研究了计算通过具有拐角或轴向曲率不连续的无升力旋成体二阶超音速压力分布的方法。于是尽管在第二次世界大战以前对超音速旋成体有过论述,但是重大的研究与发展是在战后才进行的。

关于单独翼问题,在使用高速计算机以前,一般只可能得到亚音速流场的近似解。然而,为超音速飞行设计的翼趋向于采用尖边缘,这就有可能使用线性气动力理论得到超音速流的精确解。一般说来,用迭加锥形流方法,获得超音速翼流。锥形流是沿着某一顶点发出的每一条射线上有不变的流动变量的流动。关于这个课题,最初的研究成果之一是R. T. Jones^[26]的报告,他给出对称厚度翼的解,由此可以计算出波阻。对于升力面,Busemann^[27]给出超音速矩形翼的解。

把超音速线性理论应用于具有亚音速前缘的三角翼提出了对导弹和飞机都很重要的超音速空气动力学问题。有趣的是至少有三位研究者几乎同时独立地求出了解^[28-30]。不同的工作者独立地取得同样的进展并不是少见的。许多研究人员很快把这些结果推广到各种不同的平面形状。其中有些工作包含在由Jones和Cohen^[31]写的书中和Heaslet和Lomax^[32]的文章中。对大攻角问题只做了极有限的工作。

在四十年代末期,我对超音速翼-身干扰课题发生了兴趣,我自己规定了作为博士论文的题目是寻找通过中心安装在圆柱体上的矩形翼的超音速流精确解。我成功地找到了精确解,但它是新的未列成表的函数形式^[33]出现的。这些函数特别难解,使精确表格化落空,我设法收集了一些表格以满足我们的论文的要求,但是更广泛精确的表格是后来作的^[34]。相继表格化的成功,绝大部分应归功于Ames研究中心W. Mercman博士的数学技巧。随着计算机技术的发展,用面元法计算同样的翼-身干扰是又快又容易了。

继上述的超音速翼-身干扰的数学研究之后,我和Ames研究中心的同事们一起发展了计算亚、超音速翼身干扰的工程近似方法^[35]。这种方法已经用于导弹和飞机的初步设计。

我的意见只是针对第二次世界大战以后十年多时间里许多研究者在超音速线性理论方面所完成的大量工作做出的简短回顾。这是值得做的工作领域,因为通常可以不使用计算机而用简洁的方法得到工作上有用的结果。然而由于大攻角产生粘性效应,这种结果限制于小攻角范围。由于在跨音速和高超音速时有可压缩性非线性效应,这些结果也是有限制的。

2.2.3 粘性效应,旋涡

尽管翼和体,特别在大攻角时,都会迁到由粘性效应引起的非线性气动力,但是在1958年以前,只对体研究了与这些粘性效应有关的工程方法。相当一段时间来,就已经认识到,中等攻角的细长旋成体在背风面产生对称旋涡(图4(a))。在横流平面内,流动与著名的位流中的问题一样;在圆柱体尾迹中对称点涡对的运动如后面草图所示。于是有可能把图4(a)所示的三维粘性流与把所有的涡量都集中到涡心的二维粘性流联系起来

来。以二维解的形式来解释三维流的许多努力都是试图使用各种不同的边界条件来确定涡的强度和位置。有趣的是在这种关系中使用了1913年由Föpl^[36]得到的解。还用了Bryson^[37]后来较成熟的解,获得有攻角细长体的非线性载荷。这些尝试使得在理论空气动力学中打算用带有与后部流动相似的集中涡位流理论模拟粘性流方面随之产生了一个出现过的课题。

使用非定常二维流比拟法对前述问题的理论作了进一步推广。研究一个垂直于弹体轴线并且在旋成体以一定攻角通过的流体中固定的平面(如图2所示)。二维情况中,弹体横截面半径是变化的,并在这个平面内垂直移动。与细长体理论比拟是有根据的。假如人们知道这样一个二维流动的横流阻力,则可以估算出三维定常流中弹体上轴向每单位长度的法向力。由于圆柱体的横流阻力随着垂直于圆柱体流速的平方变化,于是发现了由涡引起的弹体法向力和攻角成二次方关系。因此对这种普通模型研究了许多方法,其中Allen和Perkins^[38]的方法是特别著名的,并在导弹空气动力学中得到广泛使用。

最近,广泛认识到大攻角时旋成体可能产生或左或右的侧向力,或者从左向右随机变化的侧向力。人们发现了称为“鬼怪偏航”的现象,并且最先由Cooper, Gapcynski 和Hesel^[39]在1952年作了合理的解释。产生侧向力的原因在于弹体背风面上产生非对称尾涡(图4(b)),在横流平面中它与著名的Kármán涡街的近尾流结构相类似。这种涡模型显示出左旋和右旋镜面布局之间的双稳态的改变。

已经作了重要工作的另一领域是确定有钝头底部的弹体底部阻力。Chapman 等人^[40]对这个课题进行了深入的研究。在这一时期,很有用的蒸气屏流场显示方法也由Allen^[38]和它的助手采用了。

总起来说,到1958年,在导弹空气动力学方面已经取得了若干重大的进展。细长体理论已广泛地应用于导弹空气动力学问题。同时,也深入研究了弹翼和弹体的超音速理论,而且对弹翼-弹体和弹翼-尾翼的干扰效应和弹体粘性效应给予了很大的关注,对大攻角问题几乎没有怎么注意,数值方法的广泛使用要等到现代计算机的首次出现。

3. 现 在

从1958年到现在这一时期,导弹空气动力学,特别是非线性领域已有了若干进展。实际上,现在导弹空气动力学是与非线性紧密相联的。本文感兴趣的非线性现象是使导弹产生力(除阻力外)、力矩、或压力系数的那些现象,因为它们不是攻角、侧滑角、或控制面偏转角的线性函数。

非线性现象可以分成非粘性(无旋或有旋)和粘性两大类。最重要的非粘性效应可能就是可压缩性。通常重要的粘性影响是与边界层分离或涡有关的。可压缩性和粘性效应往往组合在一起。一般说来,由于获得非线性问题的解析解是困难的或不可能,所以非线性问题十分适于计算机。所以1958年以来,我们看到在导弹空气动力学问题的求解中,已经采用了计算机。

让我们以下列类别即弹体、弹翼、弹翼-弹体组合体和弹翼-弹体-尾翼组合体,来

3.1 单独弹体

众所周知,处在亚临界横流马赫数($Mc \leq 0.4$)的旋成体,随着攻角的增加,存在几种不同的流谱。图4说明这些流谱中的两种。在最小攻角时,产生由Allen和Perkins^[41]处理的那种对称旋涡尾迹。在一个较大攻角范围内,产生了非对称旋涡尾迹。对这种旋涡情况,从垂直于弹体轴线的平面来看,好象不变的具有两个或多个涡。在头部附近,只出现两个涡。攻角进一步增加,可能在圆柱体后面连续产生伴有抖动的不稳定尾流。攻角为 90° 时,流动类似于绕二维圆柱体的流动。这是1958年以来取得重要进展的头两种类型的流动。

Allen和Perkins对于对称旋涡尾迹发展了一种依据横流阻力方法确定弹体轴向载荷分布的方法。他们基本上从实验得到体涡的强度和位置。在确定流场和弹体压力分布方面取得了进展。处理这个问题的Wardlaw^[41]方法是在横流平面内研究不可压分离流,并且使用实验确定的分离线位置数据计算分离线上轴向每单位长度脱出的涡量。他使用了在弹体下游前进的方法,并在横流平面得到了大量的涡。Marshall和Deffenbaugh^[42]完成了横流边界层分析,从而不必使用实验分离线数据。采用这种方法,他们能够得到非对称旋涡尾迹。Mendenhall和Nielsen^[43]把Marshall-Deffenbaugh方法推广到包含非圆柱形弹体。图5表示了一个实例。Sarpkaya^[44]处理了突然起动的二维圆柱体,并且计算了Kármán涡街。所有这些模型都允许在弹体尾迹中分布涡量,而不是像由Föppl和Bryson^[37]方法给出的集中涡。

前述的方法大部分是不可压缩的,有可能通过大型计算机计算出来。已经发展了基于欧拉方程的若干个无粘、有旋可压缩流的程序。这些程序之一,Pullium和Steger^[45]程序,已经用于确定大攻角超音速旋成体的流场。计算结果示于图6。

利用激光风速仪测量了不可压缩横流场^[46],以很好的结果验证了理论^[43]。扩大使用激光风速仪是这段时期新的实验发展趋势。

当横流平面内开始流动的马赫数是超临界时,人们知道^[47],弹体背风面的流动特点和亚临界横流特性根本不同。实际上,Chapman,Keener和Malcolm^[48]研究出一条经验法则,即如果 $Mc \geq 0.5$,则旋成体上不存在明显的法向力。这时背风面的流动呈现出大的对称环流区,如图7所示。不对称涡可能从这些区域的顶部出现。Landum和Babb^[49]的蒸气屏图片说明了这种现象。此种流动的解是得不到的。Oberkampf^[50]使用方便的探针对具有超临界流动的某种流场作了测量。

正受到人们注意的一个领域是减缓在引起大侧力中不对称涡系的影响方法。这些方法对于跨音速马赫数范围是重要的,因为不对称涡系存在的条件一般说来只在自由流马赫数小于1.2的情况下产生。这些条件是大攻角-近似地在 25° 到 30° 以上、横流马赫数小于0.5到0.6。谈论目前正在为减缓非对称涡影响这些方法的实际结果还为时过早。

很清楚, 尽管自 1958 年以来在单独弹体的空气动力学方面已取得了很大进展, 但是在理论和实验方面都还有许多要做的工作。

3.2 单独弹翼

自从 1958 年以来, 在单独弹翼的空气动力学方面已取得了若干进展。除了 Whitcomb 的超音速弹翼研究以外, 还包括 Polhamus 的涡升力比拟, 对涡破裂的深入了解以及先进计算机方法的应用。然而, 这些进展对于依据在大攻角方面的一般基础来计算单独弹翼的气动力特性是不够的。

导弹趋向于使用比飞机展弦比小的弹翼, 这种弹翼的重要特性之一是它的法向力的很大一部分是与攻角的平方成正比的。由于小展弦比弹翼类似弹身, 所以法向力对攻角有强烈的二次依赖关系这一点并不足为怪, 这可以用类似于细长旋成体那样的横流阻力系数来描述。Polhamus^[51]提出涡升力比拟是二次升力的来源, 现在我们转到这个问题上来。

我们来研究在垂直于流动的平面内, 在不可压缩速度下, 绕三角翼尖前缘的流动。两种流动类型示于图 8。第一种流动是无粘位流, 它可以绕尖缘转 180° 。在这种情况下, 翼面内吸力垂直于前缘而存在, 它往往使诱导阻力降低。然而, 由于粘性的作用, 流动不可能绕过 180° , 因而有可能从前缘分离, 如图 8(b) 所示。由于前缘涡的形成, 在顶部表面发生再附着。涡中的低压产生附加的法向力。此时尖前缘的涡升力近似等于前缘吸力。这就是 Polhamus 的涡-升力比拟^[51]。展弦比越小, 涡升力在总升力中所占的比例就越大。小展弦比前缘延伸部分或边条都是按照越过弹翼面形成强涡系这个原理工作的。这些涡系似乎可以以至今还不能预计的一种方式阻止弹翼根部失速。

当弹翼展弦比增加时, 尖前缘的前缘吸力转换成涡升力的部分就减少。利用涡升力增加导弹性能是重要的, 但是对于所认识到的涡升力的预算的方法实际上需要进一步发展。假如要作出合理计算的话, 最终必须把粘性考虑如边界层理论引入到单独翼的模型中。人们能够研究的限制涡升力大小的问题之一是翼面上涡破裂问题。涡破裂好像有一种不稳定性, 它引起涡直径的突然增大并伴随发生湍流。对此问题有若干种理论处理方法, Mager^[52]的方法是众所周知的。有一些工程方法, 例如 Wilson^[53]的方法, 是用来确定在三角翼上涡破裂位置的。对于小展弦比的弹翼, 涡破裂的攻角可高达 40° 。

有些研究者试图研究出根据位流理论计算尖前缘弹翼气动力特性的方法。一般说来, 这些方法用位流点涡来代替涡核和它们的输送涡片, 并且利用各种边界条件来求解这个问题。使用欧拉方程或 N-S 方程的计算机方法可能要代替这些方法。

Klopfer 和 Nielsen 使用欧拉方程探索了确定亚音速尖前缘弹翼流场问题的初步解决办法。位流理论是无旋、无粘的, 并且不包括流场中分布涡的可能性。相反, 欧拉方程是属有旋、无粘的理论, 于是包含了处理可压缩性和分布涡量的能力。假如边界条件取在弹翼亚音速前缘, 其流动必定在横向上脱离前缘, 因此无垂直速度, 可以预计到有类似于图 8 所示的流场。图 9 表示了在这个基础上计算 $AR=1.0$ 、 $M=3.0$ 的三角翼的初

步结果。弹翼几何特殊性示于图 10(a), 计算的流场表示于图 9。

计算的流动是锥形流, 这就是说, 沿着顶点发出的任何射线都有相同的速度分量。在这种特殊的情况下, 可以把沿着通过弹翼顶点的径向线的流线投影到一个球面上, 以形成二维无交叉的流线谱。然后把球面上的流线谱投影到横流平面上。图 9 是以这种方式作出来的。进入下表面弓形激波的流线一般说来到达对称迎风面上的“涡奇点”。从右端进入弓形激波的流线刚好到达在前缘范围内的下表面横流驻点。在有涡奇点的弹翼上, 存在一个大涡区, 驻点流线上面的流线进入大涡区的中心。弹翼翼尖变成产生环量区的涡源。

对于图 9 所示的流动, 计算的弹翼压力场是圆锥形的。展弦比为 1 的三角翼未公开发表的压力数据对 $M_\infty = 2.86$ 的情况是可用的。这些数据与欧拉程序计算结果的比较示于图 10(b)。我感谢 NASA 兰利研究中心的 Robert Stallings 先生, 因为是他允许我使用了未公开发表的数据。在海军研究局 (ONR) 的赞助下进行了理论和计算工作。计算工作得到了海军研究局和 NASA 艾姆斯研究中心的支持, 海军研究局的 David Siegel 先生十分友好地允许我使用了这项未公开发表的工作成果。

关于使用欧拉方程进行前缘分离研究方面, 俄国人做的工作可在文献 [54] 中找到。

正如 Ballhaus, Bailey 和 Frick^[55]的工作所说明的, 跨音速定常和非定常流弹翼气动力特性的计算在最近几年通过使用高速计算机取得了很大进展。尽管小攻角的结果是令人满意的, 但是对于大攻角方面的工作仍然处于初期阶段。由于对大攻角时弹翼上产生的分离流和湍流的认识不够, 所以从理论上进行这项工作就受到了限制。尽管保持支架干扰足够小, 但风洞中弹翼的支撑问题仍限制着工作的进展。

3.3 弹翼-弹体干扰

弹翼-弹体干扰问题是导弹空气动力学中特别重要的一个问题, 因为弹体直径可能占有弹翼总展长的很大一部分。在这种情况下, 弹体对弹翼面(单翼的或十字型翼)的干扰以及弹翼面对弹体的干扰都是很大的。从下列观点来考虑这个问题是方便的, (1) 计算详细压力分布的方法, (2) 计算部件载荷和压力中心位置的工程方法和 (3) 特殊问题领域。

在最近十年, 计算全机详细压力载荷的面元法已经获得了很高的声誉^[56, 57]。一般说来, 求解位流方程和在攻角线性范围内有效的这些方法都可应用于导弹。已经编制出适合于十字翼导弹的特殊计算机程序^[58]。也可以把它们推广到包含涡诱导效应, 结果它们的有效性就超出了线性理论的范围^[59]。已经研究出翼-身组合体跨音速计算机程序^[60], 但是类似的十字翼导弹的计算机程序尚未研究出。一般说来, 前述的计算机程序对初步设计是不合适的, 因为运算时间长, 并且限于小攻角范围。

确定零滚转角、线性范围内导弹尾翼和弹体力和力矩的初步工程设计方法基本上与飞机没有什么差别。^[35, 61]然而直到最近, 对于任意滚转角十字翼导弹还没有一种普遍有效的工程方法^[47]。美国海军研究出了一种特别适合于需要详细地计算出阻力的工程计算程序^[62]。现有的工程计算方法需要在控制面效率、铰链力矩和大攻角效应方面得到

进一步的发展。

除了椭圆形截面弹体外,可能对利用非圆形截面弹体的弹翼-弹体组合体的工程计算方法没有给予足够的注意。Jorgensen^[63]在这方面特别在大攻角范围已经作了大量的工作。

目前大攻角效应已得到足够的重视,因为在大攻角下可以增加导弹的机动性。这种效应基本上与非线性有关。例如只要横流马赫数是超音速的,弹体迎风面上的激波结构对弹翼-弹体干扰的影响是不利的。弹体对弹翼干扰是用零滚转角时舵面上的法向力与在由两个舵面形成一个单独的翼在同样的攻角下产生的法向力之比值 K_w 来衡量。以实验数据为依据,图 11 表明了一个具体的弹翼-弹体组合体的 K_w 随攻角和马赫数怎样变化。这些结果是根据扣除翼面载荷的体涡效应数据得出的。小攻角和低马赫数时产生有利干扰, $K_w > 1$ 。然而,在大攻角、高马赫数时,弹翼-弹体干扰十分不利。目前还没有什么理论方法可应用于计算这些影响。

3.4 弹翼-弹体-尾翼布局

弹翼-弹体-尾翼布局具有单独弹体、单独弹翼和弹翼-弹体或尾翼-弹体组合体的所有现象。它们除了表现了通常的弹翼-尾翼干扰外,还有将要讨论的特殊的后体-尾翼干扰效应。

用于飞机的计算机翼-尾翼干扰的方法, Silverstein 和 Katzoff^[5] 的方法一般可应用于零滚转角的导弹。然而存在由头部涡引起的附加干扰,这头部涡越过鸭翼面和后体以致干扰尾翼。已经研究出了计入弹体涡和头部涡对尾翼干扰影响,以及在导弹全长上跟踪它们直到尾翼的方法。这种方法可以应用于任意滚转角的十字翼导弹^[4, 64]。已经把反流方法应用于计算由于作用于十字型尾翼的涡系引起的翼面载荷和压力中心位置的问题。

假如鸭翼和尾翼之间后体的长度(以弹体直径计)不短的话,大攻角弹翼-尾翼干扰具有不同的特点。在这种情况下,头部涡和鸭翼涡在尾翼上面相当高的位置通过,对尾翼影响不大。然而,后体本身可能产生横流涡云,它靠近尾翼通过,因而占了对尾翼干扰中的主要部分。图 12 表示在 35° 攻角时与十字型鸭翼面成一直线的尾翼前面横流平面的涡系谱。在此图中用 C_1 、 C_2 、 C_3 和 C_4 表明的鸭翼涡系在尾翼上都足够高,除 C_3 以外对尾翼影响都很小。后体脱出顺时针和反时针的涡云,这些涡云触近于虚线表示的尾翼面 T_1 和 T_2 。这个具体的计算实例还表明,由迎风鸭翼面 C_3 脱出的涡向上靠近弹体的左侧通过,并由左侧后体涡云捕获。在大攻角时,后体可能对尾翼有主要的干扰影响,也可能产生大侧向力、偏航力矩和滚转力矩。目前模拟这些干扰影响都比较粗糙,为彻底地理解和准确地计算它们,需要进一步进行工作。

4. 将 来

现在让我们对导弹空气动力学将来的发展做一番估计。这是一个既有吸引力又有点

使人胆却的任务。令人感兴趣的是因为可以不受事实限制，而使人胆却的是因为有可能预计错了，这对本文将来的读者会造成影响。确实，随着将来能源和激光武器的发展，这些读者可能不多，而留在技术档案保管员那里。我想起十九世纪初期采用铁路后不久所作的预测。那时预计速度永远不会超过 20 哩/时，因为人体不能承受如此高的速度！现在我们会发笑了，认识到因为技术的进展，对承受这个速度（在速度的值和方向上都变化）的预计相当不正确。

为了讨论的目的，我选择了几个重要的课题，它们是应当取得进展的。

4.1 大攻角气动力理论

在这篇报告中，已经在许多地方谈到了大攻角导弹空气动力学的情况。一般说来，确定弹翼、弹体、弹翼-弹体等的大攻角气动力特性，包含由压缩性和粘性引起的非线性，尚没有足够的计算方法。为了得到更大的机动性和其它的一些优点，现在和将来要使用大攻角，则在将来强调发展这类计算方法必定是十分重要的。

4.2 十字翼和中单翼的关系

十字型(或三翼面)弹翼气动力优点是在纵向平面内产生的法向力实际上与滚转方位无关，这是过去应用它们的一个重要因素。然而，它们的使用也带来一些困难。首先，十字翼导弹基本上是个四角反射的组合物，这有可能增大雷达的横截面，因此有利于它的探测性。第二，由于十字翼导弹一般是滚转的，它们对空气喷气发动机不合适，而且在航程上受到影响。大攻角时，诱导的滚转力矩还可能使它们滚转得太快，以致于使控制系统跟随不了。最后，滚转导弹意味着是圆柱形的弹身，结果就不能发挥非圆柱形弹身可能具有的优点，为增加航程，降低探测性，简化控制系统和提高气动效率等方面的研究，可能使将来的导弹能像飞机那样飞行，这样看来，在导弹方面我们好像又要回到莱特兄弟时代了。

4.3 导弹弹体和发动机的一体化

装固体燃料发动机的导弹，底部后面的射流，一般说来除了膨胀很不足的情况外，对导弹弹体几乎不产生气动力干扰。对于装空气喷气发动机的导弹，在进气道与导弹弹体之间存在严重的相互干扰。空气喷气发动机对进气道状况是敏感的，进气道状况是导弹弹体上进气道位置和导弹飞行状况的函数。很难设计大攻角、大马赫数下工作的高压力恢复的进气道，滚转导弹的高效率进气道也是难以设计的。特别在大攻角、大马赫数时导弹弹体和空气喷气发动机一体化的整个问题将会得到高度的重视。富有革新的设计方案和计算流体力学对解决这些问题的应用可能是将来的发展趋势。

4.4 飞机和导弹的一体化

最近几年,从飞机机体外部在滑轨和吊架上安装许多导弹,飞机机体增加附加物导致很大阻力,这使得不带外挂物时能使阻力最小的最佳化飞机带来很大损失。换句话说,实际上这种导弹安装装置会把超音速飞机变成亚音速飞机。直到现在,对于外挂物从飞机上完全分离以及飞机上悬挂外挂物对飞机性能影响的研究主要是用成本昂贵的风洞试验和飞行试验方法进行的。飞机和外加物的大量组合和变换要求花费昂贵的试验。最近,大型计算机的能力已经能承担解决这些问题了。很有可能用计算机分析这些问题会得到进一步扩大。为了提高性能,也可能会更加强调外挂物和飞机机体一体化的革新思想。

将来,可以预料飞机和它的外挂物设计会作为一个综合问题来考虑。

4.5 大攻角测量

导弹(以及飞机)的大攻角飞行就带来了一个改进大攻角试验方法的要求。使用能承受大攻角载荷同时又使支架干扰对载荷的影响最小的支架模型,这样的模型试验是有困难的。在这个领域要求人们做许多工作。

一般说来,由于不可能预先在地面计算大攻角导弹气动力特性,可靠性必须在将来某个时刻在风洞试验中确定。需要获得弹翼、弹体和弹翼-弹体组合体的许多系统数据。现在已使用了激光风速仪测量流场,但需要作进一步改进,以便得到更保险和快速的数据采集。当研究出大攻角时获得阻尼数据专用试验装置时,那么将来它们会受到更大的重视。

4.6 大型计算机的利用

大型计算机在导弹空气动力学中的未来作用在前面几节中已经提到过了。问题的实质是对于导弹空气动力学利用计算机几乎没有达到在飞机空气动力学上那样的程度。但是这种趋势已经开始翻转过来了,将来还会加速。计算机成了攻克大攻角空气动力学一些重大问题的理想工具。

计算机在空气动力学的几个应用中的成熟水平是清楚的。根据近似的气动力模型用经验输入数据的工程计算方法代表了不太成熟的水平。把欧拉方程应用于导弹空气动力学可以代表比较成熟的水平。我们似乎觉得可以把欧拉方程成功地应用于导弹空气动力学的整个范围,而不需要使用 $N-S$ 方程。首先,正如前面在有关的图 9 和图 10 中提到的,通过适当地处理边界条件,用欧拉方程就可以计算诸如前缘、后缘和分离线的涡源。第二,涡量对流可用欧拉方程作适当地处理。第三,用欧拉方程处理不了的粘性(层流或湍流)引起的涡量耗散在许多导弹空气动力学问题中是不重要的。使用有湍流模拟的 $N-S$

方程代表了使用计算机的高度成熟的水平。

关于“精确”的 N-S 解,目前还受到限制,因为没有处理三维流场的足够大的计算机、计算机费用高和湍流模型不准确。NASA 研究了所需计算机的速度和大小的问题。这样的计算机要成为现实可能还要一段时间。历史上,计算费用是以指数速率下降的,但是我们似乎觉得,在相当长的时期内,不会把 N-S 解广泛用于初步设计。这种解的价值主要可能是用于证实最终设计和鉴定不太复杂而速度较快的计算方法。

目前湍流模拟存在难以克服的困难。在这个领域用大尺寸湍流模拟方法取得了有前途的进展^[65]。然而,湍流模型应该是怎么样的这个问题没有解决。所要求的湍流模型的精度可能依赖于包含外形和所感兴趣的物理量的使用。可以相信,对于不同的应用将会研究出大量的湍流模型和这些模型的数据库。在这个关系中,计算机由于本身的发展,因为它可以作为湍流模拟的一个实验工具,因此就可以提高其地位。我的意见是湍流模型的国家数据库应当由 NASA 着手完成。

我不能不谈一谈风洞与计算机的未来作用就结束关于大型计算机问题的讨论。从 Chapman, Mark 和 Pirtle^[66] 发表的发人深省的报告以来,围绕这个问题就有许多争论。我毫不怀疑,目前在风洞中所做的许多测量恰恰也可以在大型计算机上计算,而且将来有更多的常规风洞的问题还会在计算机上处理。对于将来发展的速度可能有争论。然而,决不能认为风洞会被计算机取代。确实,是否会增加对风洞的要求这个问题是有争论的。风洞能够再现物理学不能解释因此也不能进入计算机的流体力学现象。风洞和计算机也可用以验证彼此的结果。风洞和计算机可以以像在风洞和条件性取样应用中那样的协作方式彼此支援。因而依我看来,对这两方面的要求都会继续并将增加。

4.7 其它题目

下面我们对在导弹空气动力学未来的研究方面提出其它几个可能选择的题目:

- (1) 边条空气动力学
- (2) 融合的弹翼-弹身组合体
- (3) 控制
- (4) 非对称涡的缓和

在防止飞机在大攻角时机翼失速并产生良好的气动力特性方面,边条能够提高飞机气动力性能。合适的边条设计理论还有待研究。这需要考虑边条与弹体干扰。

在无锐曲线情况下机翼与机身融合的翼-身组合体的使用,从气动效率和雷达探测的观点看,对未来的研究可能是一条富有成效的道路。在此区域里最佳化问题的解应当是有意义的。将会更加强调使用非圆柱形弹体。

关于气动力控制或其它类型的控制谈得不多。为确定大攻角时特别是在跨音速范围内发现的非线性控制特性,目前还没有比冗长的风洞实验更好的方法。这个非常重要的题目没有得到它应用的重视。

由非对称体涡分离诱导的“鬼怪偏航”现象目前受到了更多的注意。控制这种非对称

性的尺度和大小的方法或消除它们的方法都是需要的。

5. 结 束 语

我对 AIAA 邀请我参加这次莱特兄弟报告会所给予的荣誉表示深切的谢意。我的目的是对导弹空气动力学中的气动力一般共性给予解释说明, 并对将来需要注意的特殊范围提出一些建议。假如我实现了这个目的, 我就感到非常满意了。

我非常感谢我的同事 Seldon Spangler、Michael Hemsch 和 John Fidler 的帮助。他们提出了许多有益的建议, 并审阅了这篇讲稿。我也要感谢斯坦福大学的 John R. Spreiter 教授和 Krishnamurti Karamcheti 教授, 他们审阅了这篇讲稿并提出了许多有价值的建议。

黄昌有译自 AIAA Paper 79-1819

赵宗续校对

参 考 文 献

- [1] Spearman, M. L.; Historical Development of worldwide Guided Missiles. AIAA Paper No. 78-210, presented at AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting, Huntsville, AL, Jan. 16-18, 1978.
- [2] Munk, Max M.; The Aerodynamic Forces on Airship Hulls. NACA Report 184, 1924.
- [3] Von Kármán, Theodore; Berechnung der Druckverteilung an Luftschiffkörpern, Abhandlungen aus dem Aerodynamischen Institut an der Technischen Hochschule, Aachen, 1927, No. 6, 3-17.
- [4] Von Kármán, Theodore; Calculation of Pressure Distribution on Airship Hulls. NACA TM 574, 1930.
- [5] Silverstein, A. and Katzoff, S.; Design Chart for predicting Downward Angles and Wake Characteristics Behind Plain and Flapped Wings. NACA Rept. 648, 1939.
- [6] Liepman, H. W. and puckett, A. E.; Introduction to Aerodynamics of a Compressible Fluid. John Wiley & Son, Inc., 1947, pp. 136-141.
- [7] Von Kármán, T. and Moore, N. B.; Resistance of Slender Bodies Moving with Supersonic Velocities with Special Reference to Projectiles. Trans. ASME, Vol. 54, 1932, pp. 303-310.
- [8] Tsien, Hsue-Shen; Supersonic Flow Over an Inclined Body of Revolution. J. Aero. Sciences, Vol. 5, No. 12, Oct. 1938, pp. 480-483.