

旋转弹空气动力学

苗瑞生 吴甲生

(北京工业学院)

提要 本文叙述了旋转弹空气动力学的形成和研究内容;评述了它的研究进展,其中包括我们自己的理论与实验成果;阐述了与旋转弹气动设计有关的几个问题;指出了值得注意的研究动向。

关键词 空气动力学; 旋转弹; Magnus 效应; 边界层; 风洞试验

I. 前言

在飞行武器中,有一类叫做旋转弹,其飞行方式是一边前进一边绕纵轴旋转。最早采取旋转飞行的是枪弹和炮弹,通过高速旋转(万转/分)所产生的陀螺效应获得稳定性。二次大战后,出现许多尾翼式火箭也采取旋转飞行方式,通过中速旋转(千转/分)以克服或减小由推力偏心、质量偏心、气动偏心引起的弹道散布,有较强的抗干扰能力,提高了精度。60年代以来,又出现了一些战术导弹(反坦克导弹、地空导弹)采取旋转飞行的方式,通过低速旋转(百转/分),可以简化控制系统,即用一个控制通道实现俯仰和偏航两个方向的复合控制,为导弹小型化提供了方便。此外,再入弹头或机动弹头常常由于烧蚀不对称等因素产生不对称气动力作用,引起弹头绕纵轴旋转;这样,战略导弹的再入头部也可以归入旋转弹的行列。

飞行武器的旋转将引起空气动力性能和飞行性能的变化。例如,在导弹上添加一个法向控制力,如果旋转速度大大超过导弹的响应频率,则导弹不对瞬间力做出响应,只响应旋转一周所产生的周期平均控制力的作用。如果在旋转一周内,法向控制力不变,而只是随着导弹的旋转而改变方向,那么,周期平均控制力将等于零。这就是通过旋转可以消除某些不对称因素影响的原因。实现旋转控制的关键,在于在导弹旋转一周内选择适当的位置变换法向控制力的指向。

旋转可以“平均”掉一些原有的不对称气动力的作用;旋转也会“激发”出一些新的不对称气动力。旋转飞行器的纵轴相对于速度方向一般是不重合的,即迎角和侧滑角不为零。由于旋转与偏流相耦合,飞行器外形上的空气动力载荷将呈现出不对称分布,从而产生出非常规的力和力矩作用在飞行器上,使其纵向运动和横向运动相互交连在一起。当这种附加力和力矩的值超过某一限度时,将会发生 Magnus 不稳定、耦合共振、自转闭锁、灾难偏航

(catastrophic yaw) 等现象, 使飞行失常。这是现代旋转飞行器设计中必须认真研究的非线性动力学问题之一。

旋转弹空气动力学的早期工作是研究旋转柱体和球体的 Magnus 效应。50 年代初, Bolz, Murphy, Nicolaides 等人发现旋转弹丸的 Magnus 效应对动稳定性起着重要作用。指出对旋转弹的动稳定性分析来说, Magnus 力、力矩系数导数与俯仰阻尼导数处于同等至关重要的地位。于是对 Magnus 效应的研究便与对旋转飞行武器的研制紧密联系在一起, 受到有关方面的重视和支持, 获得了迅速的发展。随着研究工作的进展, Magnus 效应的研究内容不断拓宽和丰富。原来的 Magnus 效应概念已概括不了它的研究内容, 于是逐渐形成一个包括 Magnus 效应在内的专门研究旋转弹气动特性的分支学科——旋转弹空气动力学。

II. 研究内容

旋转弹空气动力学专门研究旋转飞行器的绕流特点及空气动力特性。主要内容有:

1. 古典 Magnus 效应的研究。包括单独弹身的 Magnus 效应组成机理、分析计算; 高精度 Magnus 天平、高效率驱转装置的研制; 转速监控与数据采集系统的选配; 旋转旋成体流谱观察和边界层测量; 旋转状态下压力分布及气动力的测量。

2. 旋转弹气动理论问题的分析研究。包括旋转翼、翼身组合体旋转气动效应的机理研究; 旋转弹单独部件和组合体的气动特性分析; 旋转弹非定常气动理论。

3. 旋转弹大迎角空气动力特性研究。包括利用水洞、烟流、激光蒸气屏等方法观察翼涡、体涡的形成与发展; 研究翼涡形成的螺旋形尾迹对后体和尾翼气动特性的影响; 研究体涡、翼涡随迎角、转速的变化。

4. 旋转弹气动特性计算方法研究。包括旋转体边界层的数值计算; 旋转体边界层与位势流干扰的数值计算; 旋转弹非定常气动力数值计算; 旋转弹初步设计阶段气动特性工程计算方法。

5. 旋转弹控制部件气动特性研究。包括空气舵、燃气舵等的绕流分析; 压力分布及铰链力矩的计算; 模拟振动舵状态下的测力、测压实验。

6. 旋转弹动稳定性分析研究。包括确定动稳定性准则; 进行动稳定性分析和数字仿真; 提出转速选择原则; 探索避免滚转共振的措施。

7. Magnus 效应的应用与旋转弹气动设计方法研究。包括探索 Magnus 效应在航空、航运、体育运动等方面的应用; 研究转子舵、旋转弹的气动设计方法与程序; 研究消除或减小旋转弹非对称侧向力和力矩的措施。

III. 研究进展

Magnus 效应是旋转弹空气动力学中一个复杂问题。Magnus 力和力矩不但具有多种组成机理, 值很小, 而且它们的大小和方向又同雷诺数、马赫数、旋转角速度、迎角、侧滑角、体涡、翼涡以及物体形状等多种因素有关, 进行准确的理论计算与实验测量都不容易。70 年代以前, 旋转弹空气动力学研究重点是 Magnus 效应, 许多专家、学者参与了这一研究工作, 并取得了卓越成绩。

1. 理论研究 最早进行旋转体 Magnus 效应理论计算的是美国弹道研究所 (BRL) 的 Martin^[1]。他研究小迎角下旋转的空心长圆柱, 采用小扰动法解出层流边界层速度分布、位移厚度和畸变的有效外形后, 再用细长体位势流理论求出 Magnus 力和力矩。他的理论适用

于全层流、小迎角和低转速情况。

Kelly & Thacker^[2] 将上述方法推广到包括转速的高阶项，并考虑了边界层内径向压力梯度和周向切应力的贡献。

Sedney^[3] 研究了旋转圆锥可压缩边界层情况下的 Magnus 效应；Jacobson 等^[4] 研究了旋转圆锥不可压缩边界层情况下的 Magnus 效应。他们采用的是与 Martin 相同形式的扰动分析。

Vaughn & Reiss^[5] 运用 Mangler 变换将有迎角的任意旋转体可压缩边界层问题转换为 Blasius 平板边界层问题。除边界层位移厚度贡献外，也考虑了径向压力梯度贡献。此方法可用于任何形状的旋转体，边界层状态可为全层流，也可为全湍流。对于混合边界层只限于等距离的对称转捩情况。此外，他们还考虑了后体背风面流动分离的影响。

Jacobson & Morton^[6] 研究了边界层非对称转捩对 Magnus 效应的影响，指出由非对称转捩引起的 Magnus 力和力矩比全层流时的值大得多，而且压心不再与迎角和雷诺数无关。

Power & Iversen^[7] 研究了圆柱上 Magnus 力随迎角的非线性变化问题，引进由边界层分离所产生的环量，按扰动法求解。除边界层位移厚度贡献外，也考虑了径向压力梯度和表面切应力贡献。

70年代中期对旋转圆锥 Magnus 效应的研究有了新的进展。Lin & Rubin^[8] 用有限差分法解了旋转圆锥层流边界层方程，给出了位移厚度、径向压力梯度和周向切应力分布。但绕有效外形的位势流计算用的还是细长体理论。

Dwyer & Sanders^[9,10] 发展了 Lin & Rubin 的工作，除用有限差分法求解旋转圆锥层流边界层方程外，还用 MacCormack 二阶冲波捕捉法求解位移厚度同无粘流的相互干扰。

Dwyer^[11] 改进了旋转圆锥 Magnus 效应的数值方法，成功地计算了具有湍流边界层的任意尖头旋转旋成体的 Magnus 效应。

Sturck & Dwyer^[12] 等为旋转旋成体 Magnus 效应的数值计算做出了新贡献。为了提高计算速度和精度，采取了 Mangler 变换、Blasius 变换和壁面附近网格加密的坐标展开法。所得结果与实验结果十分吻合。

Wang^[13] 对旋转钝头旋成体不可压缩层流边界层做了研究，提供了迎角为 6° 的椭球体在两种不同转速下完整的数值解。

Jacobson 等^[14] 用有限差分法计算了超声速流中旋转旋成体的 Magnus 效应。在各种边界层状态下研究了转速、马赫数、迎角和弹体长度变化对它的影响。指出非对称转捩对 Magnus 力的影响十分重要；在转捩区不能认为壁面纵向切应力的贡献可以忽略；为了准确地模拟绕流和计算 Magnus 力，需要用非对称转捩所表征的混合边界层。

80年代初，Sturck^[15] 等又用三维有限差分法计算了旋转圆锥-圆柱、相割拱形头部-圆柱、相切拱形头部-圆柱在超声速下的 Magnus 力和力矩等十种气动力系数，都得到了很好的结果。Sturck & Schiff^[16] 还用抛物化的 Navier-Stokes 方程为控制方程详细地计算有锥尾的旋转旋成体 $M_\infty = 2-4$ 时的 Magnus 效应。 $\alpha < 6^\circ$ 的计算结果与实验结果非常一致。

Sturck & Mylin^[17] 用薄层抛物化 N-S 方程计算了超声速下细长旋转弹丸的法向力、

俯仰力矩、Magnus 力、Magnus 力矩等, 并研究了船尾角、船尾长度对气动特性的影响。

Nietubicz & Sturek^[18] 将薄层抛物化 N-S 计算技术推广到跨声速旋转体 Magnus 效应数值计算, 取得一定结果, 但计算机时过多使它无法实际应用。Sturek 等^[19] 还对不同头部形状及后体形状的跨声速 Magnus 特性进行了大量计算, 结果表明头部钝度和后体几何参数对 Magnus 特性有强烈影响。

Kayser 等^[20] 改进了 PNS 计算技术, 提高了计算效率, 缩短了计算时间, 扩大了适用范围。不但对尖头旋转体得到了很好的结果, 而且还可用于尾翼稳定的旋转弹。

苏联的 Белоцерковский^[21] 也对 Magnus 效应的研究做出了贡献。他用离散涡模型计算了旋转圆柱的非定常绕流, 研究了 Magnus 力随转速的变化, 发现在某一转速区有负 Magnus 力产生。

Graff & Moore^[22] 归纳了有锥尾旋转体大量的 Magnus 实验数据, 分析了船尾长度和船尾角的影响, 提出了 Magnus 导数的经验公式, 适用于亚、跨、超声速小迎角情况, 便于工程估算。国内一些研究人员也做过这方面的工作, 例如吴承清^[23] 分析了 Jenke 关于弹丸 Magnus 效应的风洞实验数据, 归纳出了超声速下 Magnus 力和力矩的经验公式。

以上所介绍的理论只适用于背风面气流无分离的情况。然而, 实际上即使迎角不大, 由于旋转也会较早地出现分离, 此时体涡对 Magnus 力有很大影响。

前面提到的 Power-Iversen^[7] 方法实际上已把分离因素考虑在内了。以前研究分离流 Magnus 效应经常采用冲击横流比拟法。把旋转体某一给定截面上的 Magnus 力同作用在来流为 $V_{\infty} \sin \alpha$ 的二维旋转圆柱上的 Magnus 力相联系, 按由静止突然起动而达到稳态前各时刻圆柱上的非定态 Magnus 力来计算。如果旋转体足够长, 可认为最后截面上的 Magnus 力与二维圆柱上的定态 Magnus 力相等。

Fletcher^[24] 用这种方法研究了临界横流雷诺数范围内、大迎角下细长旋转体出现的负 Magnus 力现象, 并给予了物理解释。

Iversen^[25] 用上述方法得出沿弹体的 Magnus 力分布, 并导出了一个与迎角、雷诺数、长径比有关的无量纲组合参数

$$\frac{2}{\pi} \left(\frac{l}{d} \right)^2 \sin^{3/4} |\alpha| \operatorname{tg} \alpha / \operatorname{Re}_d^{1/4}$$

发现在 $0.1 \leq M_{\infty} \leq 5$ 范围内, 选用这个参数可将旋转旋成体 Magnus 力实验数据很好地归纳起来。

最近, Weinacht 等^[26] 进行了中等迎角下旋转弹丸的绕流计算, 用 Baldwin-Lomax 代数湍流模型及其修正模型模拟背风面的横流分离。计算的 Magnus 力分布、分离区内的纵向速度分布等都与实验结果比较吻合。

我们^[27] 也对旋转体分离流动进行了研究。用离散涡模型计算横流平面内的分离流动; 用冲击横流比拟法计算绕旋转体的分离流动。研究了不同转速、迎角、马赫数下体涡的形成、发展及对法向力、侧向力的影响。指出旋转会导致分离的非对称及体涡的非对称, 从而产生较大的侧向力。这个侧向力同古典 Magnus 力方向相反。旋转对法向力影响很小。

关于弹翼对 Magnus 效应的影响, 美国 BRL 的 Platou^[28] 最早指出, 当有迎角时, 旋转弹身背风区内的翼片因气流阻滞而损失一部分气动载荷, 结果在弹翼上产生了与弹身

Magnus 力方向相反的 Magnus 力。Regin^[29] 分析了旋转翼片上展向载荷分布, 近似求出了这部分 Magnus 力。

Benton^[30] 的研究指明, 超声速前沿的弹翼有差动安装角时, 作用在左、右翼片上的法向力可分解成沿弹轴方向和垂直弹轴方向两个分量, 其中轴向分力大小相等方向相反, 构成一个偏航力矩。这个结果可以推广到亚声速来流和超声来流亚声速前沿情况。此时起作用的是前沿吸力。它们在左右翼片上也是大小相等方向相反的, 构成一个偏航力矩。

Chapman 等^[31] 的实验发现, 当弹翼有钝底面时, 在一定条件下, 底部压力可随迎角发生突然变化, 产生 Magnus 力矩。

Benton^[32] 还研究了差动安装弹翼后的下洗流对尾翼干扰而产生的 Magnus 效应, 给出了半经验公式。由于经验常数太多, 公式用起来不方便。

Uselton^[33] 等分析处理了非对称体涡对尾翼的冲击影响, 并计算了基本尾翼弹型由体涡与尾翼干扰产生的 Magnus 力和力矩。

Kuhn 等^[34] 研究了导弹做“锥形”运动时的不对称体涡与尾翼相互作用所产生的 Magnus 力和力矩。

实验表明, 对于火箭和导弹来说, 当弹翼面积较大时, 弹翼对产生 Magnus 力矩起着决定性的作用。但近年来未见到国外有关弹翼 Magnus 效应理论研究文章发表。我们^[35-38] 在这方面做了一些尝试。主要成果如下:

对亚声速下旋转翼身组合体的空气动力特性进行了数值计算^[35]。在弹身表面分布空间源汇系, 在轴线上分布二维偶极子, 在弹身内分布镜像涡系。弹翼由离散马蹄涡系来模拟。把涡强表示为与迎角、安装角、旋转有关的三部分之和。按此方法算出了纵向与横向全部气动导数。

对旋转导弹鸭舵后的尾涡及对后体、尾翼的干扰进行了数值计算^[36]。结果表明, 尾涡干扰 Magnus 力是由迎角与鸭舵反对称涡强耦合作用产生的, 它与古典 Magnus 力方向相同, 量级相同; 干扰滚动力矩与旋转方向相同; 干扰法向力主要由旋涡对称部分引起, 转速对于干扰法向力影响不大。

用面元法计算了具有定心块的高速旋转榴弹的气动特性^[37]。指出这种弹型的 Magnus 效应主要来源于弹身, 定心块有抗 Magnus 效应的作用。

将[35]的方法推广到既有旋转又有俯仰的情况^[38]。计算了亚声速旋转导弹的俯仰阻尼特性。结果表明, 对于弧翼-弹身-平直尾翼组合体, 旋转使其俯仰阻尼略有减小; 对于平直翼-弹身-平直尾翼组合体, 旋转对其俯仰阻尼没有影响。

2. 实验研究 在旋转弹空气动力学研究方面, 实验研究处于首要地位。因为旋转弹的空气动力特性十分复杂, 单就 Magnus 效应来说就有多种机理, 而且彼此之间又互相影响, 很难算准。所以一般数据主要靠实验提供。此外, 为了探索旋转空气动力效应的机理, 也必须从实验入手。

获取旋转弹空气动力实验数据有两条途径: 一是在常规风洞中利用专用天平进行旋转模型的测力实验; 二是通过旋转弹自由飞实验, 反算出气动力数据。目前大部分实验数据来自第一条途径, 因为它比较方便可行。

在常规风洞中进行旋转弹测力实验, 模型必须绕纵轴旋转, 可采用涡轮驱动、电机驱

转、喷头驱转的方法实现，有的可直接用差动安装的弹翼维持自旋。对模型的动平衡要求很高。图 1，2 为模型与天平的配置及涡轮喷管的照片。

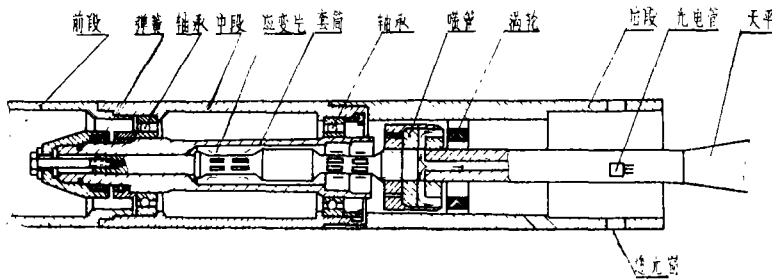


图 1

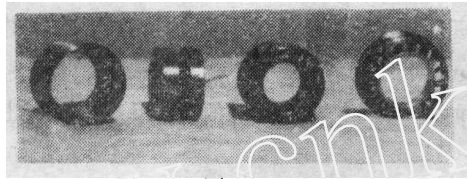


图 2

由旋转-迎角耦合产生的侧向诱导载荷比相应的法向载荷低 1—2 个数量级，这就要求测试天平在承受较大法向载荷的同时，对侧向载荷有较高的灵敏度，或加配侧向放大系统以提高测试精度。

雷诺数对旋转-迎角耦合产生的侧向载荷有很大影响，特别是在高速旋转弹丸的测力实验时，如果不模拟雷诺数，边界层状态不明，实验是无意义的。所以要求在测力实验的同时，尽可能对边界层状态进行观测和分析。

进行旋转弹测力实验，对风洞流场品质要求很高。气流偏角、流线弯曲、马赫数分布不均匀、气流脉动等都会对实验精度产生重要影响。根据经验， 0.1° — 0.2° 气流偏角所产生的侧向载荷就足所淹没所要测量的 Magnus 载荷。当气流脉动频率接近天平侧向自振频率时，有可能导致共振而造成恶果。

最早对旋转体进行系统实验研究的是美国海军武器研究所 (NOL)^[39]。NOL 从 1952 年起用了近 6 年时间，研制了旋转弹风洞测力实验的专用天平，载荷、转速的采集系统；完成了长径比为 5 和 7 的两个基本旋转模型的亚、跨、超声速测力实验。他们的工作为以后旋转弹风洞实验研究工作的发展奠定了基础。

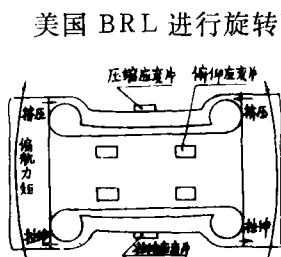


图 3

美国 BRL 进行旋转弹风洞测力实验研究时，曾以半导体片代替常规丝箔片，得到的输出信号可为常规片的 30—100 倍^[40]。但需要妥善解决温度效应的补偿问题。我们在这方面也做过一些探索。

NOL 设计了有偏心侧梁的专用天平，在承受侧向载荷时，偏心梁上产生二次感应弯矩，起机械放大作用 (图 3)。使用中证明是有效的^[41]。

美国的 MIT 为消除支杆干扰，采用了磁悬挂技术，取得了一些实验结果^[42,43]。

用冲击探头和激光测速仪 (LDV) 测有迎角旋转体边界层的技术已取得很大进展，所

得到的速度型数据被直接用来鉴别数值计算结果的可靠性^[44-48]。

利用火花照相^[47]和烟流谱显示技术^[48,49]可得到边界层转换随转速的变化(图4)。旋转模型表面压力分布的测量技术也获得一定的成功,在这方面 Miller^[50-52]提出的方法可用于各种外形、各种迎角及亚、跨、超声速范围。图5为实验模型内部结构示意图。

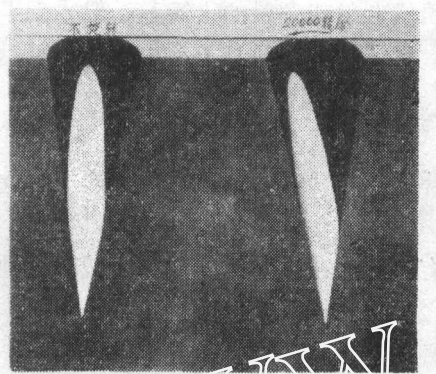


图 4

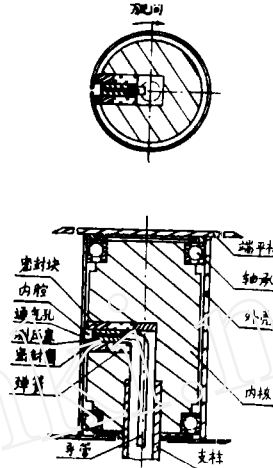
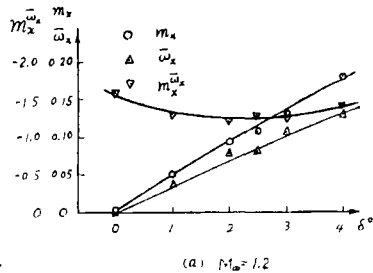


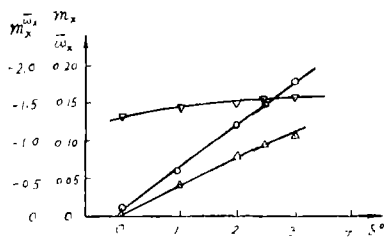
图 5

Mark^[53]提出了用遥测法测旋转模型表面的压力,但随着转速的增大,压力分布曲线的峰值沿旋向移动,而 Sturek 的数值结果没有这种现象,于是影响了实验方法和实验数据的信誉。D'Amico^[54]找到了造成压力分布曲线峰值相位误差的原因,对 Mark 的原始数据进行了重新处理,结果有改善。

近年来旋转飞行器大迎角空气动力特性的实验研究受到重视,对基本模型取得了一些测力实验结果^[55-57];用激光蒸气屏技术观测高速旋转弹丸的非对称脱体涡也取得了成功^[58]。

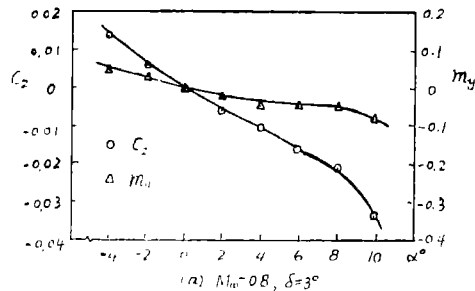


(a) $M_a=1.2$

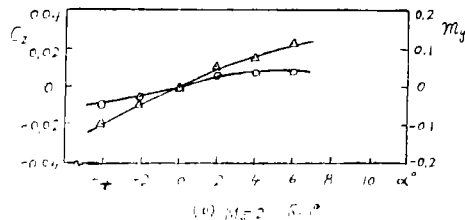


(b) $M_a=2.0$

图 6



(a) $M_a=0.8, \delta=3^\circ$



(b) $M_a=2.0, \delta=3^\circ$

图 7

筒式发射的战术武器常采用弧形翼,弧形翼的自诱导滚转特性引起人们极大的兴趣,但

有关弧翼的 Magnus 特性,滚动阻尼特性却未见研究报告发表。我们^[50]在这方面做了一些工作。图6是弧翼身组合体模型的滚动力矩、转速、滚动阻尼的风洞实验结果。图7是 Magnus 力、力矩的实验结果。

IV. 旋转弹气动设计的几个问题

进行旋转弹设计时,对以下几个气动问题需要认真考虑。

1. 旋转导弹(火箭弹)气动布局 静稳定的旋转火箭都是采用尾翼式布局。尾翼差动安装在弹身尾部。尾翼形状取决于发射方式。轨式发射架发射的火箭弹一般采用平直翼;筒式发射架发射的火箭弹多采用弧形翼,发射前,尾翼卷叠在弹身上,出发射筒时,四片尾翼同时张开。

旋转战术导弹的气动布局取决于目标特性、发射方式及控制方式。

旋转反坦克导弹一般采用无尾式布局,四片弹翼差动安装在导弹重心附近,它既是升力面,又是稳定面。

旋转地空导弹一般采用鸭式布局。鸭舵只有两片,通过鸭舵的同步偏转产生操纵力矩改变导弹的飞行方向。四片尾翼差动安装在重心之后,它既是升力面,又是稳定面。

筒式发射的反坦克导弹,在发射筒中弹翼必须卷叠在弹身上;飞离发射筒时,四片弹翼自动地同步张开。目前多采用弧形翼。

轨式发射的反坦克导弹多采用平直翼。为了减小包装箱的容积,平直翼也可采用折叠形式,在包装箱中弹翼折叠起来,在发射架上弹翼张开。

用发射筒发射的地空导弹,鸭舵和弹翼一般采用前后张开方式。在发射筒中,鸭舵折插在弹体之内。弹翼折合在弹底之后。因此鸭舵及弹翼的展弦比都比较大。

2. 旋转导弹操纵机构形式及动作方式 从目前的旋转导弹的型号看,操纵机构主要有:空气动力扰流片,燃气流扰流片,燃气偏转器,侧向推力发动机和空气动力控制面等形式。

旋转导弹的舵机和操纵机构一般采用“脉冲调宽”式动作方式来产生控制力。一副舵机和一对操纵机构响应俯仰和偏航两个方向的指令。导弹旋转一周,执行机构按指令换向二次或四次,其静态最大控制力也换向二次或四次。根据控制指令调整换向点位置来改变俯仰方向和偏航方向的平均控制力的大小,从而控制导弹做各种机动飞行。

3. 旋转导弹(火箭)的动稳定性及临界转速 按线化理论可导出旋转导弹(火箭)的动稳定性准则

$$-4A'_{21} + A'^2_{22} - \left(\frac{A_{11}A_{22} + A_{22}A_{22} + 2A_{\beta}}{A_{11} - A_{22}} \right)^2 > 0$$

式中 $A_{11}, A_{22}, A'_{21}, A'_{22}, A_{\beta}$ 为动力系数,它们取决于导弹的气动特性及物理特性。其中

$$A_{\beta} = \frac{M_z^{\omega_x} \omega_x}{\beta J_z}$$

是与 Magnus 力矩 ($M_z^{\omega_x}$) 有关的动力系数。转速 (ω_x) 越高, Magnus 力矩越大, A_{β} 也越大。当转速大到一定值时,可使上式不能成立,这就是所谓的 Magnus 不稳定,它是旋转弹设计的一个重要问题。

临界转速为

$$\omega_{\beta, \text{crit}} = \sqrt{-4A'_{21} / \left[\left(\frac{-A'_{11}A'_{22} + A'_{21}A'_{12} + 2A'_x}{A'_{11} - A'_{22}} \right)^2 - A'_{12} \right]}$$

式中 $A'_{12} = J_x/J_z$, $A'_x = M_z^{\omega_x}/\beta J_z$ 。旋转弹外形设计时应保证最大转速低于临界转速。

4. 旋转弹的耦合共振 旋转弹转速的选择还应保证避开耦合共振。这包括两方面内容。

当控制力的振动频率与弹体的摆动频率接近时会发生共振,使得迎角响应的振幅迅速增大,这是非常危险的。这是一种耦合共振。另一种耦合共振是指旋转频率与弹体或弹翼的振动频率的耦合。对于中速旋转的战术火箭弹要特别注意,因为弹体或弹翼的振动频率一般也为几十赫芝。

5. 有翼旋转弹翼片的疲劳破坏 有翼旋转弹一般是靠翼片差动安装产生旋转驱动力矩的。弹体旋转一周,左右翼片上的载荷改变二次方向。如果一个旋转弹的转速为20转/秒,飞行时间为100秒,则在整个飞行期间,翼片上的载荷方向要改变4000次左右。这对翼片强度是个严重问题。对于弧形翼,问题更为严峻。因为弧形翼的翼片都很薄,工艺上的限制又很难做成变厚度的。此外,为保证折叠-张开自如,翼根处要切掉很多,仅靠一部分与翼座相连。翼根处的弯曲应力本来就很大,现在又要承受几千次的交变载荷,这给结构设计带来很大困难。

V. 展 望

通过以上介绍,我们对旋转弹空气动力学的形成与发展可以有一个概括了解。随着旋转飞行武器的不断增多,旋转弹空气动力学越来越受到重视。当前的研究动向是:

在理论研究方面,正在从单纯的Magnus效应数值计算向旋转弹全部气动特性的数值计算方向发展;从层流向具有转捩区的混合边界层方向发展;从超声速向跨声速方向发展;从简单外形向实际的翼身(尾)组合体外形方向发展;从小迎角附体流向大迎角分离流方向发展。

在实验研究方面,正在从定性测量向准确定量方向发展;从单纯测力向同时观测边界层和压力分布方向发展;从小迎角测量向大迎角伴随涡迹观测方向发展;从单自由度(旋转)向二自由度(旋转-俯仰或旋转-偏航)、三自由度(旋转-俯仰-偏航)方向发展;从单纯风洞实验向同时开展自由飞和弹道求逆方向发展。

在应用研究方面,正在从计算方法、实验技术的研究向为型号研制服务方向发展;从试验性程序向使用程序方向发展;从对个别型号的计算、实验向通用数据库、程序库方向发展。这些动向将为我们今后的研究工作提供新的课题和努力方向。

参 考 文 献

- | | |
|--|---|
| 1 Martin JC. <i>JAS</i> , 24 , 6 (1957) | 8 Lin TC, Rubin SG. <i>ibid</i> , 12 , 7 (1974) |
| 2 Kelly HR, Thacker GR. NAVORD R-5036 (1956) | 9 Dwyer HA, Sanders BR. <i>ibid</i> , 14 , 4 (1976) |
| 3 Sedney R. <i>JAS</i> , 24 , 6 (1957) | 10 Sanders BR, Dwyer HA. <i>ibid</i> , 14 , 5 (1976) |
| 4 Jacobson ID, et al. AD 766282 (1973) | 11 Dwyer HA. AD A 035330 (1977) |
| 5 Vaughn HR, Reis GF. <i>AIAA J.</i> , 11 , 10 (1973) | 12 Sturek WB, Dwyer HA. <i>AIAA J.</i> , 16 , 7 (1978) |
| 6 Jacobson ID, Morton JB. <i>ibid</i> , 11 , 11(1973) | 13 Wang KC. AD A 045535 (1977) |
| 7 Power HI, Iversen JD. <i>ibid</i> , 11 , 4 (1973) | 14 Jacobson ID, et al. AD A 069398 (1979) |

- 15 Sturek WB, et al. AIAA paper 80-1585
- 16 —, Schiff LB. AIAA paper 80-1586
- 17 —, Mylin DC. AIAA paper 81-1900
- 18 Nietubicz CJ, Sturek WB. AD A 117713 (1982)
- 19 Sturek WB, et al. Symp. on Numer. and Phys. Aspects of Aerodyn. Flows (1983)
- 20 Kayser LD, et al. AIAA paper 84-2118
- 21 Белоцерковский ОМ. Инж. — физ. ж., 48, 2 (1985)
- 22 Graff GY, Moore FG. AIAA J., 15, 10 (1977)
- 23 吴承清. 兵工学报 弹箭分册, 3 (1986)
- 24 Fletcher CA. J. Aircraft, 9, 12 (1972)
- 25 Iversen JD. AIAA paper 72-966
- 26 Weinacht P, et al. AIAA paper 85-0273
- 27 苗瑞生, 贾斯斗. 北京工业学院报告 (1987)
- 28 Platou AS. AD 403767 (1963)
- 29 Regan FI. AIAA paper 70-559
- 30 Benton ER. AIAA J., 2, 1 (1964)
- 31 Chapman DR, et al. NACA TN-2611(1952)
- 32 Benton ER. JASS, 29, 11 (1962)
- 33 Uselton JC, et al. AIAA paper 70-207
- 34 Kuhn GD, et al. AIAA paper 70-72
- 35 苗瑞生, 康航. 北京工业学院报告, 85-182
- 36 —, 李熙华. 同上, 85-204
- 37 —, 戴斌. 同上, 85-183
- 38 —, 上官眼黎. 同上 (1987)
- 39 Green JE. NAVORD R-6110 (1958)
- 40 Platou AS, et al. AD 673105 (1968)
- 41 Regan FI. AIAA paper 66-753
- 42 Haldeman CM, et al. ICIASF' 73
- 43 Birtwell EP, et al. AIAA J., 16, 2 (1978)
- 44 Ragsdale WC, et al. AD 755694 (1972)
- 45 Sturek WB, et al. AD A 035269 (1977)
- 46 Kayser LD, et al. AIAA paper 78-824
- 47 Sturek WB. AD A 014878 (1975)
- 48 Mueller TJ, et al. AIAA J., 19, 6 (1981)
- 49 Zehentner RJ, et al. AIAA paper 81-1901
- 50 Miller MC. AIAA J., 14, 12 (1976)
- 51 —. AIAA paper 78-829
- 52 —. JSR, 22, 2 (1985)
- 53 Mark A. AD A 040909 (1977)
- 54 D'Amico WP. AD A 086119 (1980)
- 55 Jenko LM. AD A 027027 (1976)
- 56 Collins JA. AD A 068327 (1978)
- 57 Seginer A, Ringel M. AIAA paper 83-2145
- 58 Owen FK. AIAA paper 85-4084
- 59 吴甲生, 徐文熙. 北京工业学院报告, 85-185

AERODYNAMICS OF SPINNING PROJECTILES

Miao Rui-sheng Wu Jia-sheng
(Beijing Institute of Technology)

Abstract This paper describes the historical development of the Spinning Projectile Aerodynamics and its research topics, and gives a review for its recent developments including our own theoretical and experimental achievements. Several problems with regard to the aerodynamic design of spinning projectiles and some important research trends are also discussed.

Keywords aerodynamics; spinning projectiles; Magnus effect; boundary layer; wind tunnel test

(上接第 518 页)

8.17 参考文献

- 1 Olson, S., *Biotechnology*. National Academy Press, Washington, D.C., 1986.
- 2 Report of the Research Briefing Panel on Chemical and Process Engineering for Biotechnology, *Research Briefings 1984*, National Academy Press, Washington, D.C., 1984.

钱民全译自: United States National Committee on Biomechanics, 《Future Research Needs in Biomechanics》, Printed by Calspan Co., Buffalo, New York (July 1986); 25—26.

(董务民校)