

学校代码	10699
分 类 号	V37
密 级	公 开
学 号	2016201372

题目

多攻击区计算与拦截引导
方法研究

作者

彭宣淇

学科、专业

系统工程

指导教师

周德云

申请学位日期

2019 年 1 月

西北工业大学

硕士学位论文

(学位研究生)

题目： 多攻击区计算与拦截引导
方法研究

作 者： 彭宣淇

学科专业： 系统工程

指导教师： 周德云

2019 年 1 月

**Research on Multi-Attack Zone Computing and Interception
Guidance Method**

**By
Peng Xuan-qi**

**Under the Supervision of Professor
Zhou De-yun**

A Dissertation Submitted to
Northwestern Polytechnical University

In partial fulfillment of the requirement
For the degree of
Master of System Engineering

Xi'an P. R. China

January 2019

摘要

导弹的动态发射区 (Dynamic Launch Zone, DLZ) 是导弹使用过程中的重要提示信息。近年来,随着导弹自身动力性能、弹载传感器性能的提升以及导弹使用策略的发展,对导弹的动态发射区提出了更加明确且细致的计算要求,传统的三线攻击区(最远、不可逃逸、最近)边界发展成为多线攻击区和多机协同配合下的攻击区。拦射是典型的飞机准备发射导弹时的引导方法,随着导弹的更新换代以及飞机多目标攻击能力的实现,拦射引导算法需要一定程度的更新与优化。本文中结合多攻击区计算与拦射引导方法,主要研究了以下几个方面的内容:

(1) 建立了攻击区与拦射引导计算过程中飞机与导弹的数学模型。其中包括,导弹的导引模型、飞机与导弹的运动学与动力学模型;根据建立的模型,给出了攻击区计算以及拦射引导过程中飞机典型机动(中断、俯冲、偏置)的过载控制模型;同时,研究了复合制导空空导弹自身雷达对目标截获概率的计算方法。

(2) 研究了导弹多线攻击区的计算方法。给出了多条中远程复合制导空空导弹动态发射区的定义和计算方法,分析了不同截止条件以及目标机动假设对攻击区计算结果的影响,证明了多线攻击区相对传统三线攻击区的优越性。最后根据限制条件与仿真结果分析,分析了不同动态发射区之间的关系,并且绘制了多动态发射区的平显显示画面。

(3) 研究了多机协同空战时协同攻击区的计算方法。根据导弹的制导条件限制与典型战术实施距离,分析了单机探测-发射-制导空战方式的局限性。根据其局限性分析,给出了多机配合空战时导弹的协同攻击区计算方法,并对比仿真了多机配合下的协同攻击区与单机空战情况下导弹的可打击范围。在此基础上,设计了典型场景下,编队内飞机对导弹的协同制导方法,证明了多机协同空战方式的优势。

(4) 研究了中远距空战自主拦射引导方法。基于拦射引导偏差角计算方法,设计了基于比例导引法与模糊决策树的拦射引导控制方法,并且对比仿真了两种不同拦射引导方法的拦射引导轨迹。然后,在一对一拦射引导方法研究的基础上,给出了多个目标可以同时攻击的限制条件与载机多目标攻击引导方法。

关键词: 动态发射区, 截获概率, 协同攻击区, 模糊决策树, 拦射引导方法

Abstract

Dynamic launch zone (DLZ) is important prompt information while firing missiles. In recent years, with the improvement of dynamic performance, missile-carried sensor performance and missile launch strategy, more explicit and detailed calculation requirements have been put forward for missile dynamic launch zone. Therefore, traditional three-line launching envelopes have been developed into multi-line launching envelope and cooperate launching zone of aircraft formation. Intercept launching is a typical aircraft guiding method while preparing to fire missiles. With more advanced missile equipped and multi-target attack capacity realized, intercept launching algorithm needs certain extent of updating and optimizing. This paper based on dynamic launch zone and intercept launching calculating method, mainly studied following aspects:

(1) Established several mathematical model useds in DLZ and intercept launching calculating method. These models include control model, kinematics and dynamics model of missiles and aircrafts. Based on formed models, established typical maneuver model of aircraft (dive, abort, crank) used in following paragraph. Besides, studied target acquisition probability (TAP) of missile-carried radar.

(2) Studied calculation method of missile multi-line DLZ envelopes. On this basis, analyzed the influence of different cut-off conditions and target maneuvering assumptions on the calculation results of attack zone, proved the superiority of multi-line attack zone over traditional three-line attack zone. Finally, according to the analysis of restriction conditions and simulation results, gived the relationship between different attack zones and the head up display (HUD) frame of dynamic launch zone.

(3) Studied calculation method of cooperative attack zone in multi-aircraft cooperative air combat. According to the limitation of missile guidance conditions and the distance of typical tactics, analyzed the limitation of single aircraft detection-launch-guidance air combat mode. According to the limitation analysis, gived the calculation method of cooperative attack zone of missile in multi-aircraft cooperative air combat, and then compared the attack range of missile in multi-aircraft cooperative air combat with that in single-aircraft air combat. On this basis, designed the cooperative guidance method of aircraft to missile in formation under typical scenarios. Simulation results proved superiority of multi-aircraft cooperative air combat mode.

(4) Studied autonomous interception guidance method in medium/long range air combat. Based on the calculation method of interception guidance deviation angle, designed interception guidance control method based on proportional guidance method and fuzzy decision tree, simulated and compared the interception guidance trajectories of two different interception guidance methods. Then, based on the research on one-to-one interception guidance method, put forward multiple targets simultaneously attacking conditions and the multi-target attacking guidance method.

Key words: DLZ; TAP; Coordinated Attack Zone; Fuzzy Decision Tree; Interception Guidance Method

目 录

摘 要.....	I
Abstract	III
目 录	V
1 绪论	1
1.1 研究背景与意义	1
1.2 国内外研究现状	2
1.2.1 复合制导空空导弹对目标截获概率研究现状.....	2
1.2.2 超视距空空导弹高抛弹道研究现状.....	2
1.2.3 中远程复合制导空空导弹多线攻击区研究现状.....	3
1.2.4 战术实施距离研究现状.....	4
1.2.5 多机协同攻击区研究现状.....	4
1.2.6 拦射引导方法研究现状.....	5
1.3 论文的主要研究内容	5
1.4 论文的章节安排	5
2 飞机与导弹的数学模型	9
2.1 引言	9
2.2 用于计算的坐标系	9
2.2.1 常用坐标系.....	9
2.2.2 坐标系间的转换关系.....	10
2.3 飞机的运动学与动力学模型	11
2.3.1 飞机的动力学模型.....	11
2.3.2 飞机的运动学模型.....	11
2.3.3 飞机典型机动动作模型建立.....	11
2.4 导弹的运动学与动力学模型	14
2.4.1 导弹的动力学模型.....	14
2.4.2 导弹的运动学模型.....	15
2.4.3 导弹的导引模型.....	15
2.5 复合制导空空导弹弹载雷达截获概率建模	16
2.5.1 距离截获概率计算方法.....	17
2.5.2 速度截获概率计算方法.....	17
2.5.3 角度截获概率计算方法.....	17
2.5.4 导弹截获概率计算方法.....	20

2.5.5 截获概率仿真分析	21
2.6 本章小结	23
3 典型中远程复合制导空空导弹动态发射区计算方法研究	25
3.1 引言	25
3.2 导弹动态发射区快速模拟计算方法	25
3.3 导弹最大动力射程攻击区计算方法	26
3.3.1 最大动力射程攻击区定义	26
3.3.2 最大动力射程攻击区计算方法	27
3.3.3 最大动力射程攻击区仿真分析	31
3.4 导弹优化动力射程攻击区计算方法	32
3.4.1 优化动力射程攻击区定义	32
3.4.2 优化动力射程攻击区计算方法	32
3.4.3 优化动力射程攻击区仿真分析	33
3.5 导弹概率命中发射区计算方法	34
3.5.1 概率命中发射区定义	34
3.5.2 概率命中发射区计算方法	34
3.5.3 概率命中发射区仿真分析	36
3.6 导弹不可逃逸区计算方法	39
3.6.1 不可逃逸区定义	39
3.6.2 不可逃逸区计算方法	39
3.6.3 不可逃逸区仿真分析	40
3.7 导弹最小攻击区计算方法	40
3.7.1 最小攻击区定义	40
3.7.2 最小攻击区计算方法	41
3.7.3 最小攻击区仿真分析	41
3.8 典型导弹动态发射区的区别与联系分析	42
3.9 典型导弹动态发射区的平显显示模式	43
3.10 本章小结	44
4 面向多机空战的协同攻击区计算方法研究	45
4.1 引言	45
4.2 载机制导与脱离过程典型战术实施距离定义与计算方法	45
4.2.1 最小中断距离	45
4.2.2 A 极距离	47
4.2.3 最小安全外转距离	48

4.3 载机可攻击范围计算方法	48
4.3.1 单机空战作战方式与空战攻击流程分析	49
4.3.2 载机中心攻击区计算方法	49
4.3.3 导弹的制导限制条件建模	51
4.3.4 约束条件下单机空战攻击区仿真	53
4.3.5 不同射后机动方式下 A 极与 MAR 距离	57
4.4 多机空战导弹协同攻击区计算方法	58
4.4.1 多机协同作战方式	58
4.4.2 导弹协同攻击区概念	58
4.4.3 协同攻击区约束条件	59
4.4.4 双机编队方式	59
4.4.5 导弹协同攻击区计算流程	59
4.5 双机协同下攻击区仿真分析	60
4.5.1 编队一方式下编队内飞机直线运动	60
4.5.2 编队二方式下编队内飞机直线运动	61
4.5.3 编队二方式下编队内导弹发射机初制导结束后脱离	63
4.6 双机协同导弹发射典型场景仿真	64
4.7 本章小结	67
5 中远距空战自主拦射引导方法研究	69
5.1 引言	69
5.2 拦射引导方法原理	69
5.3 拦射引导初始条件及调整方法	70
5.3.1 拦射发射初始条件	70
5.3.2 不满足条件的情况及调整方法	71
5.4 基于比例导引方法的拦射引导方法	72
5.4.1 比例导引法载机控制方法	72
5.4.2 仿真分析	73
5.5 基于模糊决策树的拦射引导方法	75
5.5.1 模糊决策树	75
5.5.2 基于模糊决策树的拦射引导推理树建立	75
5.5.3 基于模糊决策树的拦射引导模糊推理模块建立	76
5.5.4 仿真分析	83
5.6 多目标攻击拦射引导方法	86
5.6.1 多目标攻击次序与发射时机计算	86

5.6.2 多目标攻击瞄准限制条件	87
5.6.3 仿真结果分析	89
5.7 本章小结	90
6 总结与展望	91
6.1 工作总结	91
6.2 工作展望	91
参考文献	93
致谢	97
攻读硕士期间发表的学术论文和参加科研情况	99

1 绪论

1.1 研究背景与意义

导弹是现代战争中极为重要的武器，导弹在远程精准打击、核威慑等方面起着无可替代的作用。空空导弹是由战斗机挂载，用于打击敌方空中目标的导弹。随着飞机性能、挂载武器以及机载传感器性能的提升，目前空战的形式主要为超视距空战，飞机挂载的中远程复合制导空空导弹是超视距作战中使用的主要武器^[1]。

在空空导弹外形、动力系统以及弹载设备已经设计定型后，导弹的使用策略，包括发射时机选择、导弹发射前载机攻击占位的引导方法是提升导弹打击效能的主要方法。导弹的攻击区是在导弹发射前飞行员可以获取的重要提示信息，飞行员可以根据攻击区的提示信息判断相对态势，决策当前载机的控制方法以及选择导弹的发射时机^[9]。目前，根据不同的命中条件与发射条件的定义，飞行员可以在平显上获取多条导弹动态可发射区（DLZ, Dynamic Launch Zone）提示信息。目前对导弹攻击区的解算方法主要有拟合公式法与快速模拟法，典型的攻击区边界主要有攻击区远边界、近边界以及不可逃逸区边界。在外军先进飞机的飞行员手册中，给出了不同定义以及截止条件下的攻击区定义，其在传统计算的攻击区基础上，对载机的最优发射角度、弹载雷达的截获概率、以及目标的逃逸模型做出的较为精确的规定^[21]。所以，参照外国先进的战术经验与攻击区定义，对不同条件下的攻击区的精确计算对空战中飞行员做出正确战术决策、机动选择以及导弹发射决策有重要意义。

随着空战的编队化，网络化与信息化，武器平台可以通过数据链实时获取目标与友方信息，这为战斗机编队的协同攻击提供了基础^[11]。战斗机编队协同作战时可以完成目标的协同探测与导弹协同制导，可以最大限度发挥导弹的性能；同时，由于中远距空空导弹的中制导距离与时间较长，由单机探测目标、发射导弹并且制导导弹直至导弹自身雷达开机的过程对单架飞机的要求较高，在制导过程中飞机受敌方来袭导弹威胁较高。因此，研究编队协同下，导弹的协同攻击区的计算方法以及飞机的协同制导方式有重要意义。

在载机发射导弹打击目标过程中，需要对飞机进行发射前引导，其目的为使导弹有较大的初始效能以及在导弹命中时有较大的毁伤能力。拦射是典型的中距空战飞机引导方法^[13]，其原理为计算载机的最优发射方位角与俯仰角，使得导弹在预设的发射点发射时，导弹可以基本沿直线飞行命中目标并且发挥出导弹的最大动力射程与打击效能。在拦射引导方法中，如何确定引导过程中导弹的飞行参数，快速并且稳定地控制飞机修正偏差角，并且选择导弹的发射时机是目前重要的研究方向。同时，由于目前攻击机具备多目标攻击能力，判断多目标是否可以同时打击，以及针对多个目标的拦射引导方法是

当前重要的研究方向。

1.2 国内外研究现状

目前对空空导弹攻击区与拦截引导方法的研究较多,随着飞机挂载导弹的更新换代与性能提升,根据实际空战过程中战术需求,对导弹的弹道、攻击区、战术实施距离的计算方法与飞机拦截引导方法有以下几个重要的研究方向。

1.2.1 复合制导空空导弹对目标截获概率研究现状

导弹在接近目标后,弹载雷达开机,其对目标的正确截获是导弹能够正确进入末制导过程并且命中目标的前提^[16]。对弹载雷达截获概率的研究主要有两个方面:第一个方面为在导弹设计阶段,使得导弹弹载雷达具有更远的探测范围、更大的搜索角度范围,因此在弹载雷达开机时更容易截获目标;第二个方面为导弹设计定型后,在使用过程中或者在弹道快速模拟过程中,对导弹截获概率进行计算,并且进一步确定发射导弹的时机或者计算考虑截获概率情况下的攻击区。本文中主要考虑第二个方面中截获概率的计算方法。文献[16]中给出了五种影响导弹导引头对目标正确探测的计算方法,并且给出了误差的合成与导弹导引头对目标正确截获的数学模型,使其可以运用到一次弹道计算,避免了蒙特卡洛法大量计算和详细建模的缺点。所以文献[16]中方法可以运用到弹道的在线快速仿真过程中。文献[17]中给出了误差的等效计算方法,将导弹发射至导引头开机时刻,影响导引头与目标相对位置的误差以误差圆的形式表示,建立了导弹可探测圆与引入误差后的目标圆的数学模型,并根据误差圆给出了目标截获概率的计算方法。根据文献分析,导弹导引头对目标的截获概率是导弹设计过程以及使用过程中十分重要的指标。如何将复杂的截获概率计算方法合理地简化,并且应用在攻击区快速计算中是目前重要的研究方向。

1.2.2 超视距空空导弹高抛弹道研究现状

对于中远程空空导弹,射程是评价导弹性能的重要指标。研究表明,在导弹外形与动力系统已经固定后,提高导弹的飞行高度,利用大气层高度越高,空气越稀薄、阻力越小的特点,可以有效的提升导弹的射程^[18]。文献[18]中,根据命中点的预估,式计算了导弹发射的预置抛射角和预置水平偏向角,根据文中使用的中制导律与末制导律,仿真验证了引入预置角对射程的影响。仿真结果表明,对于距离较近的情况(<50km)引入预置角对导弹效能并没有较大提升;在中远距情况(>70km),高抛弹道可以增大命中时的接近速度,减小导弹飞行时间并且减小脱靶量。可见,采用高抛弹道是一个工程上容易实现并且效果较好的增加导弹射程的方法。文献[18]的不足为,没有给出预置抛射角与方位角的精确计算方法,导致导弹性能没有最大性能提升,甚至在有些情况导弹性能有少量降低。文献[19]中基于射程提升需求、中末制导交班需求,给出了导弹的制导全过程的控制方法与导弹不同阶段的制导律。在初制导中加入纵向预置抛射角提高导

弹弹道高度，中制导使用修正最优比例导引方法对弹道倾角进行修正，使其满足导弹中末制导交接过程。仿真结果表明，文中提出的方法有助于增加导弹的射程并完成多种机动形式下的目标的攻击。其不足为对导弹初制导过程中的抛射角是根据预测时间预估的，其不可避免地存在一定误差；同时，在某些特定情况下，导弹不需要抛射发射，对于这类情况文中也没有给出确切的计算方法。由此可见，对导弹高抛弹道的研究以及预置抛射角与方位角的快速精确计算是目前的研究重点。

1.2.3 中远程复合制导空空导弹多线攻击区研究现状

导弹攻击区是导弹发射的重要指示信息，飞行员根据显示在平显上的攻击区指示信息，引导飞机飞行，并在满足发射条件时择机发射导弹。根据导弹的性能、命中条件与目标逃逸方式假设，传统的导弹的攻击区有远边界、近边界、不可逃逸区边界等。在飞行员战术手册^[21]中给出了典型导弹动态发射区的定义与平显显示画面（图 1-1）以及各个动态发射区的定义，可以发现在先进战斗机平显画面中显示多条动态发射区边界，可以为飞行员选择发射时机提供更为具体的信息。

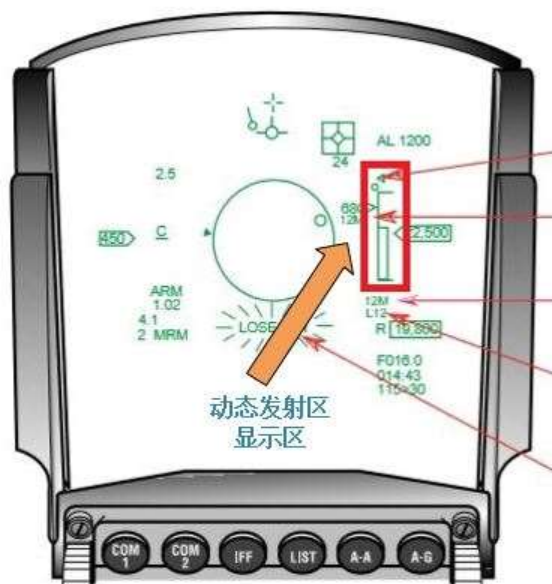


图 1-1 典型导弹动态发射区平显画面^[21]

目前，应用较为广泛的导弹攻击区算法主要有两种，分别为快速模拟法^[22]与拟合公式法^[26]。快速模拟法的原理为根据我方与敌方飞机当前的状态，模拟导弹发射后的弹道，根据截止条件迭代当前状态下的发射区间。快速模拟方法的优点为适用范围广，几乎适合所有情况下的弹道计算；其缺点为计算过程中需要循环迭代，耗时较长，占用存储空间较大。目前，对快速模拟法的优化主要集中在模拟加速，即在保证精度的同时减少迭代次数，减少算法的时间复杂度与空间复杂度。文献[22]中提出了一种空空导弹可攻击区的快速计算方法，该方法中首先根据载机与目标机初始态势预估初始发射距离，并在此基础上采用黄金分割法进行攻击区边界搜索。文中的仿真结果表明，该算法提高

了空空导弹可攻击区的计算速度,降低了边界搜索循环次数,具有有效性。但是,文中没有给出算法收敛性与鲁棒性的证明,文中给出的仿真结果量较少,所以文献[22]中算法距实际应用还有一定距离。拟合公式法是根据实战打靶中获取的导弹命中与脱靶信息,或者根据计算机离线仿真获取的数据,拟合出攻击区边界多项式公式,并装载在机载计算机上。其优点为一次公式计算即可获得攻击区边界信息,计算速度快;其缺点为使用拟合公式时,离线计算量非常大,火控计算机中装载的公式较多,并且存在一定的理论误差。目前对拟合公式法的优化主要为拟合方法的改进(如基于遗传算法^[26]、神经网络^[27,28])和拟合参数的改进。文献[26]中采用遗传算法拟合计算机仿真的攻击区数据,相比传统的固定公式形式拟合参数的方法,文中提出的拟合公式中引入了三角函数项与对数项,拟合结果表明基于遗传规划的攻击区拟合方法有较高的拟合精度;但是由于引入了遗传算法,每次拟合结果的公式形式不同,若要将此公式确定并运用于实际工程,还需要大型计算机的大量计算。根据目前先进的攻击区计算需求,攻击区计算结果中还可能包括导弹的抛射角、方位角以及弹道解算过程中需要考虑了弹载雷达开机时的截获概率。根据分析,传统的公式拟合法在考虑七种典型参数(载机速度、载机高度、目标速度、目标高度、进入角、方位角,目标机动过载),且最高次数不超过2的情况下,可能对最大动力射程攻击区与优化动力射程攻击区等考虑截获概率、最优抛射角、最优方位角的攻击区无法进行较好的拟合。

1.2.4 战术实施距离研究现状

战术实施距离是空战过程中飞机进行战术或机动动作的距离提示,飞行员根据战术实施距离可以针对性地选择攻击、防御或逃逸决策的时机。典型的战术实施距离有决断距离、最小中断距离、Notch 距离等等^[21]。空战中战术实施距离的应用方法是空战仿真、训练与实战中的重点,其对空战中的战术提示、多机间的配合方法以及空战中飞机自身安全的保证具有重要意义。目前,由于国外的技术封锁,有关战术实施距离计算方法的论文较少。

1.2.5 多机协同攻击区研究现状

随着目前空战的网络化、编队化,编队间的飞机可以通过多种途径实时获取其他飞机的信息,对目标的探测、导弹的制导可以由多机配合完成。因此,多机协同的攻击方式,包括目标的协同探测、导弹的协同制导等多机配合方式是目前空战研究的重点。导弹攻击区是导弹对目标可攻击范围的数字提示,而实际的导弹的正确命中需要考虑导弹的正确制导,以及飞机制导导弹过程中的自身安全情况。文献[11]中给出了导弹制导过程中,目标探测条件、导弹正确制导条件的数学模型,并根据导弹正确制导与命中的限制条件仿真了单机制导时与双机配合制导时的攻击区。仿真结果表明,编队协同探测制导的情况下,实际的可攻击范围相比单机制导情况下有一定扩大。文献[30]中分析了单机作战情况下,导弹的实际可发射区的计算方法,并且分析了影响导弹协同发射区的条

件。文中的仿真结果表明，双机配合下的协同发射区可以有效地扩大导弹的允许发射范围。

1.2.6 拦射引导方法研究现状

拦射引导的算法原理为在纯碰撞引导基础上，考虑载机与导弹的合成飞行轨迹，使在目标飞行速度矢量不变的情况下，载机在预设的发弹点处发射导弹，导弹可以以近似直线的方式命中目标，因此可以最大程度地发挥导弹的动力性能。目前，拦射引导方法作为运用比较广泛的中距空空导弹发射前引导方式，对其原理的研究已经较为成熟，对拦射引导的研究主要集中在拦射引导载机控制方法以及偏差角的修正方法中。文献[13]中，给出了某型飞机装载的拦射引导的计算方法以及在平显上的提示方法。文献[31]中，给出了基于比例导引法、模糊控制方法与滚动时域控制方法的拦射引导偏差角修正方法，并且给出了飞行员操纵载机时相应的飞机油门与操纵杆操纵方法。

1.3 论文的主要研究内容

论文中主要研究内容主要有以下几点：

1. 研究了影响弹载雷达对目标截获概率的误差源模型与导弹弹载雷达对目标截获概率计算方法；
2. 研究了导弹多动态发射区定义，约束条件以及计算方法；
3. 研究了导弹协同攻击区计算方法及典型场景下编队飞机协同制导方法；
4. 研究了中远距空战自主拦射载机控制方法；
5. 研究了中远距空战多目标可同时攻击的限制条件与多目标攻击自主拦射引导方法。

1.4 论文的章节安排

本文的章节安排以及每章的研究内容如下，论文的总体框架如图 1-2 所示。

第一章：绪论。介绍了空空导弹攻击区、作战飞机协同作战方式以及拦射引导方法的研究背景与研究意义，介绍了目前关于攻击区与拦射引导方法的研究热点与研究方向，并且简要介绍了本文的研究内容与章节安排。

第二章：导弹与飞机的数学模型。介绍了解算导弹与飞机运动过程使用的坐标系，给出了坐标系之间的变换关系；基于建立的坐标系，介绍了作用在飞机与导弹上的力，给出了飞机与导弹的控制模型、飞机的典型机动方式模型以及导弹的导引模型；建立了导弹弹载雷达截获概率模型。

第三章：典型中远程复合制导空空导弹动态发射区计算方法研究。介绍了五条典型中远程复合制导空空导弹动态发射区的定义以及约束条件，并且给出了 5 条典型动态发射区的计算方法；分析了不同导弹动态发射区的关系，并且给出了导弹动态发射区的平显显示画面。

第四章：面向多机空战的协同攻击区计算方法研究。给出了最小中断距离、A 极距离、最小安全外转距离的定义和计算方法；建立了导弹正确制导限制条件的数学模型，计算了单机空战时的可攻击区域，并根据典型战术实施距离分析了单机探测-发射-制导空战方式的不足；给出了双机配合下的协同攻击区计算方法，分析了多机空战相对单机空战的优势；最后给出了典型场景下编队内飞机协同制导方法。

第五章：中远距空战自主拦射引导方法研究。介绍了拦射引导方法的原理以及偏差角的计算方法，给出了基于比例导引方法与模糊树控制方法的拦射引导载机控制方法，并且对比仿真了两种方法的拦射引导飞行轨迹；提出了载机对多个目标可同时攻击的条件，并且给出了多目标攻击时载机的拦射引导方法。

第六章：总结与展望。总结论文工作重点并且给出研究结论，针对研究过程中的不足做出进一步的研究展望。

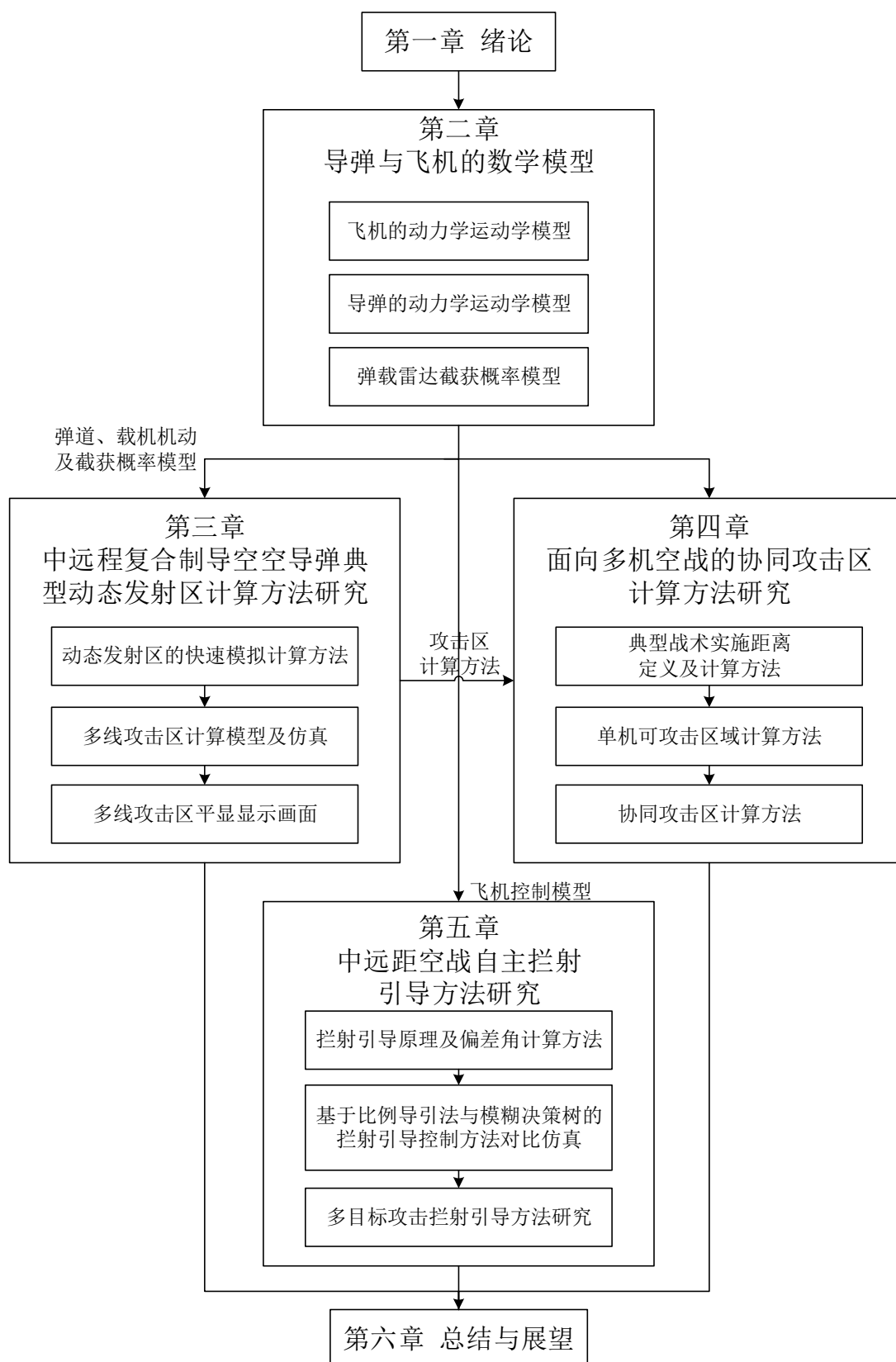


图 1-2 论文总体框架图

2 飞机与导弹的数学模型

2.1 引言

在分析导弹弹道、计算攻击区以及描述飞机与导弹的引导方法过程中，需要对导弹与飞机在三维空间中的状态、运动以及控制方法建立合理的数学模型。本章中首先建立了用于描述导弹与飞机运动与动力的坐标系，并给出了坐标系间的转换关系；然后，基于建立的坐标系，给出了飞机与导弹空间运动的数学模型。其中，飞机的数学模型包括飞机的动力学、运动学模型，并基于此模型给出了飞机飞行过程中典型机动的飞机控制方法。导弹数学模型包括导弹的运动学与动力学模型，以及导弹接近目标过程中引导模型；最后，给出了复合制导空空导弹自身雷达开机时，影响导弹雷达对目标正确截获的各类误差源模型和弹载雷达对目标截获概率的计算方法。

2.2 用于计算的坐标系

2.2.1 常用坐标系

1. 地理坐标系 $(OXYZ)_e$

本文中的地理坐标系采用‘北-天-东’地理坐标系 $(OXYZ)_e$ 。坐标系的原点根据解算的问题可以取在地面或大气中某一点，也可以取在飞机或导弹质心上。坐标轴上 $(OX)_e$ 轴沿该点经线的切线方向指向北方， $(OY)_e$ 轴沿质心点的重力方向反方向（ $-g$ 方向）， $(OZ)_e$ 轴按右手方向确定指向东方。采用‘北-天-东’地理坐标系的一个优点在于飞机或导弹抬头飞行时，其攻角与速度俯仰角均为正值，其符合通常的飞行认知。

2. 机体/弹体坐标系 $(OXYZ)_f$

由于机载武器由飞机挂载并发射，机载雷达对目标的探测结果以飞机为基准计算，所以计算机体坐标系通常被选为解算火控问题的初始坐标系。本文中为了对应‘北-天-东’地理坐标系 $(OXYZ)_e$ ，采用‘升力 Y ’机体坐标系。其与地理坐标系的转换关系为，以 $Y-Z-X$ 方式转动欧拉角 $\varphi-\theta-\gamma$ ，其中 φ 为机体（弹体）方位角， θ 为机体（弹体）俯仰角， γ 为机体（弹体）横滚角。

3. 航迹坐标系 $(OXYZ)_h$

航迹坐标系用于描述飞机或导弹在空中的飞行轨迹，其 $(OX)_h$ 轴为飞行器飞行轨迹切线方向，即为飞机或导弹的速度矢量方向。为了对应‘北-天-东’地理坐标系 $(OXYZ)_e$ ，本文中航迹坐标系与地理坐标系的转换关系为以地理坐标系为基准，以 $Y-Z-X$ 方式转动欧拉角 $\varphi_v-\theta_v-0$ ，其中 φ_v 为速度航向角， θ_v 为速度俯仰角。

4. 速度坐标系 $(OXYZ)_v$

由于飞机速度矢量相对飞机机体存在偏差，即速度矢量与飞机机轴之间存在角度，

速度方向与机体对称面的夹角为侧滑角，速度方向与机体平面夹角为攻角。引入飞机速度坐标系用于描述飞机速度矢量视角下武器发射的初速度等信息。机体坐标系到速度坐标系的转换关系为以机体坐标系为基准，以 $Y-Z-X$ 方式转动欧拉角 $\beta_{ch}-\alpha_y-0$ ，其中 β_{ch} 为飞机速度侧滑角， α_y 为速度迎角。

2.2.2 坐标系间的转换关系

1. 地理坐标系到航迹坐标系：

以地理坐标系 $(OXYZ)_e$ 为基准，设矢量 vec_1 在地理坐标系下的坐标为 $[x_e \ y_e \ z_e]'$ ，其在航迹坐标系下的坐标为 $[x_h \ y_h \ z_h]'$ 。地理坐标系到航迹坐标系的转换矩阵 $T_{h,e}$ 为：

$$\begin{bmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \end{bmatrix} = T_{h,e} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

$$T_{h,e} = \begin{bmatrix} \cos(\theta_v) & \sin(\theta_v) & 0 \\ -\sin(\theta_v) & \cos(\theta_v) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\varphi_v) & 0 & -\sin(\varphi_v) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\varphi_v) & 0 & \cos(\varphi_v) \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

式中， φ_v 为速度方位角， θ_v 为速度俯仰角。

2. 地理坐标系到机体坐标系：

以地理坐标系 $(OXYZ)_e$ 为基准，设矢量 vec_1 在地理坐标系下的坐标为 $[x_e \ y_e \ z_e]'$ ，其在机体坐标系下的坐标为 $[x_f \ y_f \ z_f]'$ 。地理坐标系到机体坐标系的转换矩阵 $T_{f,e}$ 为：

$$\begin{bmatrix} x_f \\ y_f \\ z_f \end{bmatrix} = T_{f,e} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

$$T_{f,e} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & \sin(\gamma) \\ 0 & -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & 0 & -\sin(\varphi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\varphi) & 0 & \cos(\varphi) \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

式中， φ 为机轴方位角、 θ 为机轴俯仰角， γ 为机体横滚角。

3. 机体坐标系到速度坐标系

以地理坐标系 $(OXYZ)_f$ 为基准，设矢量 vec_1 在机体坐标系下的坐标为 $[x_f \ y_f \ z_f]'$ （列向量），其在速度坐标系下的坐标为 $[x_v \ y_v \ z_v]'$ 。地理坐标系到航迹坐标系的转换矩阵 $T_{v,f}$ 为

$$\begin{bmatrix} x_v \\ y_v \\ z_v \end{bmatrix} = T_{v,f} \begin{bmatrix} x_f \\ y_f \\ z_f \end{bmatrix} \quad (2-5)$$

$$T_{v,f} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_y) & \sin(\alpha_y) & 0 \\ -\sin(\alpha_y) & \cos(\alpha_y) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\beta_{ch}) & 0 & -\sin(\beta_{ch}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta_{ch}) & 0 & \cos(\beta_{ch}) \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

式中, β_{ch} 为侧滑角, α_y 为攻角。

4. 机体坐标系与航迹坐标系的关系

机体/弹体坐标系与航迹坐标系之间并无直接的转换关系。其原因为, 航迹坐标系与速度坐标系虽然 x 轴指向相同 (速度矢量方向), 其绕 x 轴旋转角并不是 γ (机体横滚角), 有较小偏差 (由于攻角与侧滑角的存在, 旋转的基准轴不同)。机体坐标系与航迹坐标系是三自由度简化条件下解算火控问题较为常用的两个坐标系, 其联系为不考虑飞机迎角侧滑角以及横滚角的情况下, 两个坐标系是相同的。这一假设条件在中远距空战背景下, 飞机不进行大过载机动情况下可以认为基本满足。

2.3 飞机的运动学与动力学模型

2.3.1 飞机的动力学模型

飞机的运动采用典型的三自由度过载控制模型, 其表达式为:

$$\begin{cases} dv/dt = (n_x - \sin(\theta))g \\ d\theta/dt = (n_y - \cos(\theta))g/m \\ d\psi/dt = -n_z g / (v \cos(\theta)) \end{cases} \quad (2-7)$$

式中, v 、 θ 、 ψ 为分别飞机的速度大小、速度俯仰角与速度方位角。 n_x 、 n_y 、 n_z 分别为机体坐标系下 X 、 Y 与 Z 方向的过载。本节中, 根据飞机的过载控制模型, 建立空战中飞机的典型机动模型。

2.3.2 飞机的运动学模型

飞机的运动学模型采用质点三自由运动模型, 其在地理坐标系下的表达式为:

$$\begin{cases} dx/dt = v \cos(\theta) \cos(\psi) \\ dy/dt = v \sin(\theta) \\ dz/dt = -v \cos(\theta) \sin(\psi) \end{cases} \quad (2-8)$$

式中, x , y , z 为北-天-东坐标系下飞机的坐标, v , θ , ψ 分别为飞机的速度大小、速度俯仰角与速度偏航角。

2.3.3 飞机典型机动动作模型建立

飞机在发射导弹前的引导过程、导弹制导过程中和飞机规避敌方威胁过程中, 会采取不同的机动动作。本文中主要研究了攻击区计算方法以及拦截引导方法, 需要考虑的飞机机动动作主要分为载机攻击引导过程中的载机的引导机动与攻击区计算中目标的逃逸机动。典型的机动方式的定义以及模型建立如下。

(1) 飞机匀加速机动

飞机在匀加速运动过程中保持当前航向不变,通过控制径向过载控制飞机速度大小,飞机匀加速运动时的数学模型为:

$$\begin{cases} n_x = 2 + \sin(\theta) \\ n_y = \cos(\theta) \\ n_z = 0 \end{cases} \quad (2-9)$$

式中, θ 为飞机速度俯仰角,侧向过载为 0,纵向过载用于平衡重力的分量,径向过载平衡重力分量后使飞机可以保持当前航向加速飞行。

(2) 飞机转入机动

飞机转入机动的定义为将飞机的速度矢量指向目标,快速缩短飞机与目标机间的距离,飞机采用转入机动时通常认为俯仰角为 0,转入机动时的数学模型为:

$$\begin{cases} n_x = a_g \\ n_y = 1 \\ n_z = \pm 3 \end{cases} \quad (2-10)$$

式中,纵向过载 n_y 用于平衡重力, n_z 为转弯过载,转弯过载的方向根据转弯方向确定。 a_g 为转入机动过程中期望的加速过载,径向过载 n_x 决定飞机在转入过程中的加速情况。

(3) 飞机俯仰机动

飞机在调整高度时,需要对速度方向进行调整,形成一定的俯仰角,使飞机向上或向下飞行。进行俯仰机动时飞机控制存在两个阶段,其数学模型为:

俯仰角调整阶段:

$$\begin{cases} n_x = a_g + \sin(\theta) \\ n_y = \pm 2 + \cos(\theta) \end{cases} \quad (2-11)$$

直线飞行阶段:

$$\begin{cases} n_x = a_g + \sin(\theta_0) \\ n_y = \cos(\theta_0) \end{cases} \quad (2-12)$$

式中,纵向过载 n_y 控制飞机俯仰角 θ ,飞机首先调整俯仰角,飞机俯冲时纵向过载取负、拉起时纵向过载取正。在飞机完成指令的俯仰角 θ_0 后,纵向过载平衡重力,速度俯仰角不再调整。 a_g 为俯仰机动过程中期望的加速过载,飞机保持当前的俯仰角,受径向过载 n_x 的控制进行匀速或加速运动。

(4) 飞机置尾加速运动

飞机置尾加速机动是飞机典型的脱离战场与规避威胁的机动,其定义为飞机首先以最快的转弯速度沿转弯角度较小的方向转至背离敌方飞机或者导弹的方向。在转弯完成后,飞机以最大的加速度加速至最大速度,并保持此速度匀速直线运动。飞机采取置尾接加速的机动方式,可以最大程度地缩小敌方飞机或来袭导弹的接近速度,因此能最大程度地拉大导弹的飞行时间与飞行距离,使导弹因为弹上电源耗尽或自身速度不足而失

效。空战经验表明，置尾接加速运动是飞机最为有效的规避导弹的机动方式之一，通常作为计算导弹不可逃逸区时的目标运动假设，其数学模型为：

转弯阶段：

$$\begin{cases} n_z = \pm 4 \\ d\psi / dt = -n_z g / v \end{cases} \quad (2-13)$$

式中， n_z 为飞机转弯过载， n_z 的符号根据转弯方向确定，转弯方向为完成置尾转过角度较小的方向， ψ 为目标飞机当前航向角， v 为飞机当前速度大小。在转弯完成后，飞机进入直线加速阶段，直线飞行阶段：

$$\begin{cases} n_x = 2, v < v_{\max} \\ n_x = 0, v = v_{\max} \end{cases} \quad (2-14)$$

式中， v 为飞机飞行速度， v_{\max} 为飞机的极限飞行速度。在目标飞机飞行速度小于最大速度时，飞机以 $2g$ 过载加速；在飞机以及到达最大飞行速度后，保持最大速度飞行。

（5）飞机急转运动

飞机的急转机动通常为飞机被弹载雷达锁定，收到雷达告警接收机告警，在导弹即将命中目标若干秒前采取剧烈机动规避导弹的战术机动。由于导弹与目标飞机距离已经相对较近，目标急转机动可以较大程度地增大导弹视角下跟踪线方位角的变化速度。导弹由于导引律所需求的需用过载过大，或者因为时间延迟和控制延迟有可能造成导弹无法在末端保持对大过载机动目标的跟踪，从而完成目标机规避导弹的目的。飞机在采取急转运动过程中，希望飞机保持较大机械能，即在不损失高度与速度情况下进行水平转弯。其数学模型为：

$$\begin{cases} n_z = \pm 5 \\ d\psi / dt = -n_z g / v \end{cases} \quad (2-15)$$

式中， n_z 为目标转弯过载， n_z 的符号根据转弯方向确定，转弯方向为导弹和目标以当前状态飞行导弹命中目标点的反方向， ψ 为目标飞机当前航向角， v 为目标飞机当前速度大小。

（6）飞机中断机动

中断机动为飞机放弃攻击态势，迅速转向脱离当前危险区域的机动方式，是转出运动的极端形式。飞机的中断机动方式多见于飞机处于极度劣势或者飞机已经完成以一枚导弹的中制导需要迅速拉大与敌方飞机距离的情况。相对于急转运动，中断机动为了提升转弯效率、缩小转弯半径，采取了降速转弯的转弯方式。由于飞机较快地减小速度，飞机很难在短时间内调整飞机姿态，所以飞机会损失一定高度。在飞机完成将速度矢量转向与敌方跟踪线方向相同时，飞机停止转弯，采取加速的方式快速增加到最大速度，并在加速到最大速度后保持匀速飞行。由于中断过程中飞机的控制模型较为复杂，其简化后的数学模型为：

转弯阶段:

$$\begin{cases} n_x = -g \\ n_y = \cos(30^\circ) \\ n_z = \pm 4g \\ d\psi/dt = -n_z g / (v \cos(\theta)) \end{cases} \quad (2-16)$$

式中, n_x 为飞机速度方向过载, θ 为飞机速度俯仰角, n_z 为转弯过载, n_z 的方向根据转弯方向确定, 转弯方向为完成置尾转过角度较小的方向, ψ 为飞机航向角。直线飞行阶段, 飞机首先通过纵向过载将速度俯仰角调整为 0, 此时飞机增大自身速度, 其数学模型为:

$$\begin{cases} n_x = 2, v < v_{\max} \\ n_x = 0, v = v_{\max} \end{cases} \quad (2-17)$$

式中, v 为飞机飞行速度, v_{\max} 为飞机的极限飞行速度。在目标飞机飞行速度小于最大速度时, 飞机以 $2g$ 过载加速; 在飞机以及到达最大飞行速度后, 保持最大速度飞行。

2.4 导弹的运动学与动力学模型

在进行弹道计算过程中, 导弹可以考虑成为一个刚体, 刚体的运动过程可以描述为绕质心的运动与质心的运动。由于在本文中研究的内容为导弹的弹道特性, 而不研究导弹在实际过程中各个力与力矩的产生原理, 所以将导弹的运动简化为三自由度下由导弹自身可用过载控制的质点模型。导弹的飞行过程中, 作用在其上的力与飞机类似, 主要为重力、阻力、升力与推力。通常情况下, 导弹的速度矢量与弹轴有一定角度, 即存在攻角与侧滑角。导弹的推力矢量可以认为弹轴方向相同, 导弹的阻力矢量与导弹的速度矢量处于相反方向, 所以严格意义上说推力矢量、速度矢量与阻力矢量不共线。为了简化导弹的动力学与运动学模型, 认为导弹速度方向、弹轴方向、阻力方向与推理方向相同, 忽略导弹的攻角以及侧滑角。

2.4.1 导弹的动力学模型

导弹的运动采用三自由度过载控制模型, 其表达式为:

$$\begin{cases} dv/dt = (P - f) / m - g \sin(\theta) \\ d\theta/dt = (n_y - \cos(\theta))g / m \\ d\psi/dt = -n_z g / (v \cos(\theta)) \end{cases} \quad (2-18)$$

式中, v 、 θ 、 ψ 分别为导弹的速度大小、俯仰角与偏航角。 P 、 f 、 m 为导弹自身参量, m 为导弹质量, 在本文中取 120kg , 并且不考虑由于燃料消耗引起的导弹质量变化; P 为导弹推力, 在本文中以过载模式建立, 取为 $10g$, 并且导弹只在脱离挂架后 5 秒内存在动力; n_y 为导弹的纵向过载, n_z 为导弹的侧向过载。 f 为作用在导弹上的阻力, 其模型为:

$$f = \frac{1}{2} \rho C_{x0} S V^2 \quad (2-19)$$

式中, ρ 为所在高度的空气密度, C_{x0} 为导弹的零升阻力系数, S 为导弹截面积, V 为导弹速度。为了简化计算, 认为导弹在标准大气下飞行, 大气密度只与导弹所在高度有关。图 2-1 为标准大气模型下, 高度与大气密度关系, 在 25km 高度下, 大气密度有较大变化。在 0 到 20km, 标准大气密度随高度基本呈线性下降关系。为了方便计算, 使用 Matlab 中 polyfit 函数对曲线进行二次拟合与三次拟合, 其结果为分别如左图与右图所示, 可见右侧图片拟合效果较好, 采用三次拟合公式, 拟合结果如式 (2-20) 所示:

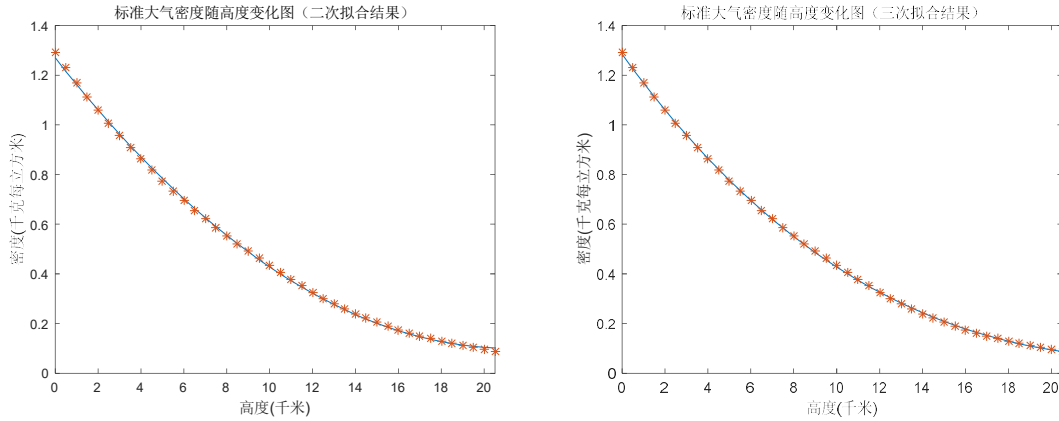


图 2-1 大气密度随高度变化图

$$\rho(h) = 1.28 - 0.1189h + 0.0037h^2 - 3.5405 \times 10^{-5}h^3 \quad (2-20)$$

公式 (2-20) 作为不同高度下的大气密度代入公式计算空气阻力。

2.4.2 导弹的运动学模型

导弹的运动学模型采用质点三自由运动模型, 其在地理坐标系下的表达式为:

$$\begin{cases} dx/dt = v \cos(\theta) \cos(\psi) \\ dy/dt = v \sin(\theta) \\ dz/dt = -v \cos(\theta) \sin(\psi) \end{cases} \quad (2-21)$$

式中, x , y , z 为北-天-东坐标系下导弹的坐标, v , θ , ψ 分别为导弹的速度大小、速度俯仰角与速度方位角。

2.4.3 导弹的导引模型

导弹在发射后接近目标至命中目标过程中, 需要遵循一定的引导率。典型的导引律有纯追踪法、纯碰撞法、比例导引法等。其中, 工程实现性较好并且主要应用在导弹实际导引的方法为比例导引法。

比例导引法的引导原理为导弹旋转角速度与跟踪线旋转角速度呈比例, 是介于纯跟踪法与纯碰撞法之间的导引方法。其优点为导弹可以对目标进行稳定跟踪, 导弹速度矢量基本指向前置命中点。并且导弹的需用过载相对较小, 在控制过程中容易实现。比例

导引法的引导数学模型为 (2-23) 所示:

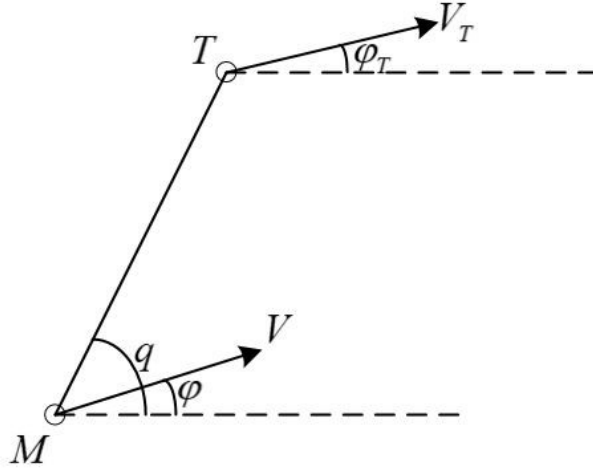


图 2-2 比例导引法相对位置示意图

$$\begin{cases} \dot{q} = [V \sin(q - \varphi) - V_T \sin(q - \varphi_T)] / R \\ \dot{R} = V_T \cos(q - \varphi_T) - V \cos(q - \varphi) \\ \dot{\varphi} = k \dot{q} \end{cases} \quad (2-22)$$

如图 2-2 所示, M 为导弹位置, T 为目标位置。式 (2-22) 中 q 为弹目视线角, φ 为导弹进入角, φ_T 目标方位角, R 为导弹与目标间距离, V 的导弹速度, V_T 为目标速度, k 为比例导系数。在空间中, 导弹的实际比例导引方法可以分解为竖直平面内的比例导引法和水平面内的比例导引法, 计算出的角度在水平面与竖直面内合成可以获取导弹的空间速度矢量, 以一定的时间步长重复此过程可以完成比例导引法引导导弹飞行的完整弹道。

2.5 复合制导空空导弹弹载雷达截获概率建模

先进中远程空对空导弹为了增加射程与打击范围, 同时考虑到导弹弹载雷达的性能, 通常采用载机中制导加末端主动制导的复合制导方法。在中制导过程中, 弹载雷达由于探测范围与弹上能源限制, 弹载雷达不开机, 载机保持对目标的探测并将目标数据传递至导弹, 引导导弹飞行至目标附近。在导弹与目标距离在弹载雷达探测范围内时, 导弹弹载雷达接收载机指令开机。在导弹中末制导交接段, 导弹截获目标的概率(TAP)是一个重要的设计指标^[16-17,44]。

导弹自身导引头在载机的指令下开机, 末制导状态下导引头完成对目标的正确截获需要满足三个条件: 一为目标处于导弹导引头的作用范围内, 回波能量满足导弹天线接受阈值要求, 称为“距离截获条件”, 记为 p_r ; 二为目标处于导引头瞬时视场之内, 即目标相对导引头的连线与导引头视场中心角度小于一定值, 称为“角度截获条件”, 记为 p_a ; 三为导引头能根据计算出的导弹目标径向接近速度调整搜索中心的多普勒频率, 并

能提取目标回波的多普勒信号,称为速度截获条件,记为 p_v 。假设三个截获条件互不相关,则目标截获概率 tap 为:

$$tap = p_r \cdot p_a \cdot p_v \quad (2-23)$$

在上述3个目标截获条件中,影响最大,并且与导弹弹道最为实际相关的接获条件为导弹对目标的角度截获条件,角度截获概率由目标的指示误差、导弹积累误差与导弹视场大小共同决定的。其中导弹的积累误差包括惯导积累的位置误差与陀螺积累的姿态误差,其与导弹的飞行时间与长度有关。以上三个截获概率的计算方法将在本节中讨论。

2.5.1 距离截获概率计算方法

距离截获概率的定义为弹载雷达开机时,目标在弹载雷达距离可探测范围内的概率。由于指令开机时刻,载机对目标的位置测量误差与导弹自身的位置积累误差导弹自身雷达探测范围较小,加上载机指令开机时为导弹雷达作用范围会考虑一定冗余量,所以距离截获条件在弹载设备工作正常的情况下可以认为满足,即 $p_r \approx 1$ ^[44]。

2.5.2 速度截获概率计算方法

速度截获概率为导弹自身导引头多普勒雷达对目标回波信号的截获概率。速度截获过程分为两个部分,其一是弹载计算机对径向速度正确计算并且使目标落入导弹导引头搜索频宽内,设正确调整频宽的概率为 p_f ;其二是在满足条件一情况下,弹载雷达实际对目标回波的探测概率 p_d 。两个条件必须全部满足才可以正确对目标进行速度截获,即 $p_v = p_f \cdot p_d$ 。影响速度截获概率的主要误差源为多普勒频率的计算误差,它与目标的测速精度、弹载惯导的测速精度以及相对角度测量有关^[44]。由于速度截获概率主要由弹载传感器性能性能决定,与动态的弹道信息相关性较小,本文中在简化模型下取速度截获概率为固定值,查阅资料后取 p_v 为92.5%^[44]。

2.5.3 角度截获概率计算方法

2.5.3.1 影响角度截获概率的误差建模

影响导弹弹载雷达截获目标概率的主要因素为导弹导引头天线是否正确指向目标,由于各种随机误差因素的影响,导引头天线不能准确地指向目标,而是指向目标附近的一个区域内,这称为目标指示误差。从工程设计角度考虑,主要考虑以下五种误差源^[16]:

- ①载机惯导与导弹惯导的初始对准误差;
- ②载机雷达对目标的测量误差;
- ③弹载惯导的累积测量误差;
- ④导弹雷达的指向误差;
- ⑤目标机动引起的误差。

通常认为在导弹与目标距离为10km时,目标处于导弹自身雷达的探测范围内,导弹的弹载雷达开机。此时导弹与目标间距离误差对目标的指示位置影响不大,做包含目

标真实位置的并且与导弹真实位置目标真实位置连线垂直的平面，如果忽略载机惯导与导弹惯导的初始对准误差，各个误差对导弹导引头的正确指向影响如图 2-3 所示。

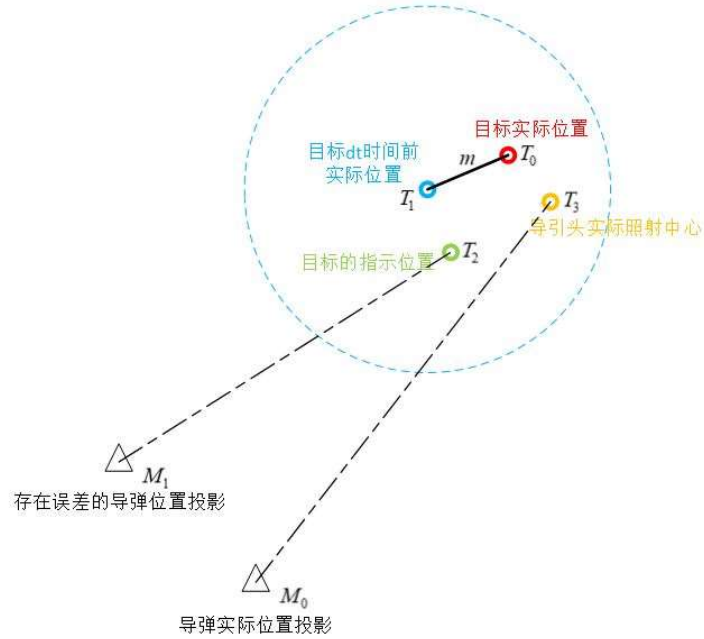


图 2-3 多种误差对截获概率影响示意图

图 2-3 中表示了多种误差存在情况下对导引头正常探测目标的影响。首先载机向导弹传输的信息为带有一定时间延迟的目标位置 T_2 ，其在目标该时刻真实位置 T_1 基础上存在一定探测误差。由于导弹对自身的位置与自身角度测量存在误差，以及导弹雷达天线伺服机构的控制误差，导弹导引头实际照射中心为 T_3 位置。设导弹导引头的瞬时视场为以照射中心为圆心，视场半径为 r 的圆，如果目标实际位置 T_0 在探测范围内，那么就可以对目标进行正确探测。忽略导弹与载机的惯导初始对准误差，各个误差的数学模型如下：

① 载机雷达对目标的测量误差

假设目标的测量误差呈三维正态分布，其投影至平面内后呈二维正态分布，其均值为 0，标准差 σ_1 与载机目标间距离与载机雷达的测角误差有关：

$$\sigma_1 = R_d d_a / 3 \quad (2-24)$$

式中， R_d 为载机与目标间距离， d_a 为机载雷达的平均测角精度，认为最大误差处于 3 倍标准差范围内。

② 导弹惯导的累积测量误差

假设导弹惯导累积误差在空间中呈三维正态分布，其投影至平面内后呈二维正态分布。假设导弹惯导位置测量平均误差在空间中沿任一矢量方向相同，导弹测量位置标准差 σ_2 主要与弹道长度 l_m 与导弹惯导计算精度 d_{INS} 有关：

$$\sigma_2 = l_m d_{INS} / 3 \quad (2-25)$$

式中， l_m 为导弹脱离挂架到弹载雷达开机时飞行距离， d_{INS} 为惯导测距精度，认为精度值为三倍的标准差取值，误差一般不会超过此范围之外。

③ 导弹雷达的指向误差

导弹自身雷达根据载机传输的目标位置，将天线指向目标，希望目标出现在雷达视场的中心位置，以期对目标有较大的探测概率。影响雷达的指向的误差源主要有以下两个方面：一为在导弹飞行过程中由于陀螺漂移而产生的陀螺漂移误差；二为由于导弹雷达的伺服系统精度所带来的指令值与实际值的偏差。由于弹载陀螺的测量误差，弹载雷达导引头实际指向与其计算出的指令指向有一定偏差，导致弹载雷达导引头指向矢量通常包含在一锥面内，如图 2.4.2 所示，其带来的导引头指向误差标准差 σ_{3-1} 为：

$$\sigma_{3-1} = l_1 l_m \theta_{dev} / 3 \quad (2-26)$$

式中， l_1 为导弹与目标间距离， l_m 为弹道长度， θ_{dev} 陀螺测角积累误差， $l_m \theta_{dev}$ 表示单位弹道长度下累积的陀螺漂移误差。设指令角度与实际天线指向角度的误差服从标准正态分布，其带来的导引头指向误差标准差 σ_{3-2} 为：

$$\sigma_{3-2} = l_1 \theta_0 / 3 \quad (2-27)$$

式中， l_1 为导弹与目标间距离， θ_0 为误差精度，认为精度值为三倍的标准差取值，误差一般不会超过此范围之外。总的雷达导引头指向误差由陀螺测角误差与导引头伺服机构引起的误差合成，由于这两类误差服从均值为 0 的正态分布，所以其标准差可以合成，合成误差 σ_3 为：

$$\sigma_3 = \sqrt{\sigma_{3-1}^2 + \sigma_{3-2}^2} \quad (2-28)$$

④ 目标机动引起的误差

目标机动引起的误差指载机雷达向导弹传输的位置并经过导弹解析与计算的时间间隔内目标改变机动方式引起的误差，在一次弹道计算过程中，目标机动引起的误差是目标指示过程中的系统误差，这一过程中的时间延迟记为 dt ，带来的目标指示误差如图 2-3 中 m 所示。

设 O_T 为目标当前位置，机载雷达最后一次向导弹发射的目标信息为含有误差的 O_T 位置。假设目标飞机采用 NASA 规定的七种典型机动方式（匀速直线、最大加速、最大减速、最大过载左转、最大过载右转，最大拉起、最大俯冲）飞行 dt 时间后到达的位置在平面内的投影为 $T_i (i=1, 2 \dots 7)$ ，目标机动引起的平均误差 m 为 7 种典型机动引起误差模值的均值：

$$m = \left(\sum_{i=1}^7 |\mathbf{O}_T \mathbf{T}_i| \right) / 7 \quad (2-29)$$

2.5.3.2 角度截获概率计算方法

如图 2-3 所示，如果认为导弹与载机惯导初始对准无误差，即忽略误差来源①，那么根据正态分布的叠加关系，导弹导引头的实际分布为以目标当前实际位置为中心，呈标准差为 σ 的二维正态分布，合成的标准差 σ 的计算方法为：

$$\sigma = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2} \quad (2-30)$$

在单次计算中，导弹惯导测量误差与导弹陀螺误差存在相关性，但是大量重复试验中，可以认为其带来的散布可以叠加，即标准差可以按照式（2-26）合成。

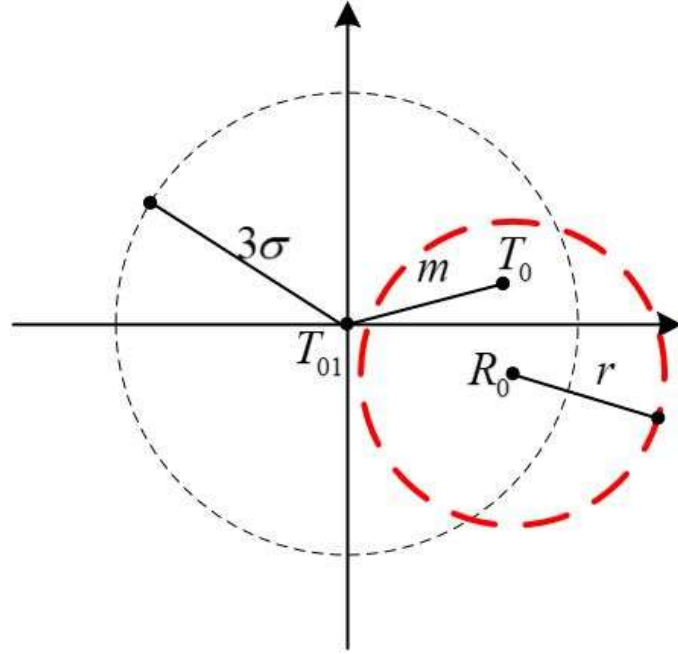


图 2-4 误差合成示意图

总的误差模型如图 2-4 所示。图中， T_{01} 为目标 dt 时刻前的位置，也是导弹导引头指示位置的散布中心。导弹的实际指示中心位置 R_0 的散布可以认为是以 T_{01} 为中心，三倍标准差为半径的二维正态分布。目标的实际位置在 T_0 处，其偏离目标的指示中心 T_{01} 的距离为 m 。设弹载雷达的视场半径在平面内投影范围为 r ，其计算方法为：

$$r = l_1 \alpha_R \quad (2-31)$$

式中， l_1 为目标与雷达间距离， α_R 为雷达的瞬时视场角。那么如果实际目标 T_0 在以 R_0 为圆心， r 为半径的圆中时，即认为对目标进行了一次正确截获，正确截获标号 det 计算方法如式（2-28）所示。

$$\text{det} = \begin{cases} 1, & |R_0 T_0| \leq r \\ 0, & |R_0 T_0| > r \end{cases} \quad (2-32)$$

2.5.4 导弹截获概率计算方法

经过分析，如果认为导弹的自身积累误差的标准差或者测量精度为给定值，那么影响角度截获概率的因素则主要为弹道长度 l_m 、目标测量误差标准差 σ 和目标机动引起的平均误差 m 。目标测量误差标准差 σ 与载机与目标间距离与机载雷达测角误差有关，在不同情况下，弹载雷达开机时刻载机与目标距离是不同的，其通常与战场态势与载机的射后机动有关，为了简化计算可以将目标测量误差标准差取探测距离为 30km 时计算。根据以上简化条件，距离截获概率取 1，速度截获概率取 92.5%，那么可以认为截获概率只与角度截获概率有关，即只与弹道长度 l_m 和目标机动引起的平均误差 m 有关。

2.5.4.1 单次截获概率计算方法

根据图 2-4 所建立的模型，计算单次截获概率的方法主要有以下两种，分别为积分法与蒙特卡洛法。

① 积分法

积分法计算方法中首先假设弹载雷达导引头中心处于 T_{01} 为中心， 3σ 为半径的圆中，并服从二维正态分布，积分与目标实际位置 T_0 为圆心，弹载雷达视场范围 r 为半径的重合区域占整个圆的比例，作为当前情况下的单次截获概率。具体的计算方法如下。标准差相同，且两个分量不相关的二维正态分布表达式如 (2-29) 所示：

$$f(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-(x^2+y^2)/2\sigma^2} \quad (2-33)$$

因为图中的散布圆呈中心对称，所以目标机动引起的误差方向对平均截获概率没有影响，假设目标机动误差为 x 轴正方向，即真实目标在 $(m, 0)$ 处。导弹导引头视场为 r ，导弹导引头照射中心在以 $(m, 0)$ 为中心， r 为半径的圆中，导引头照射范围可以覆盖目标，这一概率 p_d 为：

$$p_d = \int_{m-r}^{m+r} \int_{-\sqrt{r^2-(m-x)^2}}^{\sqrt{r^2-(m-x)^2}} f(x, y) dy dx \quad (2-34)$$

式 (2-30) 可以用数值积分方法求解。

② 蒙特卡洛法

蒙特卡洛法计算方法为，获取雷达导引头指示中心散步的标准差 σ ，目标指示误差 m ，以及雷达导引头视场半径 r ，取大量满足分布条件的点带入式 (2-28) 中，计截获目标的次数除以整个实验的次数则为当前情况下的单次截获概率。

2.5.4.2 累积截获概率计算方法

导弹导引头对目标的截获是一个连续的过程，导弹导引头开机后会对目标进行持续搜索，如果认为导弹导引头对目标的每次截获都是独立的，且一次截获即认为成功时截获时，累积的截获概率 P_1 为：

$$P_1 = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - p_i) \quad (2-35)$$

如果认为导弹导引头对目标的每次截获每次都是相关，那么累计截获概率 P_2 为：

$$P_2 = \max(p_i, i = 1, 2 \cdots n) \quad (2-36)$$

而在实际截获概率连续计算中，导弹的位置测量误差与陀螺漂移误差变化较小，其带来的误差散布在一次弹道计算中变化较小，所以连续计算的截获概率相关系数较高，因此累积截获概率 P 为：

$$P = P_2\rho + P_1(1 - \rho) \quad (2-37)$$

2.5.5 截获概率仿真分析

由于截获概率是计算导弹可攻击区是重要截止条件，所以希望计算导弹的攻击区并

且进行弹道迭代解算时，截获概率可以快速计算给出。根据仿真结果，采用数值积分计算的截获概率与采用蒙特卡洛计算的截获概率计算结果相同（平均相对误差约0.05%）。经过分析截获概率只与弹道长度 l_m 和目标机动引起的平均误差 m 有关，可以离线计算截获概率与弹道长度与目标机动平均误差的关系，并且记录成为离线库，供弹道仿真时对截获概率快速查表获取。本文在表 2-1 所示初始数据下，仿真了导弹弹载雷达瞬时视场角为 $\pm 2.5^\circ$ ，弹道长度在 30km 到 70km，指示偏差在 0 到 50m 情况下，导弹雷达的截获概率情况，截获概率与自变量间关系如图 2-5 所示。

表 2-1 各误差源误差值

误差源定义	数值
弹载惯导测距累计误差	$\leq 2m / km$
弹载雷达指向误差标准差	0.15°
弹载陀螺测角累计误差	$\leq 0.05^\circ / km$
机载雷达测距误差	$\leq 1km$
机载雷达测角精度	0.5°

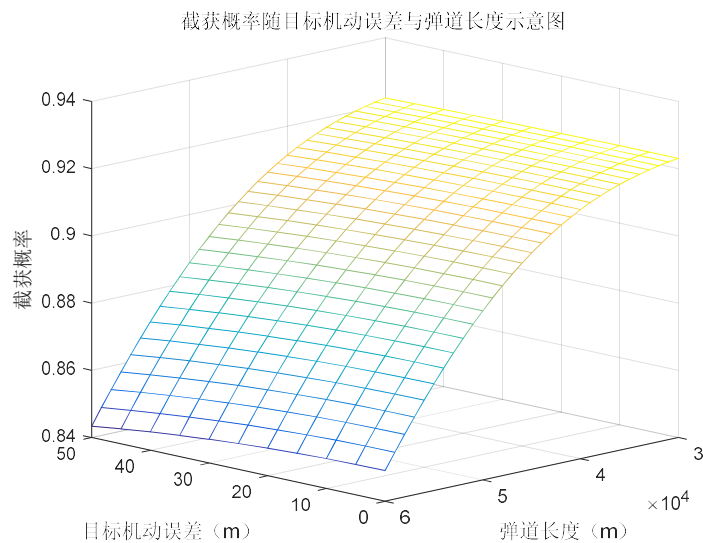


图 2-5 截获概率随目标机动误差与弹道长度变化示意图

分析图 2-5 可以发现，截获概率随弹道的长度的增长与指示误差的增加而下降。由于目标机动引起的误差 m 远小于导引头散布标准差 σ ，所以在弹道长度确定的情况下，目标机动引起误差的变化对整体的截获概率影响较小。假设指示偏差为 25m 情况下，截获概率随导弹弹道长度变化如图 2-6 所示。

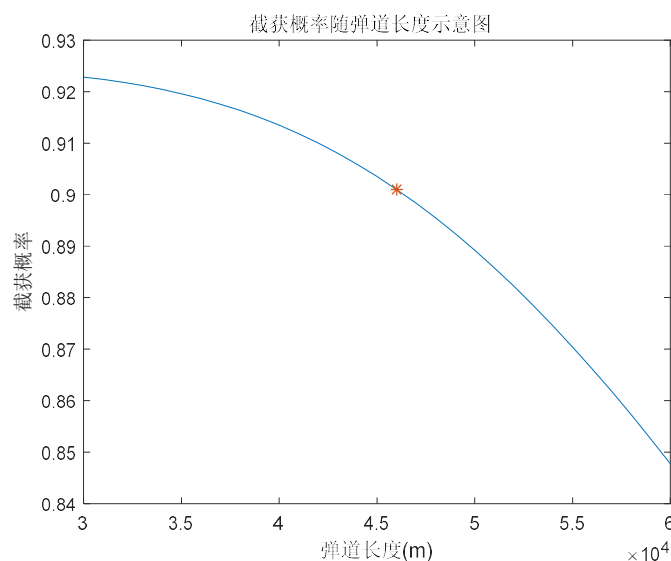


图 2-6 截获概率随弹道长度变化示意图

如图 2-6 所示，在目标指示机动指示误差相同的情况下，随着弹道长度的增加，误差不断积累，截获概率下降呈下降趋势。在弹道长度为 46km 时，导弹自身雷达开机时对目标截获概率刚好满足 90%，在导弹对目标正确截获后，导弹在自身雷达的探测下引导导弹命中目标。导弹中制导过程飞行 46km，并且弹载雷达开机时对目标 90% 的截获概率可以基本满足中远程复合制导空空导弹射程与正确截获目标的需求。

2.6 本章小结

本章首先建立了用于计算的导弹与飞机运动与动力学模型的坐标系，给出了坐标系之间的转换关系。然后根据建立的坐标系给出了导弹与飞机的动力学与运动学模型，并基于导弹与飞机模型，给出了导弹的导引方法、弹道计算方法以及飞机典型机动动作模型与控制方法。最后，给出了影响导弹弹载雷达正确截获概率的误差源模型，计算并且仿真了弹载雷达的截获概率，分析了不同因素对截获概率的影响。本章中建立的导弹与飞机模型将作为后续攻击区计算以及载机引导方法研究内容的基础。

3 典型中远程复合制导空空导弹动态发射区计算方法研究

3.1 引言

导弹的动态发射区是飞行员空战过程中的重要提示信息。随着战斗机挂载导弹的升级换代与超视距作战的战术需求,典型的三线攻击区(包含攻击区远边界、不可逃逸边界与近边界)发展成为截止条件与目标运动方式更加明确的多线攻击区。本章中,主要讨论了典型导弹动态发射区的定义以及计算方法:首先给出了导弹动态发射区的一般计算方法,飞行员手册中的空空导弹动态发射区定义与需求,给出了典型动态发射区的计算方法,并对比仿真了典型空战态势下攻击区,验证了典型多线攻击区相对传统三线攻击区的优势。最后,分析了五条动态发射区边界的联系与区别,并给出了动态发射区的平显显示画面。

3.2 导弹动态发射区快速模拟计算方法

快速模拟法是计算导弹动态发射区(DLZ)的常用方法之一,快速模拟法导弹攻击区计算的输入为载机的速度矢量、目标速度矢量、载机高度、目标高度以及水平跟踪线矢量方向。其计算流程为根据经验值选定导弹的初始发射长度迭代区间,取区间内一点作为初始发射距离,带入初始条件后对其所表示的相对位置进行弹道迭代计算,计算出导弹从发射到命中的整条弹道,根据弹道计算结果以及对命中条件的满足情况向某个方向缩短迭代区间。在迭代区间长度小于一定值时,则认为获取了一定精度的攻击区长度。计算流程如图 3-1 所示。

快速模拟法的计算特点为原理简单、相比拟合公式法,采用快速模拟法时计算机内部需要存储数据较少,算法普适性好;因为在快速模拟法中需要多次进行弹道迭代计算,其耗时与消耗存储空间相对拟合公式法较大。随着不同攻击区曲线的定义不断更新,计算的截止条件复杂程度提高,拟合公式法在某些情况下很难满足精度需求。本文中,在攻击区计算过程中,导弹采用全程的定比例导引法。导弹飞向目标完整弹道的计算方法为:假设目标的运动状态,并根据目标的状态信息采用比例导引法反推导弹的过载控制量,导弹在导弹过载控制量的驱动下飞向目标直至命中目标或者导弹失效。根据不同的截止条件,不同的目标逃逸假设与不同的发射时机可以计算不同质量、不同要求下的导弹攻击区,不同的攻击区定义以及所对应截止条件要求以及具体的计算方法将在本章后续的内容中详细讨论。

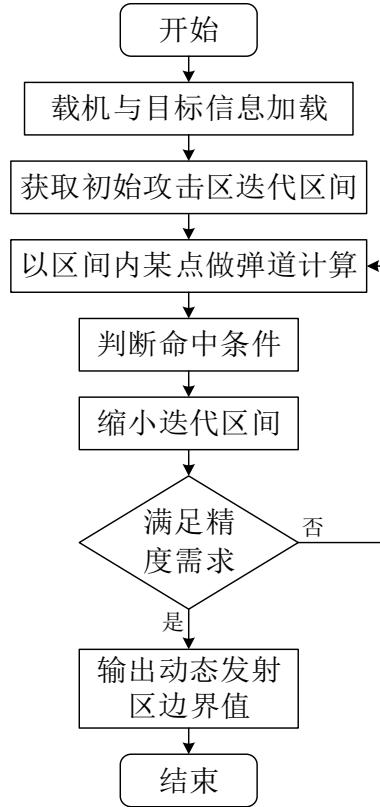


图 3-1 快速模拟法计算流程

3.3 导弹最大动力射程攻击区计算方法

3.3.1 最大动力射程攻击区定义

导弹最大动力射程的定义为导弹在理论上达到最大射程时，导弹能命中目标的初始距离。导弹为了达到最大射程，主要需要满足两点条件：一为尽量满足导弹以直线或尽量直线接近目标；二为导弹以最优的抛射角发射。导弹以直线方式接近目标时，导弹可以尽量避免由于转弯带来的路程增加而带来的能量损耗；由于大气密度随高度提高而下降，飞机以一定的抛射角向上方发射时可以一定程度上减少摩擦力做功带来的能量损耗。基于以上两点条件分析，载机需要在发射导弹前调整载机姿态，以最优方位角与最优俯仰角发射导弹，才能达到导弹最大动力射程攻击区。

导弹最大动力射程攻击区是理论上的导弹最远可攻击边界，其符号为 $R_{aero}^{[21]}$ 。 R_{aero} 攻击区边界通常作为空战中敌我相对距离的指示信息，通常并不作为导弹实际发射导弹的边界，飞行员可以根据敌我相对距离与 R_{aero} 的关系调整飞机飞行战术。计算 R_{aero} 攻击区的截止条件数学表达式为式 (3-1)。

$$\begin{cases} V_{M_i} \geq V_{M_0} \\ V_{app} \geq V_d \\ t_m \leq t_{msl} \\ tap \geq tap_{aero} \end{cases} \quad (3-1)$$

式中表达的含义从上至下的含义为：导弹命中时截止速度（ V_{M_i} ）不小于导弹可以保持良好可操纵性的最小飞行速度（ V_{M_0} ）；导弹命中时接近速度 V_{app} 不小于导弹对目标有效毁伤所需的最小接近速度；导弹飞行时间 t_m 不大于导弹弹上电源工作时间 t_{msl} ；导弹雷达截获概率 tap 不小于最大动力射程攻击区所需的 tap_{aero} 。

3.3.2 最大动力射程攻击区计算方法

3.3.2.1 导弹最优发射方位角计算方法

由于在中远距空距空战中，敌我双方相距较远，高度差带来的跟踪线俯仰偏差较小。所以如果希望弹道平直，主要需要调整飞机的发射方位角度。由于在中远距空战的背景下，1km 到 2km 的高度差带来的弹道俯仰角较小，整个导弹发射至命中过程中可以大致考虑在一个平面内。在平面内，假设导弹飞行水平平面上的直弹道，导弹飞行矢量、目标飞行矢量与初始发射距离间的几何关系如图 3-2 所示。

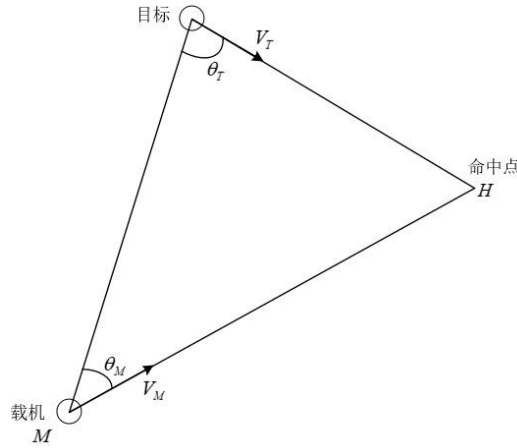


图 3-2 飞机最优方位角示意

图 3-2 中， M 点为载机发射导弹的位置，此时目标机在 T_0 处，目标以 V_T 速度矢量做匀速直线运动。载机当前速度矢量为 V_M ，载机发射导弹在 H 点命中目标。载机采用不同发射角度时，导弹的射程与导弹飞行时间不同。如果导弹沿某一角度发射，在命中点刚好满足式（3-1）命中条件，则找到了此刻的最优发射角度。对最优发射角 θ_{opt} 解算变为对 $\triangle TMH$ 的解算。解算 $\triangle TMH$ 分主要分以下两个步骤。

① V_{PJ} 与 t_{msl} 的动态计算方法

解算 $\triangle TMH$ 的已知条件为目标速度矢量 V_T ，即已知目标速度方向与跟踪线方向的角度 θ_T ，假设导弹命中过程平均速度 V_{PJ} 可以代替 V_M 。根据三角形正弦定理：

$$V_{PJ} / \sin(\theta_T) = V_T / \sin(\theta_M) \quad (3-2)$$

由于导弹的平均速度肯定大于目标飞机平均速度，所以 θ_M 角度值小于 θ_T 角度值，所以 θ_M 一定为锐角，其可以通过反三角函数函数求出唯一的角度值，同时也可以根据三角形内角和计算命中时相对角度 θ_H 。根据大量仿真与计算经验，在式（3-1）中，条件 4 中截获概率不小于 60% 是较为容易满足的，即可认为限制 R_{aero} 解算的主要限制条

件为导弹动力条件。即在命中点 H 处需要满足前三条限制条件。在 ΔTHM ，获取初始发射长度 TM ，并且计算末端是否满足导弹命中条件，需要获取 TH 与 MH 的长度，计算方法为：

$$\begin{cases} TH = V_T t_{msl} \\ MH = V_{PJ} t_{msl} \end{cases} \quad (3-3)$$

式中， V_T 为目标飞行速度， V_{PJ} 为导弹平均飞行速度， t_{msl} 为导弹恰好满足命中条件命中时导弹的飞行时间，它也是导弹发射导弹命中时刻目标的飞行时间。其中， V_{PJ} 与 t_{msl} 是相关的，导弹的飞行时间越长，由于阻力的作用导弹的平均速度越低。在传统的计算方法中，目标的平均飞行速度是根据导弹的初始发射速度与载体与目标所在速度确定的，并且认为导弹的平均速度不随时间改变，采用以上计算方法， V_{PJ} 与 t_{msl} 相对真实模型有一定差距，对最优方位角的正确计算有一定影响。

本节中，基于 V_{PJ} 与 t_{msl} 的动态计算问题，提出了以下的计算方法。首先，计算导弹与目标以当前高度和速度在纯尾追状态与纯迎头状态下，计算导弹的攻击区，作为导弹的极限导弹情况。在迎头状态下，导弹在极限可攻击距离发射时弹道长度与飞行时间分别记为 l_y 与 t_y ；尾追状态下，导弹在极限可攻击距离发射时弹道长度与飞行时间分别记为 t_{msl} 与 t_w 。在迎头状态下，导弹与目标接近速度最大，命中条件最容易满足，所以平均飞行时间最长，平均速度最小；同理，在尾追状态下，导弹平均飞行时间最短，平均速度最大。所以 $[t_w, t_y]$ 区间可以作为导弹飞行时间 t_{msl} 的迭代区间。在计算 R_{aero} 时假设目标匀速直线运动，根据导弹的弹道与导引律分析，导弹末端弹道趋于稳定，假设导弹速度变化较小的情况下，导弹在阻力的作用下基本处于匀减速运动状态，因此导弹的平均飞行速度与飞行时间可以建立映射关系。在导弹初始飞行高度为 $10km$ 、飞行速度为 $400m/s$ 与目标初始飞行高度 $9km$ 、飞行速度为 $300m/s$ 情况下，在迎头攻击与尾追攻击状态下，导弹平均速度随导弹飞行时间变化仿真结果图 3-3 所示。

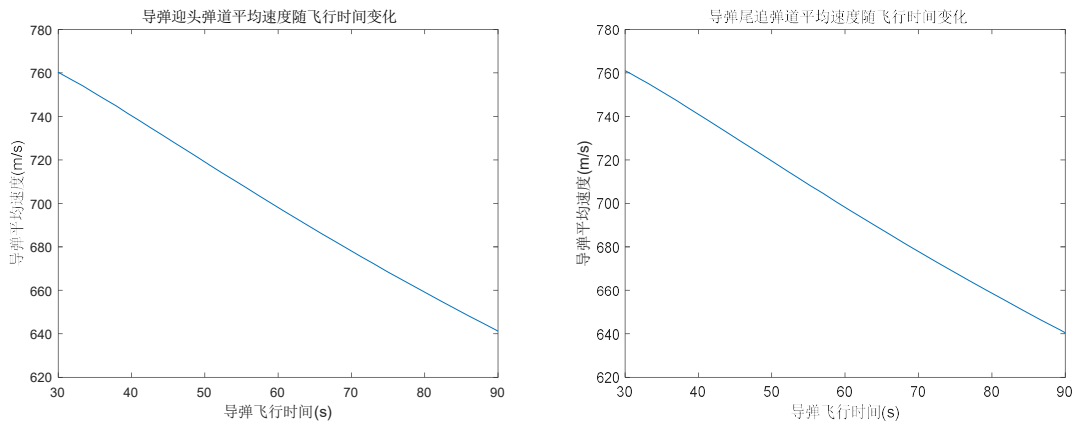


图 3-3 导弹飞行时间与导弹平均飞行速度关系

图 3-3 中仿真了迎头弹道情况下（左图）与尾追情况下（右图）的导弹平均飞行速度随导弹飞行时间变化图。可以发现，在迎头状态下与尾追状态下平均速度基本随飞行

时间成线性变化,且迎头状态与尾追状态飞行在相同飞行时间时平均飞行时间基本相同,所以可以获取迎头弹道下的导弹平均飞行速度 $V_y = l_y / t_y$ 作为导弹的最小的平均速度,获取尾追弹道下的导弹平均飞行速度 $V_w = l_w / t_w$ 作为导弹的最大的平均速度。所以,导弹平均速度随时间的变化计算方法为:

$$a_v = (V_y - V_w) / (t_y - t_w) \quad (3-4)$$

$$V_{PJ}(t) = a_v(t - t_w) + V_w \quad (3-5)$$

式中, a_v 为平均速度随时间变化梯度。采用式(3-5)中的计算方法可以获取不同导弹飞行时间时导弹的平均飞行速度。根据大量仿真分析,不同发射初始速度与发射高度情况下,导弹的平均速度约在 600 m/s 到 800 m/s 区间内,使用固定速度分析导弹的导弹长度在某些情况下有可能存在较大偏差,所以采用文中提出的方法可以有效地提高平均速度与飞行时间的预测精度。

② 最优方位角的迭代计算方法

在获取了导弹飞行速度与导弹飞行时间的关系后,可以迭代求解导弹的最优方位角。在 ΔTMH 中,假设导弹的平均飞行时间为 t_{msl} 时,各个边的计算如式(3-6)所示。

$$\begin{cases} \mathbf{TH} = \mathbf{V}_T \cdot t_{msl} \\ |\mathbf{MH}| = V_{PJ}(t_{msl}) \cdot t_{msl} \\ \mathbf{MT} = \mathbf{L}_0^1 \cdot R \end{cases} \quad (3-6)$$

式中, \mathbf{L}_0^1 为水平跟踪线矢量的单位矢量, R 为此时的水平攻击距离。设 \mathbf{dH} 为高度差矢量,所以在考虑高度差时,闭合曲线矢量方程为:

$$\mathbf{MT} + \mathbf{dH} = \mathbf{MH} - \mathbf{TH} \quad (3-7)$$

由于导弹的平均飞行速度大于飞机的飞行速度,所以 \mathbf{MH} 长度大于 \mathbf{TH} 长度, ΔTMH 的计算是唯一确定的,因此解算(3-7)式可以获取不同飞行时间对应的初始水平攻击距离,以这一初始距离带入弹道可以计算当前时刻的发射角度。北-天-东坐标系下,导弹初始飞行高度为 8 km , 初始飞行速度为 400 m/s , 目标飞行高度为 9 km , 初始飞行速度矢量为 $[350 \ 0 \ -100] \text{ m/s}$ 时根据式(3-5)中的计算方法,在导弹平均速度为 645.5 m/s , 导弹的飞行时间为 72.0 s 时,仿真结果如图 3-4 所示。

计算最优发射角度弹道图

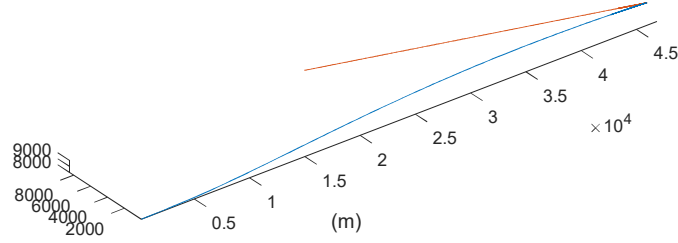


图 3-4 计算最优发射角度示意图

图 3-4 中，导弹基本以直线方式接近并命中目标，计算结果为导弹的飞行速度为 643.0 m/s ，导弹的飞行时间为 73.0 s ，其相对预测值十分接近，因此本文中提出的导弹速度与飞行时间预估方法是有效的；获取导弹的飞行轨迹角度即可作为导弹的初始发射角度，由于导弹采用不同的初始发射角度时，命中目标的角度与速度不同，导弹飞行时间越短则末端接近速度越大，导弹越容易满足命中条件。所以根据式 (3-1) 判断此时刻的命中情况，并根据命中情况缩短导弹飞行时间的迭代区间，在区间长度小于一定值时即认为获取了导弹发射的最优方位角 θ_{opt} 。

3.3.2.2 导弹最优发射俯仰角计算方法

在获取了最优发射角度 θ_{opt} 与最大初始水平发射长度 R 后，由于标准大气密度随高度下降，将导弹射向高处有可能减小导弹飞行过程中所受阻力从而增大导弹的初始发射长度。设计算出的导弹最优发射角度转至地理坐标系下对应的角度记为 φ_{opt} ，在引入抛射角 θ 后，导弹初始发射速度矢量 V_{M_θ} 为：

$$V_{M_\theta} = [V_M \cos(\theta) \cos(\varphi_{opt}) \quad V_M \sin(\theta) \quad -V_M \cos(\theta) \sin(\varphi_{opt})] \quad (3-8)$$

最优抛射角 θ 的搜索范围为 $[0, \pi/4]$ ，搜索间隔为 5° 。为了加快迭代搜索速度，以不引入抛射角时的攻击区 MT 为初始迭代区间中心，计算不同抛射角 θ 时导弹的攻击区，获取最大值作为此时的最大动力射程攻击区 R_{aero} ，并同时输出此时的最优发射方位角与俯仰角。根据分析，由于标准大气的密度随高度单调下降，导弹的最大动力射程攻击区随导弹的抛射角最多出现一个峰值，所以在抛射角搜索过程中，计算结果出现峰值则可以认为获取了最大动力射程攻击区。

在计算过程中对最优发射方位角与最优发射俯仰角是分别计算的，所以获取的最优发射方位角与最优发射俯仰角并不是全局意义下的最优发射角度，距全局最优值有一定偏差。考虑到 R_{aero} 的指示意义，以及引入抛射角对可攻击的影响远小于方位角带来的影响，可以认为解耦计算选取最优值的计算方法带来的偏差是满足精度需求的。

3.3.3 最大动力射程攻击区仿真分析

采用以上方法，计算了载机初始发射速度为 400m/s，高度为 10km，导弹的初始发射方向指向目标，目标速度为 350m/s，高度为 9km 时，目标速度方位角为 0° 到 360° 水平飞行时 R_{aero} 攻击区曲线与导弹的发射最优方位角与俯仰角，如图 3-5 所示。

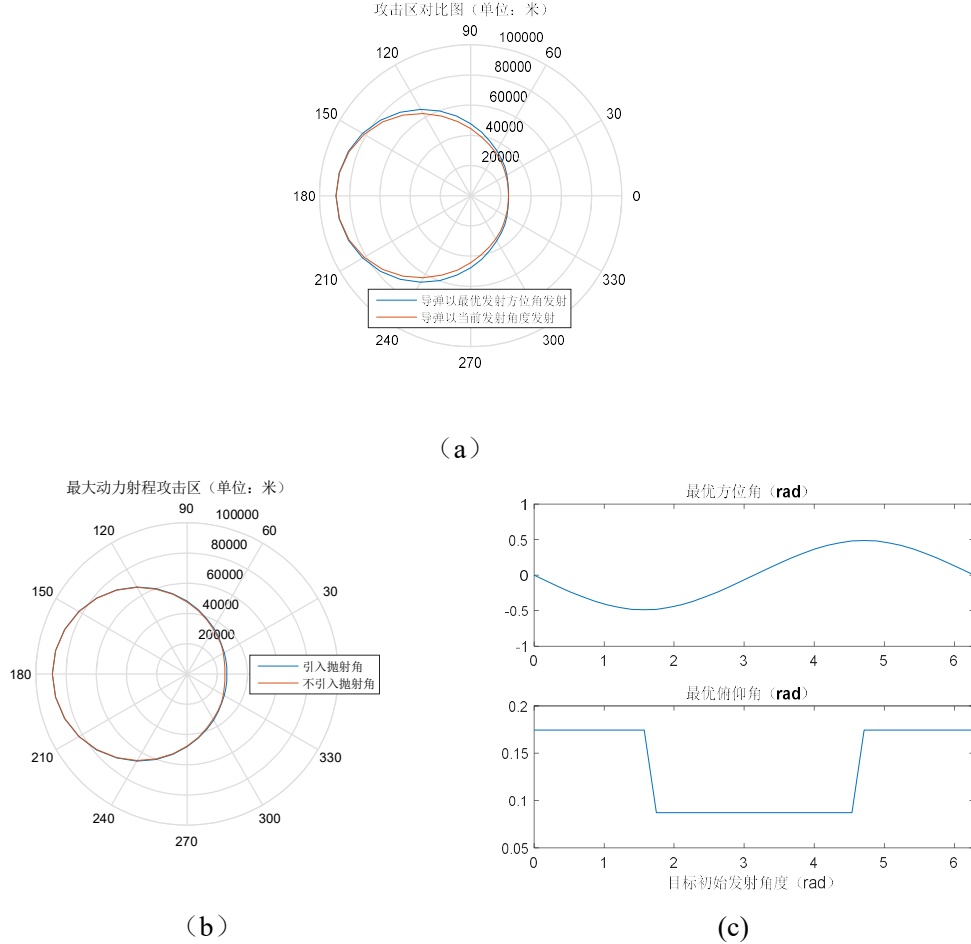


图 3-5 最大动力射程攻击区示意图

分析图 3-5 仿真结果可以发现，载机调整最优方位角，使导弹初始发射方向基本指向前置命中点，可以使导弹的可攻击区范围增大，由于在导弹与目标迎头和尾追状态下，导弹基本满足最优发射方位角条件，所以攻击区在 0° 和 180° 左右变化不明显；在引入最优发射方位角后同时引入抛射角，可以不同程度地增大发射区距离。在图 3-5 初始条件下，由于载机本身发射高度高于目标，在引入抛射角后导弹飞行弹道有一定增长，摩擦力做功减小效果不明显，所以引入抛射角后攻击区变化较小，最优发射俯仰角在 5° 到 10° 区间。其他初始发射条件不变，载机初始发射高度为 7km 时， R_{aero} 攻击区曲线与导弹的发射最优方位角与俯仰角，如图 3-6 所示。

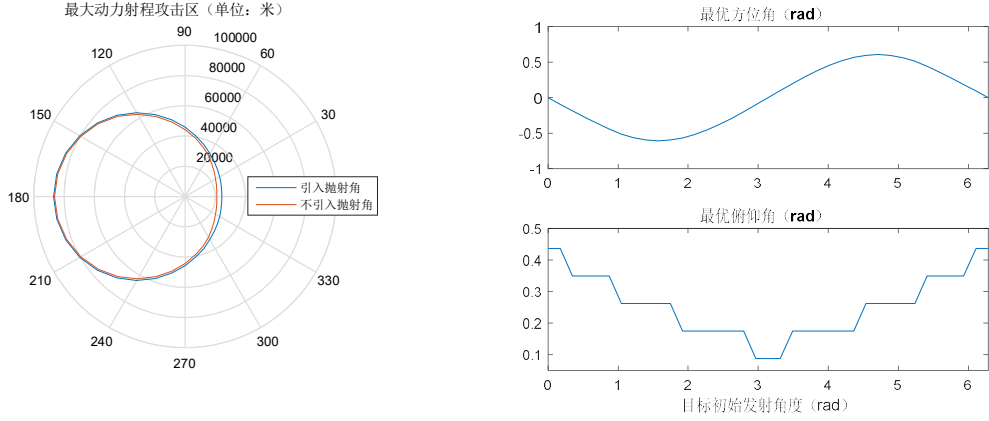


图 3-6 最大动力射程攻击区示意图

对比图 3-5 与图 3-6 仿真结果可以发现, 在载机高度低于目标时, 在引入抛射角时, 载机可攻击范围扩大较为明显, 其原因为: 在导弹初始发射位置低于目标时, 采取抛射的方式可以在基本不影响弹道长度的情况下有效提高导弹的平均飞行高度, 减小平均飞行阻力, 所以在图 3-6 中最优抛射角随目标的初始发射方向在 5° 到 25° 范围内变化, 在引入抛射角后导弹初始可打击范围可以提升 $1\sim 2\text{km}$ 。综合仿真结果, 引入初始方位角和抛射角可以有效提升导弹的可攻击距离, 对飞行员的导弹可攻击范围获取有重要的提示意义。

3.4 导弹优化动力射程攻击区计算方法

3.4.1 优化动力射程攻击区定义

优化动力射程攻击区攻击区的定义与导弹最大动力射程攻击区类似, 其定义为载机以最优的攻击角度发射导弹可以命中目标的初始发射距离。导弹最优攻击区的定义与导弹最大动力射程攻击区都需要考虑导弹发射时的最优发射俯仰角与最优发射方位角, 他们间的主要区别是导弹优化动力射程攻击区截获概率有更高的需求, 因此优化动力射程攻击区一般作为导弹实际通过调整发射角度后可以命中的初始距离。

优化动力射程攻击区是导弹最大动力射程攻击区内的第一条线, 具有重要的指示意义, 并且提示飞行员最优的发射角度, 其符号为 R_{opt} ^[21]。计算 R_{opt} 攻击区的截止条件数学表达式为式 (3-9)。

$$\begin{cases} V_{M_t} \geq V_{M_0} \\ V_{app} \geq V_d \\ t_m \leq t_{msl} \\ tap \geq tap_{opt} \end{cases} \quad (3-9)$$

3.4.2 优化动力射程攻击区计算方法

优化动力射程攻击区的计算方法与最大动力射程攻击区的计算方法类似, 不同之处主要为在导弹弹道迭代过程中需要考虑截获概率对命中条件带来的影响。根据 2.4 节中

的分析, 弹载雷达开机时的弹道长度是影响截获概率的主要因素。根据 2.4 节中对截获概率仿真记过的分析, 导弹在飞行 30km 时开机, 截获概率可以满足大于 90%。所以在计算优化动力射程攻击区中最优发射方位角的迭代过程中, 导弹飞行时间区间左值需要保证满足截获概率条件。导弹飞行 30km 情况下, 估计的导弹飞行时间 t_{\min}^1 的计算方法为:

$$(V_w + a_v(t_{\min}^1 - t_w)) \cdot t_{\min}^1 = 30000 \quad (3-10)$$

式中, V_w 与 t_w 为尾追情况可以命中目标时的导弹最小平均飞行速度与飞行时间, a_v 为根据式 (3-4) 中计算的速度梯度。解算式 3-10 可以获取导弹飞行 30km 时导弹的飞行时间。因此区间左值 t_{\min} 的计算方法为保证动力射程时最小飞行时间 t_w 与保证截获概率时导弹飞行时间 t_{\min}^1 中的较小值, 即:

$$t_{\min} = \min(t_{\min}^1, t_w) \quad (3-11)$$

在获取了导弹飞行时间迭代区间后, 可以采用 3.3.2.2~3 中的计算方法可以计算导弹的最优发射角角。

3.4.3 优化动力射程攻击区仿真分析

采用以上方法, 计算了载机初始发射速度为 400m/s, 高度为 8km, 目标在载机正前方向, 目标速度为 350m/s, 高度为 9km 时, 目标速度方位角为 0° 到 360° 水平飞行时 R_{opt} 攻击区曲线与导弹的发射最优方位角与俯仰角, 如图 3-7 所示。

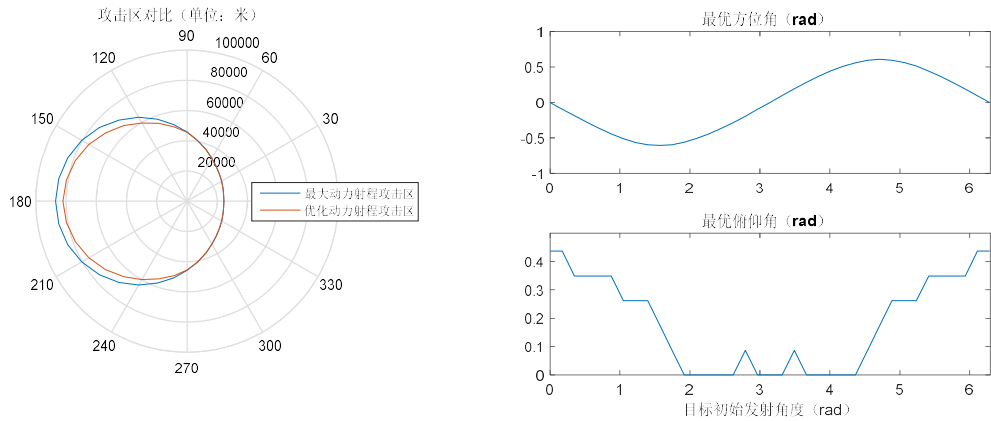


图 3-7 优化动力射程攻击区示意图

通过分析可以发现在导弹采用尾追方式攻击敌方时, 由于导弹弹载雷达开机时导弹运行距离较近, 积累误差较小, 导弹可以保持对目标的正确截获, 此时对攻击区长度的限制条件主要为导弹的末端接近速度, 导弹最优攻击区与最大动力射程攻击区长度相同, 在引入抛射角后可以提升攻击区范围; 导弹与目标迎头方式飞行时, 弹载雷达开机时导弹飞行距离较长, 由于 R_{opt} 考虑了截获概率, 迎头态势下 R_{opt} 相对相同态势下 R_{aero} 通常有较大缩短。同时在迎头条件下因为导弹截获概率作为主要的限制条件, 引入抛射角会增大导弹弹道长度因此影响截获概率, 所以在迎头条件下最优抛射角较小 (在 0° 到 5° 范围内)。

3.5 导弹概率命中发射区计算方法

3.5.1 概率命中发射区定义

导弹概率命中发射区的定义为载机以当前状态发射导弹能命中目标的初始距离。导弹概率发射区与前两条攻击区最大的不同在于导弹概率命中发射区计算时不需要飞机调整角度，如果目标在载机的导弹概率发射区内，即认为载机以当前状态在当前时刻发射导弹可以命中目标飞机。

从导弹概率命中发射区以内到导弹最小攻击区在平显上用实线表示，表示飞机当前实际可以攻击到的区域。导弹概率命中发射区的符号为 R_{pi} ^[21]。计算 R_{pi} 攻击区的截至条件数学表达式为式 (3-12)：

$$\begin{cases} V_{M_t} \geq V_{M_0} \\ V_{app} \geq V_d \\ t_m \leq t_{msl} \\ tap \geq tap_{pi} \end{cases} \quad (3-12)$$

3.5.2 概率命中发射区计算方法

3.5.2.1 目标机动方式假设

由于概率命中发射区表示导弹可以实际命中目标的范围，对飞行员导弹发射决策有十分重要的参考意义。在传统攻击区计算中，导弹的攻击区计算过程中只在不可逃逸区计算时考虑目标的逃逸机动。考虑中远程空空导弹的弹道过程，在导弹中制导过程中弹载雷达处于关闭状态，目标无法通过机载传感器获取导弹的信息，此时可以考虑目标保持匀速飞行状态，不对导弹进行规避；在导弹末制导过程中，由于导弹自身雷达开启，目标飞机雷达告警接收机可以获取来袭导弹的位置并通过机动对导弹进行规避。

急转是飞机典型的末端机动方式，在导弹即将命中目标时，导弹与目标的距离较短，此时目标采用急转机动可以较大程度上增加弹目连线的方位角，并且调整导弹与目标接近的角度，增大导弹的飞行路程。导弹受制导律的限制，末端需用过载快速增大，有可能使导弹自身无法满足过载需求而失效；同时，由于飞机调整了自身角度，增大了导弹的飞行路程，导弹的接近速度减小，导弹可能由于不满足命中截止条件而判定没有命中。根据分析，飞机的末端急转典型机动对导弹的正确命中主要有以下三个方面的影响。

情况①：北-天-东坐标系下，导弹初始发射位置为 $[0 \ 9 \ 0]km$ ，初始发射速度为 $[400 \ 0 \ 0]m/s$ ；目标的初始发射位置为 $[70 \ 9 \ 0]km$ ，目标速度为 $[-268 \ 0 \ 225]m/s$ 时导弹与目标相对运动和导弹侧向过载随时间变化情况如图 3-8 所示。

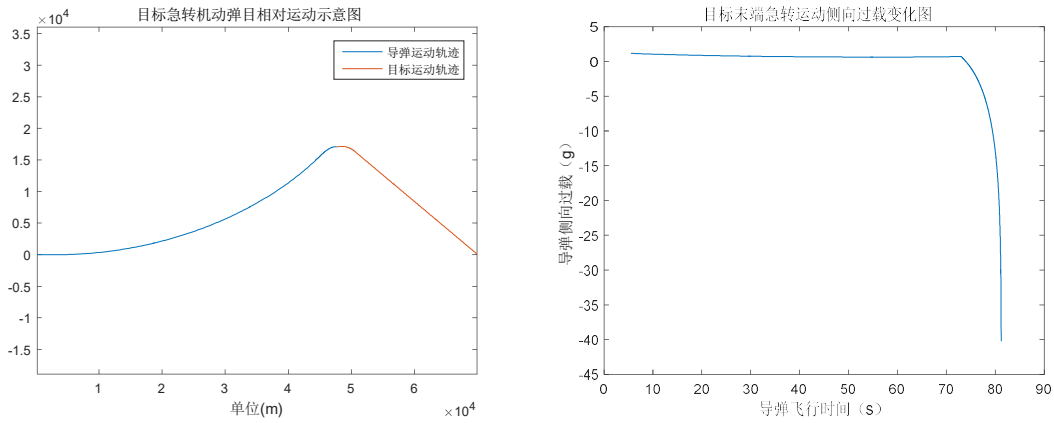


图 3-8 飞机末端急转机动与侧向过载变化示意图

在情况①中,图 3-8 中导弹与目标初始条件下,在目标末端采用急转机动时(从 75.0s 时刻开始),导弹的侧向过载急剧增大,并在 81.7s 时刻达到了 40.20g,已经超过导弹的最大过载限制(本文中设为 40g),导弹会因为无法提供转弯动力并且自身设备无法承受过载而导致导弹失效。

情况②:北-天-东坐标系下,导弹初始发射位置为 $[10 \ 9 \ 0]km$,初始发射速度为 $[225 \ 0 \ -100]m/s$;目标的初始发射位置为 $[80 \ 9 \ 0]km$,目标速度为 $[-300 \ 0 \ 0]m/s$ 时目标采用匀速急转运动时导弹与目标末端接近速度变化如图 3-9 所示。

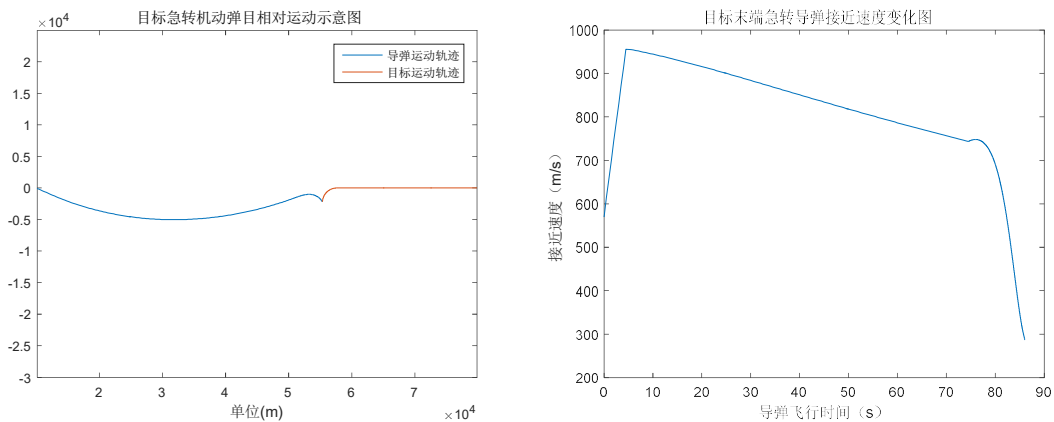


图 3-9 飞机末端急转机动与接近速度示意图

在情况②中,目标末端急转情况下,导弹自身可以提供其需用过载,完成导弹的转弯。在计算命中时刻导弹与目标的接近速度时,在目标急转后(76s 时刻),由于导弹的转弯,导弹对目标的接近成一定角度,接近速度急剧减小。当导弹对目标的接近速度过小时,导弹的战斗部有可能无法对目标造成有效毁伤。

情况③:北-天-东坐标系下,导弹初始发射位置为 $[10 \ 9 \ 0]km$,初始发射速度为 $[300 \ 0 \ 100]m/s$;目标的初始发射位置为 $[35 \ 9 \ 0]km$,目标速度为 $[310 \ 0 \ 0]m/s$ 时目标采用匀速急转运动与匀速运动运动时的弹道图与导弹与目标末端接近速度变化如图 3-10 所示。

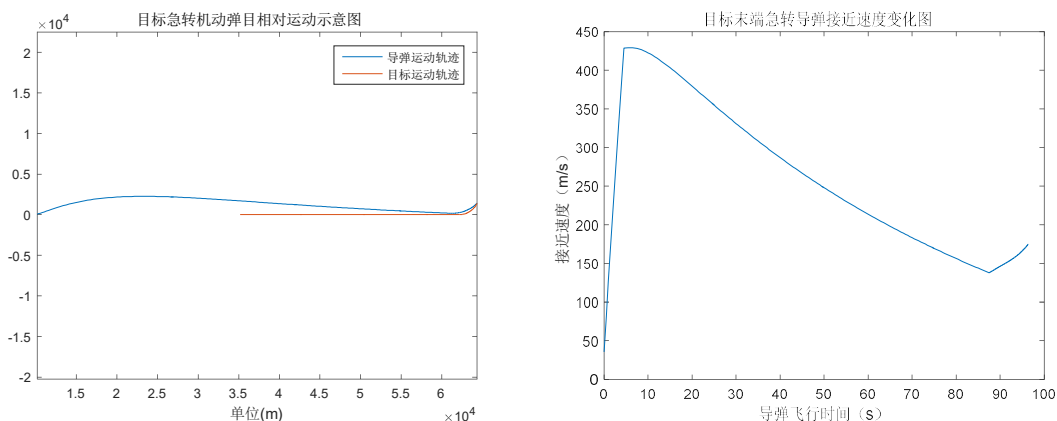


图 3-10 飞机末端急转机动与侧向过载变化示意图

在情况③下，导弹以尾追方式追击目标，导弹自身过载也满足需求。此时，目标末端的急转运动使导弹会在侧面方向命中目标，导致导弹的接近速度增加使得导弹对目标有更好的毁伤效果。

根据以上三种情况的分析，目标的末端急转运动在双方迎头接近的情况下可以增大导弹的需用过载并且减小接近速度从而达到规避导弹的目的，因此导弹需要载机基础上更大的接近速度接近目标，减少目标末端机动对导弹正确命中带来的影响，这对导弹的初始发射距离提出了更高的要求；在导弹尾追目标的情况下，目标急转对规避导弹没有明显效果，由于导弹尾追目标时需要导弹具有很高的速度，目标的急转机动有可能因为改变了接近角度而使导弹对目标有更大的毁伤效果。

3.5.2.2 概率命中发射区迭代计算方法

导弹概率命中发射区不需要搜索最优发射方位角与俯仰角，采用 3.2 节给出的一般方法即可对概率命中发射区 R_{pi} 进行求解。根据 3.5.2.1 节的分析，采用急转是规避迎头来袭导弹的有效方式，但是其在规避尾追目标时效果较差甚至有负面作用。由于导弹与目标在命中时刻的相对状态难以根据初始发射状态进行准确描述，为了确保 R_{pi} 攻击区计算的有效性与保险性，计算 R_{pi} 的方法为：采用 3.2 节中给出的快速模拟方法，在目标匀速运动和采用末端急转机动的情况下同时计算弹道，取计算结果的较小值作为当前初始发射状态下的 R_{pi} 攻击区边界。

3.5.3 概率命中发射区仿真分析

采用以上方法，本节中计算了载机初始发射速度为 400m/s，高度为 8km，目标在载机正前方向，目标速度为 350m/s，高度为 9km 时，目标速度方位角为 0°到 360°水平飞行时 R_{pi} 攻击区曲线，并且对比了没有引入截获概率和不同目标机动假设情况下的攻击区。

3.5.3.1 传统最远攻击区边界计算方法

在三线攻击区中目标以发射时的初始状态匀速机动，导弹可以命中目标的初始范围边界为导弹的最远攻击区，它作为飞机当前状态下可以命中目标的远边界。传统

的攻击区远边界计算方法中，在截止条件中没有考虑截获概率与目标的机动情况，以本节中的初始信息，计算的最远攻击区边界如图 3-11 所示。

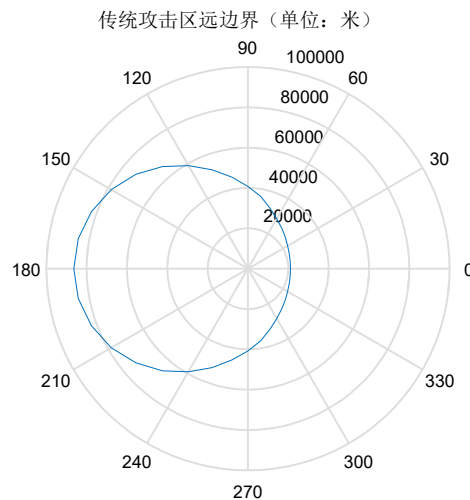


图 3-11 传统攻击区远边界

3.5.3.2 引入接获概率后的攻击区变化

在相同的导弹初始发射条件下，考虑截获概率后导弹的可攻击区范围边界如图 3-12 所示。

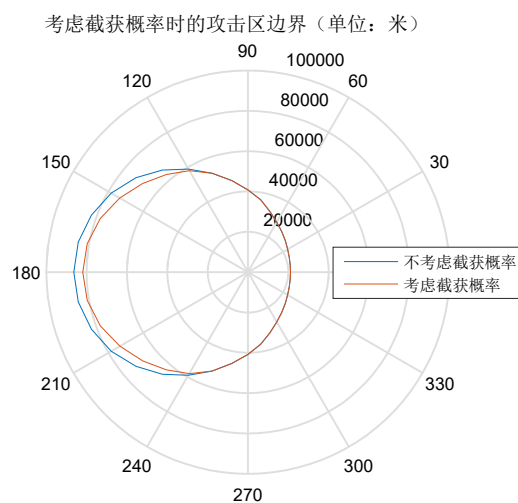


图 3-12 考虑截获概率时概率命中发射区对比图

通过对比分析，可以发现在迎头攻击态势下，由于在弹载雷达开机时，导弹飞行时间较长，积累误差较大，截获概率有可能无法满足需求，所以攻击区长度有一定程度缩小；在尾追攻击态势下，由于要满足接近速度要求，攻击区本身相对较短，并且因为尾追态势下接近速度较小，双方距离满足导弹雷达开机条件时导弹飞行距离较短，积累误差较小，容易满足截获概率要求。通过对比仿真可以证明，在攻击区计算中引入截获概率是有必要的。

3.5.3.3 考虑目标的不同机动情况

在本节中给出的初始状态下,在不考虑截获概率,考虑目标的末端急转运动时, R_{pi} 仿真结果如图 3-13 所示。通过对比分析,在引入末端急转时,在尾追态势时攻击区边界有一定增长;同时,在迎头状态下攻击区计算结果有一定范围内的缩小;在一些弹目接近角度下,如图中 120° 到 150° 目标初始飞行角度下,目标末端机动对导弹的规避效果较好,所以这一角度范围内攻击区边界有一定缩小,其与 3.5.2 节中的分析结果一致。

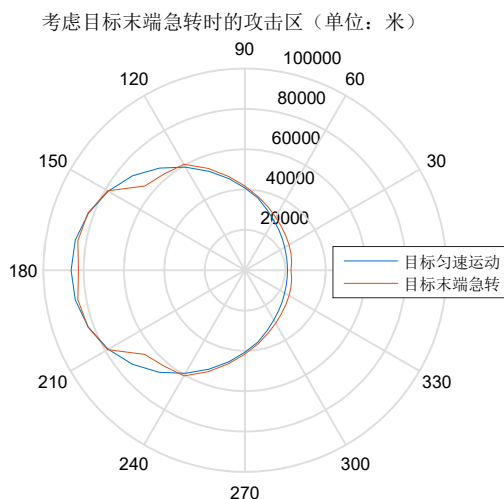


图 3-13 考虑目标末端机动时概率命中发射区对比图

在综合考虑目标的机动、以及截获概率后,当前初始情况下,导弹的概率命中发射区取不同限制条件下的最小值,即可认为在当前发射范围发射导弹,目标在保持发射时状态飞行,并在命中末端可以采用典型机动规避导弹时,导弹雷达可以正确截获目标,并对目标进行有效毁伤。考虑截获概率与末端目标机动时,概率命中发射区如图 3-14 所示。

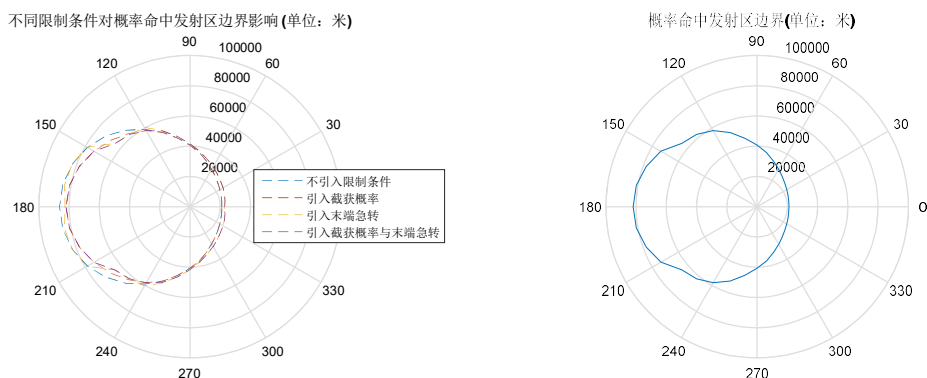


图 3-14 概率命中发射区

图 3-14 中左侧图为各个限制条件对攻击区的影响,取各个约束下最小值则获取了当前情况下的概率命中发射区,如 3-14 右图所示。可以发现,将多个截止条件考虑在内的概率命中发射区边界均一定程度上小于引入单一条件或不引入条件时的发射区边界,

因此在本文中提出的截止条件下, 飞行员可以获取质量更高的攻击区边界, 其对导弹的发射时机的正确选择有重要意义。

3.6 导弹不可逃逸区计算方法

3.6.1 不可逃逸区定义

导弹的不可逃逸区的定义为导弹发射后理论上一定会命中目标的初始距离。计算导弹不可逃逸区时, 假设在导弹发射时刻目标飞机即开始不同的逃逸机动, 如果导弹仍能以一定的效能命中目标, 那么认为载机与目标的初始距离处于载机导弹的不可逃逸区内。导弹的不可逃逸区的符号为 R_{tr} [21]。计算不可逃逸区时, 导弹命中目标的条件是命中时刻满足式 (3-13) 条件:

$$\begin{cases} V_{M_t} \geq V_{M_0} \\ V_{app} \geq V_d \\ t_m \leq t_{msl} \\ tap \geq tap_{tr} \end{cases} \quad (3-13)$$

3.6.2 不可逃逸区计算方法

3.6.2.1 目标逃逸假设

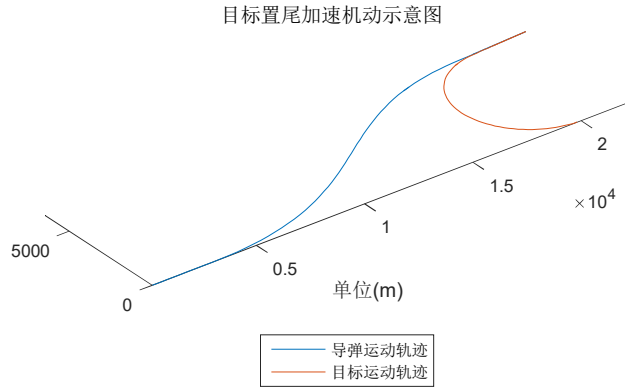


图 3-15 目标置尾机动与导弹弹道图

计算导弹不可逃逸区时, 需要对目标的逃逸机动进行假设。典型的目标逃逸机动有置尾加速、匀速圆周运动、固定角度偏置、以及导弹命中目标前急转等等。根据导弹不可逃逸区的计算经验, 计算我方导弹不可逃逸区边界时, 目标在导弹发射时刻置尾逃跑可以最大程度上增大导弹的飞行距离以及减小导弹相对飞机的接近速度, 是最有效的规避导弹方法。在本文中, 计算不可逃逸区时的目标逃逸假设为导弹发射时刻, 目标即刻相对导弹不掉高置尾转弯逃逸, 在转弯完成后即刻加速至飞机的最高速度 V_{\max} , 并以此速度匀速直线飞行。在实际空战过程中, 目标在导弹发射时刻与中制导过程中并不能通

过机载传感器实时获取导弹的位置与速度矢量,假设目标机可以获取导弹的速度矢量并沿导弹速度矢量方向加速逃逸是当前逃逸机动假设下目标的最优机动方法,在这种计算模型下获取的不可逃逸区质量较高。典型的置尾机动导弹与目标机相对位置关系如图 3-5 所示。

3.6.2.2 不可逃逸区计算方法

不可逃逸区的计算方法与其他攻击区计算方法类似,采用快速模拟法,通过多次计算目标采取置尾加速机动时的导弹弹道与迭代获取导弹的最小攻击区长度。在计算导弹概率命中发射区过程中,考虑了目标末端机动对攻击区带来的影响,在计算不可逃逸区时,由于目标的机动逃逸假设为目标在导弹发射时刻置尾加速逃跑,所以导弹在末端以尾追方式接近目标,此时不需要考虑目标末端机动对不可逃逸区边界计算结果的影响。

3.6.3 不可逃逸区仿真分析

图 3-6 中绘制了载机高度为 8 千米,目标高度为 9 千米,载机初始发射速度为 400m/s,目标初始逃逸速度为 300m/s,飞机逃逸时加速到的最高速度为 420m/s 时,导弹初始速度与初始目标线分别成 0° , 与 30° 的不可逃逸区边界曲线。

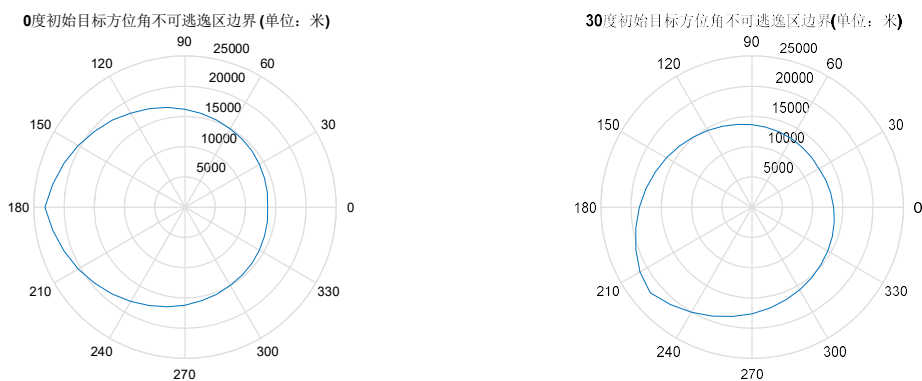


图 3-16 不同初始发射方位角下不可逃逸区图

通过对比可以发现,不可逃逸区长度与相同条件下概率命中发射区边界距离有较大差距。同时,由于考虑目标在导弹发射时刻即刻进行置尾机动规避,所以不同初始发射角度与目标飞行角度下,不可逃逸区边界长度变化不大。

3.7 导弹最小攻击区计算方法

3.7.1 最小攻击区定义

导弹的最小(最近攻击区)为导弹可以命中的目标的最近初始距离,是战斗机平显上导弹攻击范围最小的提示距离。限制导弹最小攻击区的因素为导弹的解锁时间与飞机距命中点的安全距离。导弹的最小攻击区的符号为 R_{\min} [21], 解算最小攻击区时的截止条件如式(3-14)所示。

$$\begin{cases} R > R_s \\ t_m > t_{unlock} \end{cases} \quad (3-14)$$

在计算导弹最小攻击区时，导弹从脱离飞机至命中目标大约飞行 10s，导弹存能较大，此时不需要考虑导弹截止速度与导弹最低接近速度的影响。同时，在最小攻击区发射导弹时，双方距离通常处于导弹自身雷达的作用范围内，导弹可以在自身雷达开机正确截获目标后发射导弹，所以也不需要考虑导弹的截获概率情况。在实际的空战过程中，在初始发射距离比较近的情况下，导弹可能需要较高的转弯过载或者爬高过载才可以在较短的距离内接近并且命中目标，所以在式（3-14）的基础上，增加导弹的过载与俯仰角限制，如式（3-15）所示。

$$\begin{cases} |\theta_M| > \pi/4 \\ n \leq n_{\max} \end{cases} \quad (3-15)$$

式中， θ_M 为导弹的俯仰角，在导弹的俯仰角过大时（超过 45° 或者低于 -45° ），根据导弹升力产生的原理，导弹有可能无法提供自身升力；在对导弹俯仰角约束的同时，对导弹的过载 n 也存在一定限制。

3.7.2 最小攻击区计算方法

最小攻击区的计算方法与其他攻击区计算方法类似，采用快速模拟法解算弹道，并且根据（3-14）式中的截止条件判断导弹的命中情况，在命中时迭代区间向内侧迭代，未命中时迭代区间向外侧迭代。在进行弹道解算时，同时计算导弹对式（3-15）的满足情况，如果导弹状态不满足（3-15）式约束条件，则当前的情况下导弹无法对目标进行正确命中，此时攻击区向外侧迭代。根据命中情况缩小迭代区间，在区间长度满足一定精度时则获取了导弹的最小攻击区边界值。

3.7.3 最小攻击区仿真分析

图 3-17 中仿真了载机与目标均在 9000 米高度下，载机初始发射速度为 350m/s，目标飞行速度为 300m/s，导弹指向目标发射时的最小攻击区曲线。

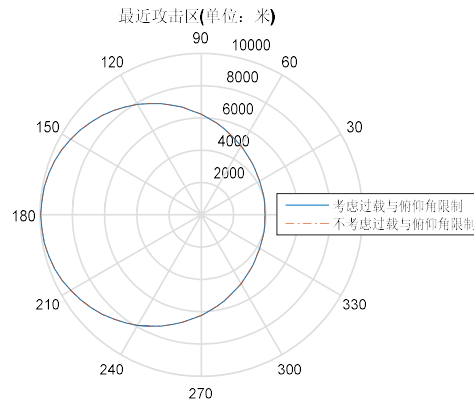


图 3-17 相同高度下导弹最近攻击区图

在图 3-17 中仿真结果表明, 导弹与目标在相同高度时, 引入对过载与俯仰角的限制对导弹的最近攻击区影响较小。对最近攻击区起主要限制条件的因素为导弹的解锁时间。在图 3-18 中, 仿真了载机在 9000 米高度, 目标在 12000 米高度时, 载机初始发射速度为 350m/s, 目标飞行速度为 300m/s, 导弹指向目标发射时的最小攻击区曲线。

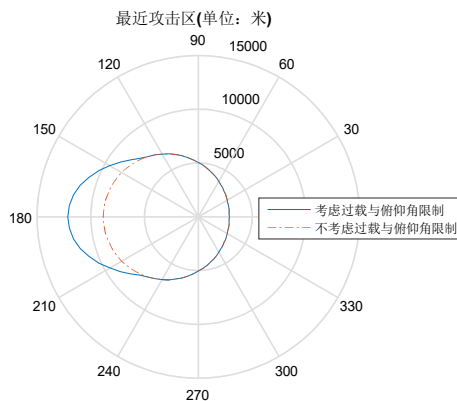


图 3-18 不同高度下导弹最近攻击区图

在图 3-8 中, 在导弹对目标处于迎头攻击态势时, 由于目标初始位置较高、导弹与目标接近速度较快, 导弹根据导引律会采取较高仰角飞行, 容易超过导弹的最大俯仰角限制, 所以导弹实际可攻击最小范围有一定扩大; 在导弹与目标处于尾追接近的情况下, 由于接近速度较小, 导弹与目标连线俯仰角变化较慢, 所以导弹调整俯仰角较为缓慢, 不容易出现超过俯仰角限制的情况, 所以此时是否考虑俯仰角与过载限制对最近攻击区影响较小。由于目标在接近最近攻击区时, 载机与目标相距较近, 所以高度差对目标线俯仰角的影响较大。导弹的最小攻击区到不可逃逸区边界之间是导弹发射的最优距离区间, 所以在计算最近攻击区时, 考虑过载与导弹俯仰角的限制对飞行员导弹发射时机的正确选择具有十分重要的意义。

3.8 典型导弹动态发射区的区别与联系分析

在 3.3 节到 3.7 节中, 给出了五条典型导弹动态发射区的边界的定义与计算方法。在导弹与目标初始高度与速度相同的情况下, 本节中计算了目标飞行角度为 $[0 \ 2\pi]$ 时五条典型动态发射区的曲线。计算的初始条件如下: 北-天-东坐标系下, 导弹的初始发射速度为 350m/s, 目标水平飞行且飞行速度为 350m/s, 导弹初始发射高度为 8000m, 目标初始高度为 9000m, 导弹指向目标发射。计算出的五条导弹动态发射区边界如图 3-19 所示。

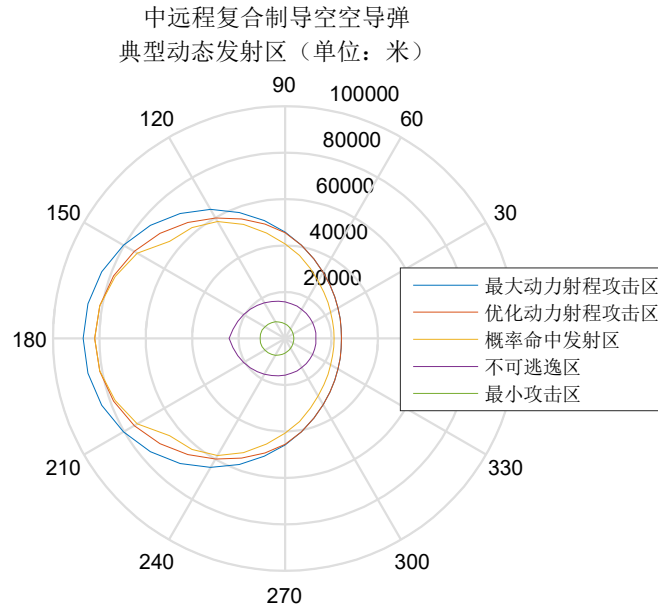


图 3-19 导弹动态发射区示意图

图 3-19 中，仿真了目标不同初始速度方向时五条典型攻击区边界曲线。可以发现，在图 3-19 图中初始条件下，五条典型攻击区在尾追状态下（图中-90° 到 90° 范围内）变化较小，在迎头状态下（图中 90° 到 270 度范围内）不同动态发射区边界有较大差别。根据仿真结果与动态发射区限制条件分析，不同动态发射区的间的区别与联系总结如下：

①最大动力射程攻击区与优化动力射程攻击区间的主要区别为对导弹自身雷达的截获概率要求，在弹道长度较小的情况下，两条动态发射区边界非常接近。

②优化动力射程攻击区与概率命中攻击区的区别为，优化动力射程攻击区中要求载机以最优的发射角度发射导弹，并且没有考虑目标末端机动情况。所以优化动力射程攻击区边界几乎在所有发射角度大于概率命中发射区。

③导弹概率命中发射区与导弹不可逃逸区之间的区别为，导弹不可逃逸中认为目标在导弹发射时刻即刻置尾加速机动逃逸。所以导弹在初始以尾追状态攻击目标时，导弹概率命中发射区接近导弹不可逃逸区；在迎头攻击目标时，导弹概率命中发射区与导弹不可逃逸区差别较大。

由于目前的空战形式主要为超视距空战，交战双方在初始状态下多处于迎头状态接近，使用多线攻击区提示方法时，飞行员可以获取更为详细的导弹攻击信息，并获取飞机最优发射角度信息，这些信息对飞行员做出战术决策和机动决策都有十分重要的意义。

3.9 典型导弹动态发射区的平显显示模式

本节中，根据前文给出的五条典型攻击区计算方法，计算了典型场景下各条动态发射区边界，并将它们在北-天-东坐标系下，坐标原点取在载机所在

位置的在海平面投影。仿真采用的初始条件为：

载机位置：[0 10000 0] m ，速度为[400 0 0] m/s ；

目标位置：[40000 11000 20000] m ，速度为[-300 0 150] m/s 。

计算出的五条攻击区长度、双方距离和接近速度如表 3-1 所示。

表 3-1 不同攻击区数值

攻击区	R_{aero}	R_{opt}	R_{pi}	R_{tr}	R_{min}	双方距离	接近速度
数值	69.86km	57.90km	55.30km	16.30km	10.54km	44.7km	693m/s

根据攻击区与距离和接近速度数值，在当前时刻的攻击区平显提示画面图如图 3-20 所示。

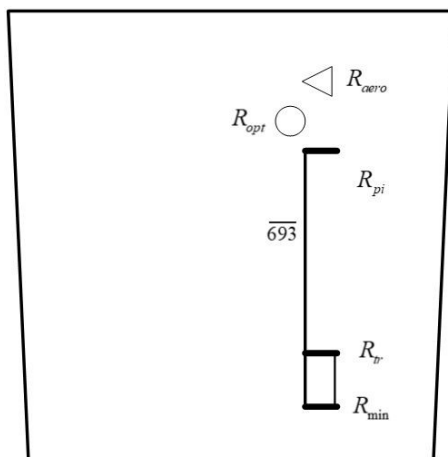


图 3-20 典型动态发射区平面显示画面

图中，由于目标已经进入了载机的导弹攻击区，所以在平显上显示了目标处于的位置以及各条攻击区曲线的相对位置。图中目标位置处于攻击区的位置用横线标出，目标位置下显示了当前的接近速度。

3.10 本章小结

本章中给出了不同导弹动态发射区的定义与计算方法，并与传统的导弹攻击区模型进行了对比，验证了本章中建立的典型动态发射区的优越性。首先，介绍了导弹攻击区计算的快速模拟方法。以该计算方法为基础，基于多种典型攻击区定义以及截止条件，给出了最大动力射程攻击区、优化动力射程攻击区、概率命中发射区、不可逃逸区和最小攻击区的计算方法。在计算各个攻击区的过程中，对比仿真了文中所提出模型相对传统模型在攻击区计算结果的不同之处。最后，在相同初始态势下，对比仿真了各动态发射区的边界，分析了不同动态发射区边界的联系与区别，并仿真相应的平显显示画面。

4 面向多机空战的协同攻击区计算方法研究

4.1 引言

随着战场信息的网络化与信息共享程度提高,作战飞机编队可以通过各类数据链实时获取高精度的友方与目标信息,这为目标的协同探测和导弹的协同发射提供了技术支持^[11]。在本章中,首先给出了与载机制导和脱离相关的战术实施距离与计算方法。然后,给出了单机空战中以载机为中心的攻击区计算方法,并基于单机攻击区的仿真结果与相应的战术实施距离分析了单一飞机探测发射与制导导弹作战方式的局限性。随后,基于对单一飞机发射制导导弹作战方式的不足,给出双机协同导弹制导作战方式的发射制导约束条件以及双机间的编队方式。最后,根据文中提出的方法,对比仿真了典型编队方式下导弹协同攻击区,并根据文中提出的战术实施距离给出了典型场景下的双机编队配合制导方法。

4.2 载机制导与脱离过程典型战术实施距离定义与计算方法

空战中的战术实施距离为空战中飞机实施某些战术成功情况或空战中典型事件触发时双方距离的量化表示。在载机制导与脱离过程中,主要使用的战术实施距离有提示载机安全脱离距离的最小中断距离(MAR)、最小安全外转距离和提示载机制导结束距目标距离的A极距离(A-Pole)。最小中断距离、最小安全外转距离和A极距离的定义和计算方法将在本节中讨论。

4.2.1 最小中断距离

4.2.1.1 最小中断距离定义

飞机最小中断距离的定义为在敌方飞机在当前相对态势下发射导弹,我方飞机中断机动可以躲避导弹动力射程的最小初始距离^[21]。最小中断距离是飞机实施战术以及机动决策的重要提示信息,如果飞机保持在敌方的最小中短距离外,那么可以认为飞机相对安全;如果可以确定敌方未对我方飞机进行探测和有效跟踪,或者可以确定敌方飞机未发射导弹,那么可以认为我方飞机在最小中断距离外可以通过中断后加速远离的机动方式完全规避敌方导弹。最小中断距离在飞行员手册中的符号为MAR(minimum abort range)^[21],计算MAR首先应该获取敌方飞机的携带武器情况以及武器的大致性能。飞机可以规避导弹的判断条件为:

$$\begin{cases} V_{M_t} < V_{M_0} \\ V_{acc} < V_d \\ t_m > t_{msl} \end{cases} \quad (4-1)$$

式中表达的含义从上至下的含义为:来袭导弹命中时截止速度(V_{M_t})小于维持其可操

纵性与升力的速度 V_{M_0} ；来袭导弹命中时接近速度 V_{app} 小于其可对飞机正确毁伤的最小接近速度 V_d ；来袭导弹飞行时间 t_m 大于导弹弹上电源工作时间 t_{msl} ；如果满足了以上条件之一，则可以认为飞机已经成功规避了导弹。由于我方飞机是否能被敌方导弹正确截获难以建模计算，为了保证 MAR 计算的可靠性，在规避导弹的判断条件中不含截获概率条件。

4.2.1.2 最小中断距离计算方法

可以发现，最小中断距离的计算方法与导弹的不可逃逸区计算方法有很多相似之处。它们之间不同点一为最小中断距离计算的是被攻击目标视角，导弹不可逃逸区是载机发射导弹视角；不同点二为逃逸机动中转弯过程飞机运动学模型不同。采用急转方式时，飞机的转弯效率较低，转弯角速度较小，但是飞机存能较高，加速至最高速度所需时间较小；采用中断方式时，飞机转弯半径与转弯时间均较小，低空中导弹摩擦力较大，消耗导弹动能较快，但是飞机加速至最高速度耗时较长。目标中断机动轨迹如图 4-1 所示。

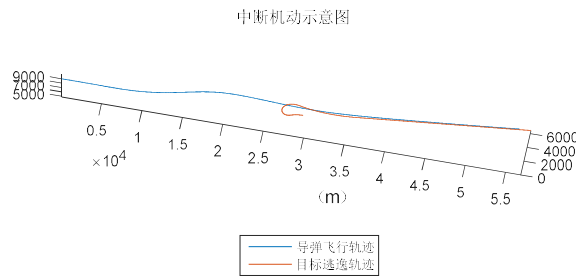


图 4-1 中断机动示意图

最小中断距离的意义为攻击区机在此距离范围外发射导弹，目标机可以通过机动规避导弹的动力射程。目标逃逸机动中，水平匀速转弯与中断机动是转弯方式的两种极端情况：水平匀速转弯的转弯时间最长，不损失机械能；中断机动转弯时间较短，但是在机动过程中损失机械能。在计算不可逃逸区时，目标采用的逃逸机动为水平匀速转弯机动，计算最小中断距离时需要计算敌方视角的不可逃逸区并且搜索我方飞机中断机动可以躲避敌方导弹的点，对比它们的值取较大值作为最小中断距离。假设已知了敌方飞机携带空空导弹的性能，那么敌方飞机相对我方飞机的不可逃逸区可以根据 3.6 节中方法计算。最小中断距离计算方法采用快速模拟法，初始的迭代算法区间为当前状态下敌对我的不可逃逸区 R_{r0} ，将 R_{r0} 带入弹道进行弹道计算，根据截止条件外扩或者缩短区间。本文中，仿真了载机高度为 9000 米，目标高度为 8000 米，载机初始发射速度为 350m/s，目标逃逸速度为 300m/s，导弹初始速度与初始目标线分别成 0° 与 30° 时目标采用急转方式转弯与中断方式转弯时的攻击区曲线，它们对比后较长的部分作为当前情况下的最小中断距离。

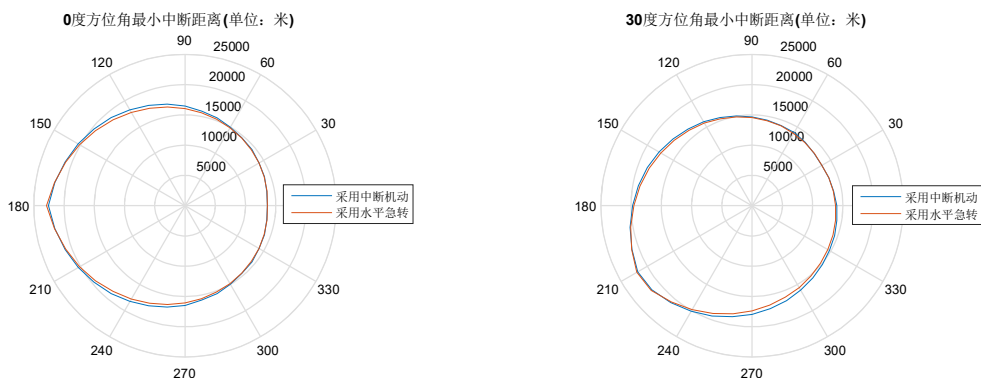


图 4-2 最小中断距离示意图

通过仿真对比可以发现,在攻击机与目标呈尾追状态时,由于目标机转弯角度较小,采用不同的机动方式对攻击区边界影响较小。在需要转弯角度较大时,采用中断机动时可以获得更大的最小中断距离。在攻击区与目标呈对头飞行状态时,由于转弯时间较长,飞机采用中断方式机动会损失较多速度,导致导弹更容易命中,此时采用急转机动可以获得更大的最小中断距离。

4.2.2 A 极距离

4.2.2.1 A 极的定义

A 极与 F 极为导弹制导过程中平显上提示的载机与目标间距离,它们在导弹设计过程以及载机射后机动选择上均有较大的参考意义。A 极 (A-Pole) 的定义为导弹弹载雷达开机时载机与目标的距离,到达 A 极时,载机可以结束对目标的探测与导弹的制导;F 极 (F-Pole) 的定义为导弹命中目标时载机与命中点的距离^[21],如图 4-3 所示。

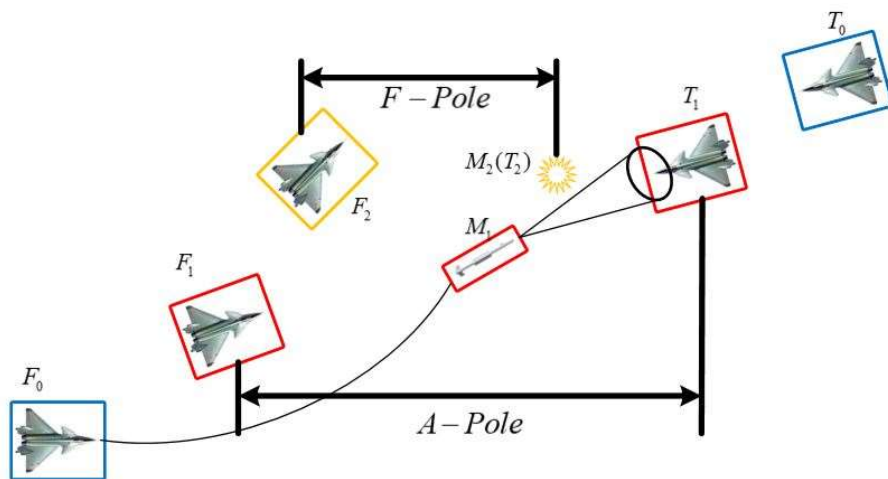


图 4-3 A 极与 F 极距离示意图

图中, F_0 与 T_0 分别为发射导弹时刻载机与目标的位置; F_1 、 M_1 与 T_1 分别为弹载雷达开机时载机、导弹与目标的位置; F_2 、 M_2 与 T_2 分别为导弹命中目标时载机、导弹与目标的位置。在复合制导空空导弹的发射命中过程中, A 极距离为十分重要的战术机动考虑指标,其代表了载机在中制导过程中受敌方威胁情况。在双方战斗机处于迎头态势

时,如果其中一方飞机发射了导弹,那么此飞机需要在保持对导弹正确制导条件下采取机动增大 A 极距离,以降低飞机受目标威胁。对于先进的符合制导空空导弹,均存在中制导与末制导过程,在末制导过程中载机可以脱离,所以主要考虑载机制导过程中 A 极距离。

4.2.2.2 A 极计算方法

A 极距离在载机发射导弹后开始计算,具体的计算方法为假设过程中载机与目标均保持当前状态匀速直线运动,并根据目标的运动状态进行弹道计算,在导弹的弹载雷达开机时载机与目标的距离则为当前状态下的 A 极距离。随着载机与目标运动状态的变化,A 极的计算结果时实时计算并且实时更新的。

4.2.3 最小安全外转距离

4.2.3.1 最小安全外转距离

在实际空战过程中,机载传感器无法获取敌方导弹的发射信息。对于中远距空战的攻击方式与导弹使用方法,飞机的雷达告警接收机(RWR, Radar Warning Receiver)告警被敌方锁定后,敌方则可能发射了导弹。飞行员通常根据双方的作战意图、敌方飞机性能以及挂载导弹性能的预测信息判断敌方是否发射了导弹。基于敌方发射导弹的不可预测性,本文中设计了最小安全外转距离。其定义为,飞机在此距离外采取转出机动,可以规避目标飞机已经发射与还未发射的导弹,从而可以确保飞机相对已知目标在导弹动力射程上的绝对安全。

计算最小安全外转距离需要已知以下信息:1.敌方飞机实时的位置与速度信息 2.敌方飞机挂载武器的信息。在假定敌方飞机发射导弹的型号相同的情况下,通常发射较早的导弹对我方飞机距离较近同时威胁也较大。但是由于敌方飞机在接近我方飞机过程中采取的加速、爬高以及发射前的占位调整可能使导弹有更高的初始效能,加上之前发射的导弹有可能由于我方的相应机动而失效。所以,为了保证我方飞机可以在动力上规避所有发射与未发射的导弹,应该假设在空战过程中,从我方飞机进入敌方攻击区后,敌方每隔一定时间发射一枚导弹,如果我方飞机可以规避时间序列内所有导弹,即可认为我方飞机完全处于敌方导弹的打击范围之外。

4.2.3.2 最小安全外转距离计算方法

最小安全外转距离的计算方法如下:

- ①根据目标的位置、速度和挂载导弹信息对敌方攻击区进行解算;
- ②在我方飞机进入敌方飞机的攻击区后,假设目标在一定时间间隔 t_d 时间发射一枚导弹;
- ③采用快速模拟法计算飞机相对每枚假设的空中导弹的最小外转距离,在其中取最小值作为载机的最小安全外转距离。

4.3 载机可攻击范围计算方法

4.3.1 单机空战作战方式与空战攻击流程分析

单一作战飞机完成对目标打击的流程为：首先，飞机在卫星或者预警机的引导下驶入作战区域；在驶入作战区域后，载机开启自身机载雷达并根据预警机或其他信息来源提供的目标大致位置搜索目标，并且准确探测目标；在获取目标位置后，飞行员操纵飞机，使目标进入载机的攻击区内，并在适当的时刻发射导弹；发射导弹后，载机仍需要不断照射目标，并向导弹提供修正信息，引导导弹飞向目标直至导弹自身弹载雷达开机；导弹自身雷达开机并正确锁定目标后，载机即可脱离，导弹对目标的杀伤性能与导弹的存能、导弹机动性能与目标的逃逸方式有关。基于对以上流程的分析，载机发射导弹并命中目标过程中对载机的操纵可以分为两个阶段：第一阶段为飞行员操纵载机使得载机与目标的相对位置满足导弹的发射条件并在满足条件时发射导弹，这一阶段可以称为攻击引导阶段；第二阶段为导弹发射后，载机保持对目标的探测并且向导弹发送修正信息直至中制导结束，导弹自身雷达开机，这一阶段可以称为制导阶段。其中在攻击引导阶段导弹的发射条件为：①已知目标的状态信息（速度、位置）②已知导弹的攻击区信息。在制导阶段，载机可以正确对导弹制导的条件为：①可以实时获取目标位置②能够向导弹传输修正信息。其中，各个约束条件的计算模型与方法将在下文中讨论。

4.3.2 载机中心攻击区计算方法

在第三章中重点讨论了不同定义与不同约束条件下攻击区的计算方法，并绘制了目标不同飞行方向时的攻击区长度，称为以目标为中心的攻击区。在计算以目标为中心的攻击区时，需要已知目标的方位角。以载机为中心的攻击区相对以目标为中心的攻击区在迭代距离的同时迭代飞机的可攻击机角度，所以载机中心攻击区以载机附近平面的方式表示，并且在迭代中不需要引入当前目标的方位角。两种攻击区示意如图 4-4 所示，左图为以目标为中心的攻击区，它在已知目标的速度矢量与方位角的基础上作为实战中的提示信息显示在平显上，飞行员可以获取载机当前处于的攻击区位置；右图为以载机为中心的攻击区，它由远边界、近边界与侧向边界构成，以载机为中心的攻击区多用于离线分析载机的打击能力与打击范围。

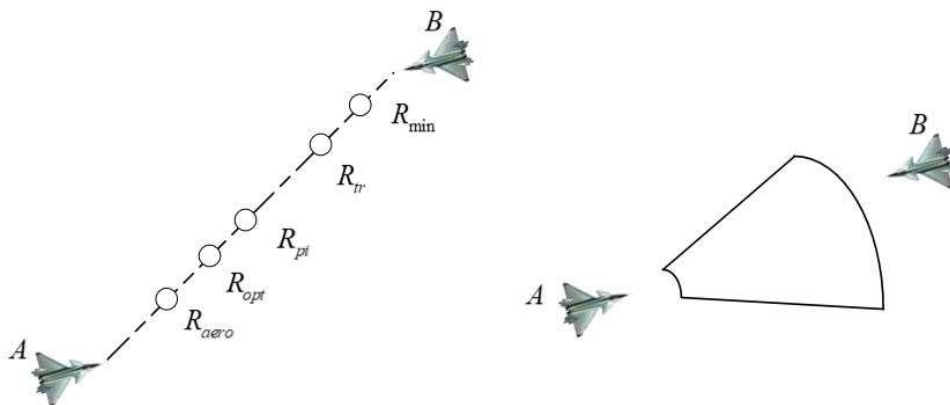


图 4-4 目标中心与载机中心攻击区对比示意图

在不考虑制导限制条件，以攻击机为中心描述时，攻击区由远边界、近边界与侧向边界围成。攻击区的远边界主要由导弹的动力性能确定；攻击区的近边界主要由导弹的解锁时间与安全距离以及过载限制确定；在中远距空空导弹发射过程中，不考虑导弹的离轴性能，攻击区的侧边界主要由导弹的侧向可用过载以及导弹的动力性能确定。以载机为中心的攻击区计算流程如下：

- ①获取载机的位置速度信息与目标当前的速度信息与高度信息。
- ②确定迭代的角度的定义与计算范围。
- ③以当前的跟踪线方位角采用快速模拟法计算当前情况下的攻击区范围。
- ④更新选取的跟踪线方位角，重复步骤③，直至计算了角度范围内所有跟踪线方位角，则获取了载机视角下的攻击区范围。整个流程图如图 4-5 所示。

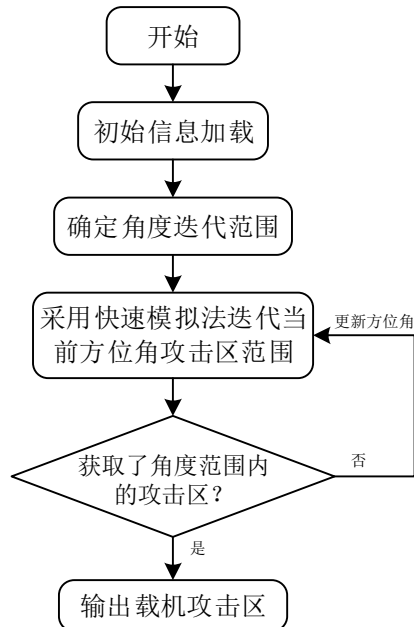


图 4-5 载机视角攻击区计算流程

在本文中，计算了北-天-东坐标系下，载机位置为 $[20 \ 8 \ 0]km$ ，速度为 $[400 \ 0 \ 0]m/s$ ；目标位置为 $[90 \ 9 \ 0]km$ ，速度为 $[-300 \ 0 \ 0]m/s$ 与 $[-300 \ 0 \ 100]m/s$ 初始方位角迭代范围为 $[-60^\circ \ 60^\circ]$ 时以载机为中心的攻击区，如图 4-6 所示。

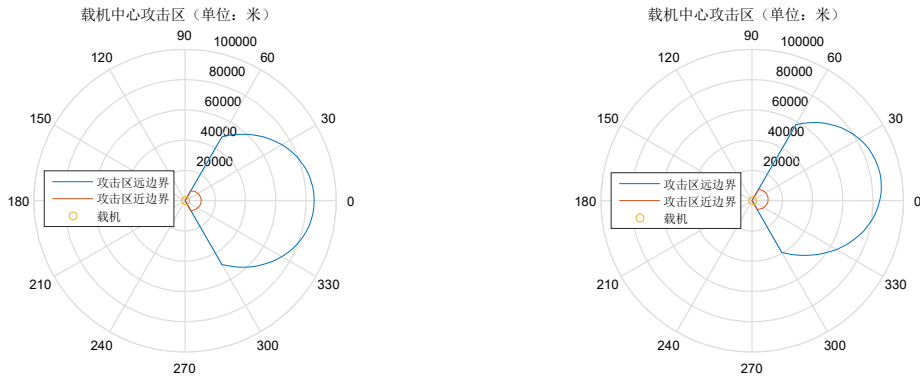


图 4-6 载机视角攻击区示意图

图中蓝线范围为攻击区的远边界、红线范围为攻击区近边界，攻击区远边界与近边界之间的范围之间区域为当前状态下导弹的可攻击区域；左图中，目标的速度矢量与载机的速度矢量相反，所以可攻击范围在载机的两侧呈对称分布；右图中，目标的速度与正南方向成一定角度，并相对跟踪线左侧飞行，所以攻击区范围在载机右侧较左侧范围有一定扩大。通过分析以载机中心攻击区中可以获取目标处于攻击区的长度范围值与角度范围值，因此可以更加全面地判断目标处于载机可攻击范围中的位置。

4.3.3 导弹的制导限制条件建模

根据 4.3.1 节中的分析，目标进入载机攻击区范围内后就满足了导弹正确发射条件。如果导弹能够正确命中目标，还需要可以对目标进行正确制导。导弹可以正确制导并且命中目标的条件主要受以下三点条件约束：①导弹自身性能约束：包括导弹的自身动力系统、导弹的可操纵性、弹上电源工作时间以及导弹自身雷达探测性能约束。在计算攻击区时已经将导弹自身性能各个约束条件考虑在内，目标进入了导弹的发射区之内即可认为条件①已经可以满足；②目标探测约束：导弹发射前的引导过程中以及中制导过程中需要载机争取获取目标的位置，进行发射前引导或者对导弹发出正确的制导指令。③导弹制导约束：在导弹制导过程中，载机需要同时获取目标信息并且将目标信息通过数据链传输至导弹。基于以上条件约束，建立如下的约束条件数学模型：

①导弹自身性能约束

导弹自身性能约束主要决定导弹在不同态势下的有效射程。导弹在命中目标时仍能保持对目标杀伤的条件为整个过程中耗时小于导弹弹上电源工作时间、导弹自身雷达开机时可以对目标正确截获、命中目标时导弹仍保持较高的可操控性（速度大于一定值）并且有较大的毁伤动量（接近速度大于一定值）。根据 3-4 节中的导弹概率发射区的约束条件与定义，目标在 R_{pi} 范围内，即可认为已经基本满足条件①。

②目标探测约束

在导弹发射前载机引导过程中以及在导弹中制导过程中，目标机需要处于载机的探测范围内，可以正确探测时，需要满足式（4-2）所示条件：

$$\begin{cases} D < D_{\max} \\ \theta < \theta_{\max} \\ \varphi < \varphi_{\max} \end{cases} \quad (4-2)$$

式中， D 为当前状态下我方飞机与敌方飞机间距离， θ 与 φ 分别为跟踪线与载机机轴的俯仰角与方位角， D_{\max} 为载机雷达最大探测范围， θ_{\max} 与 φ_{\max} 分别为载机雷达的最大探测俯仰角与方位角。

③导弹制导条件约束

导弹发射后被载机捕获到导弹自身雷打开机时主动制导的过程为导弹的中制导过程。在中制导过程中，载机需要不断对目标进行探测并且将制导信号发送至导弹，导弹根据载机传输的制导信号不断调整自身速度指向目标。对导弹的制导需要导弹实时获取载机发送的修正信息，导弹需要在载机雷达探测范围内，同时载机修正信息的发送方向要处于导弹天线接收范围内。其相对位置关系需要满足图 4-7 所示关系，即导弹在飞机可探测锥面范围内，飞机在导弹尾部天线可接受信号范围。

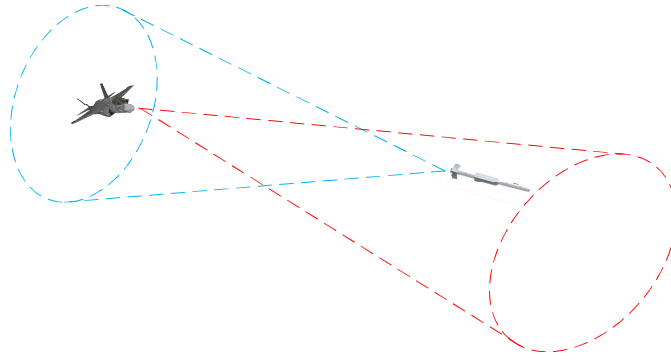


图 4-7 制导信息正确传输条件示意

载机可以正确发射修正指令的限制条件如式（4-3）所示：

$$\begin{cases} D < D_{\max} \\ \theta < \theta_{\max} \\ \varphi < \varphi_{\max} \end{cases} \quad (4-3)$$

式中， D 为载机与目标间距离， θ 与 φ 分别为导弹相对飞机视线的俯仰角与方位角。可以正确发射修正指令的限制条件为，飞机与导弹间距离小于指令传输的最大距离(D_{\max})、并且导弹处于飞机雷达最大框架角($\pm\theta_{\max}, \pm\varphi_{\max}$)内。导弹天线可以正确接收修正指令的条件如式（4-4）所示：

$$\begin{cases} \theta < \theta_{\max} \\ \varphi < \varphi_{\max} \end{cases} \quad (4-4)$$

式中， θ 与 φ 分别为导弹与目标连线与导弹天线接收中心的俯仰角与方位角，如果忽略导弹飞行过程中的攻角与侧滑角，则导弹天线接收中心方向则可以认为是导弹当前速度的反方向。导弹可以正确接收制导指令的限制条件为制导信息信号处于导弹尾部天线接

收范围($\pm\theta_{\max}, \pm\phi_{\max}$)内。

4.3.4 约束条件下单机空战攻击区仿真

根据式(4-2~4)中给出的导弹制导约束条件,导弹的实际可攻击范围会在动力可攻击范围基础上有一定减少。计算载机是否对目标的正确探测与导弹时候正确制导需要给出载机、导弹装备传感器相干参数以及对导弹制导过程中的目标、载机以及导弹的运动方式进行假设。设机载雷达的可探测方位角范围为 $\pm 60^\circ$,俯仰角为 $\pm 30^\circ$;导弹尾部接收天线中心与弹轴为同一方向,可接收方位角范围为 $\pm 75^\circ$,俯仰角为 $\pm 30^\circ$;由于机载雷达的探测范围远大于导弹可以打击范围,所以在制导过程中认为载机与目标、载机与导弹间的距离小于机载雷达可探测最大距离。假设目标以当前速度矢量进行匀速直线运动、导弹在发射后以比例导引法飞向敌方飞机,载机在发射导弹后进行射后机动。典型的发射后机动主要有匀速运动、减速运动、匀速偏置与减速偏置四种。偏置机动的目的为在保证保持对敌方目标正确探测的基础上,尽量减小双方的接近速度,同时脱离敌方可攻击范围。

4.3.4.1 载机导弹动力可攻击区

本节中仿真了载机的位置为北-天-东坐标系下,载机位置为 $[20 \ 9 \ 0]km$,速度为 $[350 \ 0 \ 0]m/s$,目标高度为 $9km$,速度为 $[-300 \ 0 \ 0]m/s$ 时载机挂载导弹的动力可攻击区,如图4-8所示。

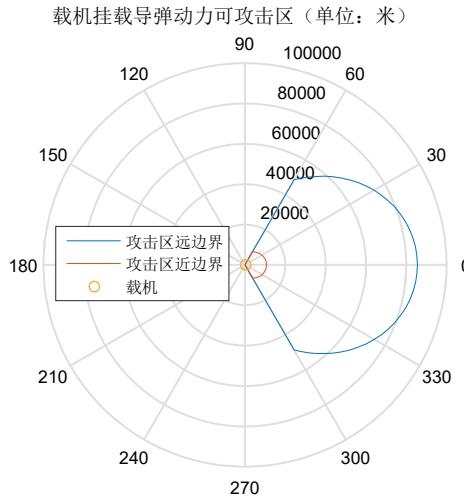


图 4-8 载机的动力可攻击区

可以发现,假设载机雷达探测范围为 $\pm 60^\circ$,如果只考虑导弹的动力可攻击区,载机挂载的导弹攻击区可以覆盖载机可以探测范围。

4.3.4.2 载机固定航路直线运动攻击区仿真

攻击机由于航路与任务的限制,有可能需要在固定航路上飞行。本节中仿真了载机的位置为北-天-东坐标系下,载机位置为 $[20 \ 0.9 \ 0]km$,速度为 $[350 \ 0 \ 0]m/s$;目标

高度为 0.9km ，速度为 $[-300 \ 0 \ 0]\text{m/s}$ ，载机采用匀速直线运动方式与减速直线运动时载机攻击区。

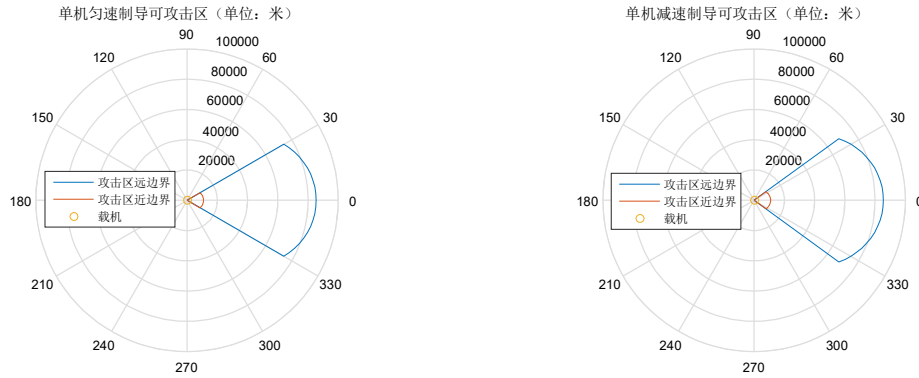


图 4-9 载机匀速直线运动与减速直线运动攻击区示意

左图和右图分别为载机在发射后采用匀速直线运动与减速直线运动方式时载机的可攻击区范围。可以发现，两个视角下的攻击区相对载机视角攻击区（4-5 图）可攻击区域的角度范围内有较大范围缩小，同时由于导弹自身动力性能限制，导弹在中心区域可攻击区域范围相同。在相对方位角较大的情况下，由于载机与目标速度矢量方向相反，所以载机初始发射速度矢量相对前置命中点有较大偏差，导弹由于制导律的限制飞行轨迹有较大转弯，导弹载机无法对目标进行正确制导。在相对方位角较小的情况下，由于载机与目标总体上处于迎头态势，双方距离接近较快，目标方位角与载机雷达扫描中心角度随时间增大较快，并有可能出现某一时刻目标脱离载机雷达探测范围情况，所以载机采用匀速直线运动机动方式时，初始的可攻击范围只有 $\pm 30^\circ$ 左右。通过对载机采用不同机动方式攻击区的对比，可以发现载机采用减速机动方式时的攻击区较大，其原因为采用减速机动时载机与目标机距离缩小较慢，所以双方距离较长，在雷达可探测角度范围一定的情况时可探测的实际空间范围有一定扩大，初始的可攻击范围有 $\pm 36^\circ$ 。

4.3.4.2 载机指向目标发射攻击区仿真

在中远距空战背景下，由于双方距离较远，载机自身航向角小范围内调整耗时较短并且对整体的目标方位角影响较小。假设目标匀速运动，载机采取转入机动将速度矢量转向目标后发射导弹，在发射导弹后载机采取匀速直线运动制导导弹。本文中仿真了载机的位置为北-天-东坐标系下，载机位置为 $[20 \ 0.9 \ 0]\text{km}$ ，速度为 300m/s ，速度矢量在水平方向指向目标，并在制导过程中匀减速直线运动；目标高度为 0.9km ，速度为 $[-300 \ 0 \ 0]\text{m/s}$ 和 $[-300 \ 0 \ 100]\text{m/s}$ 时，载机以目标线为初始发射方向的导弹可攻击范围，如图 4-10 所示。

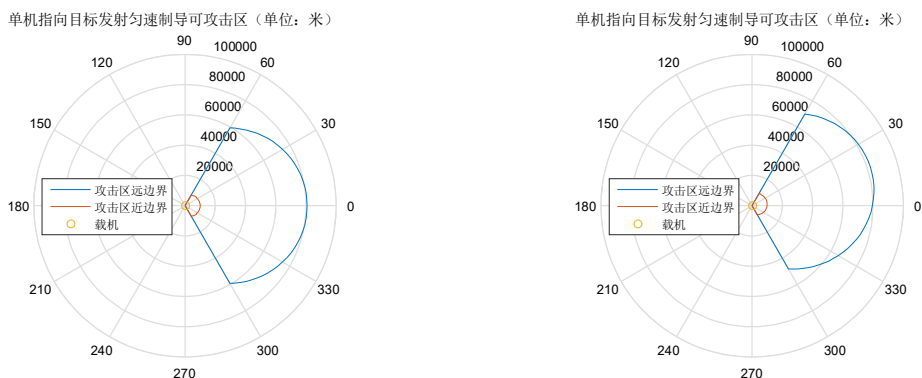


图 4-10 载机匀速转入机动方式攻击区

通过图 4-10 可以发现，载机采用转入机动时可以获得初始可探测范围值($\pm 60^\circ$)内的全部攻击区，正对目标方向发射导弹并保持当前飞行方向制导不仅动力可攻击区有一定扩大，并且可以较好地完成对目标的探测并且正确地给出修正指令。

4.3.4.3 载机偏置机动攻击区仿真

偏置机动是典型的导弹发射后载机机动方式。载机偏置机动的目的为，在发射导弹后载机转弯使载机偏离跟踪线一定角度，减小载机与目标机间的接近速度，使载机处于相对安全的位置并且在中制导结束后可以快速沿偏置方向转向并脱离敌方飞机可攻击范围。典型的偏置飞行轨迹如图 4-11 所示。图中，蓝色线、红色线与绿色线分别表示导弹飞行轨迹、载机飞行轨迹与目标机的飞行轨迹，相同的标号代表同一时刻载机、目标与导弹的位置。

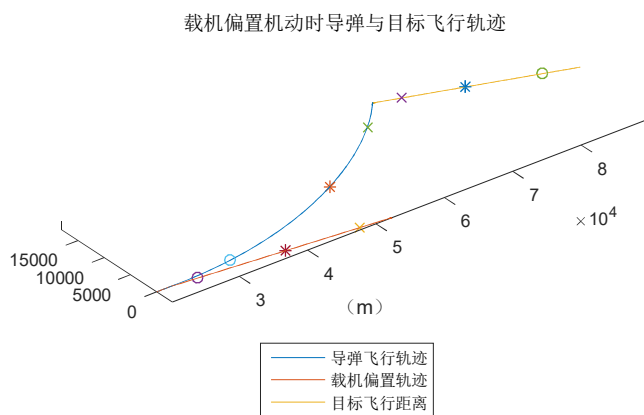


图 4-11 偏置机动导弹载机目标飞行轨迹

图中，在载机发射导弹后十秒内，导弹保持发射时刻状态飞行。这一时间段内为导弹的初制导过程，导弹在此过程完成点火加速、稳定姿态并被载机捕获。在载机捕获导弹后，载机开始进行偏置机动，载机使用雷达旁瓣扫描敌机，并不断给导弹下达修正指令，引导导弹飞行并且命中敌机。偏置机动过程中指令量为偏置方向与偏置角度。通常

情况下, 载机的偏置方向为目标速度矢量相对跟踪线方向的另一侧方向, 其目的为躲避敌方飞机的探测范围与可打击范围; 偏置角度的定义为偏离原来航向的角度。实际空战过程中, 飞行员在发射导弹后制导导弹过程中可以获取目标在载机雷达框架角的位置, 所以飞行员可以控制飞机的速度矢量并将目标保持在一定相对方位角 φ_c , 如图 4-12 所示。

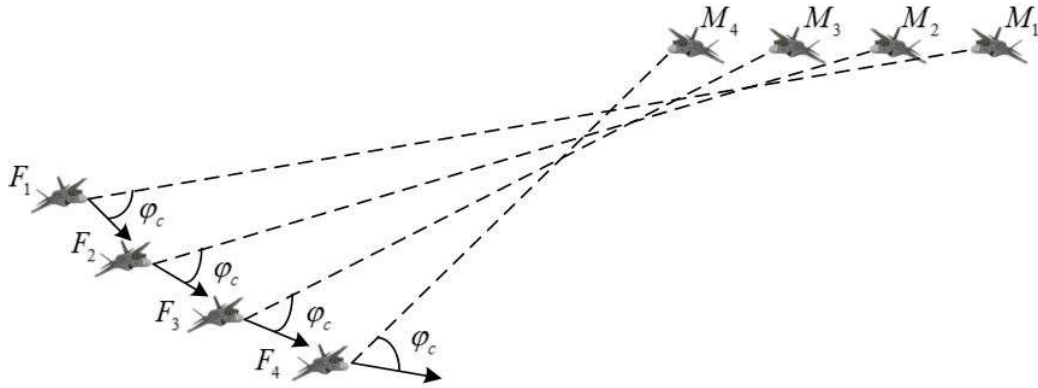
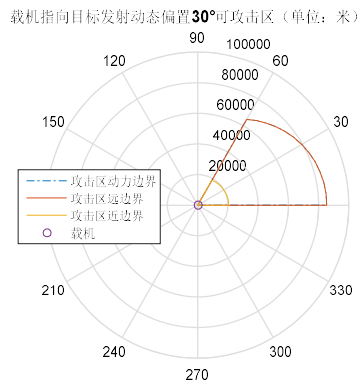


图 4-12 载机动态偏置角度示意图

图中, M 为目标位置, F 为载机位置, 相同角标位置代表同一时刻的位置。在目标不断接近目标的过程中, 载机不断调整速度方向, 使速度方向与跟踪线方位角保持为 φ_c 角度。载机保持动态偏置角目的为保持对目标稳定探测的同时尽量减小双方的接近速度, 确保载机在制导过程中的安全。在相同初始条件下, 仿真了载机指向目标发射导弹时, 动态偏置不同角度时的攻击区。



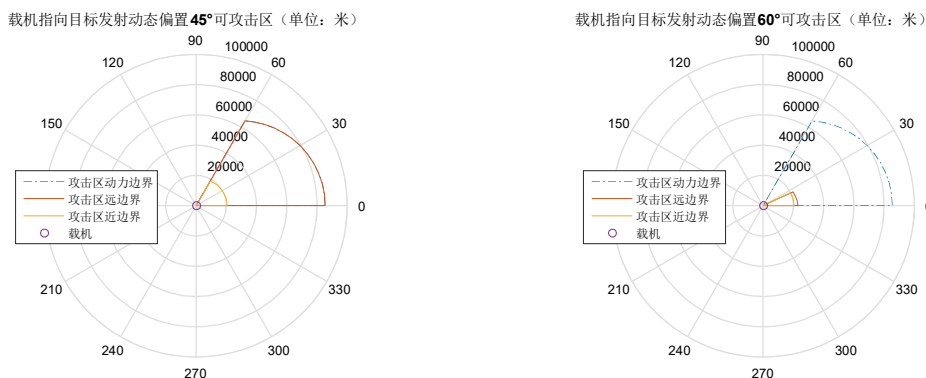


图 4-13 载机动态偏置角度示意图

仿真结果表明, 载机指向目标发射导弹后动态减速偏置 30° 与 45° 时可以稳定制导导弹命中目标, 获取的攻击区远边界与攻击区动力边界计算结果相同, 即攻击区远边界与动力边界相同; 在载机动态偏置 60° 时, 载机实际可攻击区较动力射程缩短较大, 其原因为载机虽然可以在理论上保持对目标的探测, 但是由于载机使用雷达可探测边界探测目标, 雷达探测范围内无法覆盖导弹, 所以获取的可攻击范围远小于导弹的动力射程。

4.3.5 不同射后机动方式下 A 极与 MAR 距离

载机发射时的相对态势, 采用的射后机动以及目标飞机采取的不同机动都会影响 A 极距离以及载机中制导结束时刻的 MAR 距离。本节中, 仿真了不同初始发射态势与机动方式的 A 极距离与 MAR 距离。在图 4-14 中, 分别仿真了载机与目标对头飞行, 载机与目标高度均为 9 km , 载机速度为 400 m/s , 目标速度为 300 m/s , 载机指向目标发射导弹, 目标匀速飞行并且载机减速偏置 45° 运动与保持当前航向减速运动时的 A 极距离与载机相对目标的最小中断距离 (MAR)。

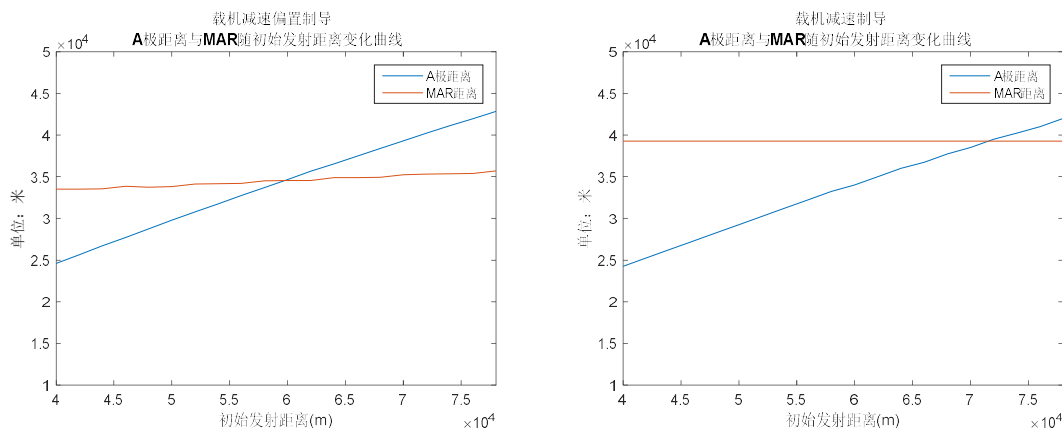


图 4-14 A 极距离与 MAR 随初始发射长度变化图

图 4-14 中左图与右图分别为载机减速偏置 45° 与保持当前航向减速运动时, A 极距离与 MAR 距离变化曲线。通过对比可以发现以下两点:

①通过对比, 载机采用偏置机动是可以获取更大的 A 极距离与更小的 MAR 距离, 表示此时载机在制导过程中更加安全, 在制导结束后更容易脱离。

②假设目标机与载机挂载导弹性能相同,载机在制导过程中都有可能暴露在敌方飞机导弹攻击区内,载机在制导过程中受敌方导弹威胁。在当前态势下,在载机采用减速机动制导时,在很长一段发射距离区间内 A 极距离小于 MAR 距离,表示载机在制导结束后无法通过动力规避目标发射的导弹,受目标发射导弹的威胁较大。

4.4 多机空战导弹协同攻击区计算方法

根据对 4.3 中仿真结果的分析,单一飞机探测-发弹-制导模式有以下两个缺点:一为导弹的可攻击范围受制导条件的影响,导致载机的可打击范围受限,导弹无法发挥出其全部效能;二为单一飞机在发射导弹后若想稳定保持对导弹的正确制导需要保持对目标以及导弹的照射,在制导过程中,载机会受敌方来袭导弹的威胁。在极端情况下,载机有可能出于自身安全考虑放弃对导弹的制导。多机协同的导弹发射制导模式可以有效规避以上两个缺点。多机协同下导弹的协同攻击区计算方法在本节中建立。

4.4.1 多机协同作战方式

在多机协同作战时,不同飞机间通过数据链保持实时通信,单一飞机到达导弹发射位置导弹、制导导弹直至载机可以脱离的攻击方式可以拓展至某一架飞机发射、其他飞机协助制导的攻击方式。多机协助下的典型的导弹发射/制导方式主要有以下几种:

(1) A 机在相对安全的位置保持对目标的持续探测与跟踪,并且将目标信息发送给 B 机, B 机机载雷达处于关闭状态。目标处于 B 机挂载导弹的攻击区范围内, B 机发射导弹打击目标,导弹发射后, A 机持续照射目标并将目标信息传输给导弹,直至导弹自身雷达开机后脱离。

(2) A 机在相对安全的位置保持对目标的持续探测与跟踪,并且将目标信息发送给 B 机, B 机机载雷达处于关闭状态。B 机在 A 机提供信息引导下接近目标机,并在满足导弹发射条件时, B 机雷达开机,锁定目标后发射导弹,并由 B 机持续制导导弹,直至导弹自身雷达开机后脱离。

(3) A 机保持对目标的持续探测与跟踪,并且将目标信息发送给 B 机, B 机机载雷达处于关闭状态。B 机在满足导弹发射条件时发射导弹。在中制导过程中, B 机首先根据 A 机提供的目标信息对导弹进行制导,并在满足条件时由 C 机接替 B 机对导弹进行制导, C 机对目标保持持续探测与跟踪,由 C 机引导弹道直至导弹自身雷达开机后脱离。

4.4.2 导弹协同攻击区概念

根据单机探测、发射与制导导弹的局限分析以及多机协同目标探测与发射方式的分析,对协同攻击区的定义为在多机协同的导弹发射与引导方式下,导弹能以一定的杀伤概率命中目标的初始相对位置范围。多机协作的导弹发射与引导方式可以弥补单机平台探测与制导能力的不足,充分发挥导弹的作战性能,并且一定程度上确保编队飞行的安

全。根据分析,在计算协同攻击区是需要给定以下信息:

- ①多机的编队方式
- ②编队内飞机的运动状态
- ③目标的位置与运动假设

4.4.3 协同攻击区约束条件

计算协同攻击区的约束条件与计算单机攻击区约束条件在形式上相同,其不同点在与同一时刻编队中任一飞机与导弹与目标满足约束条件则认为过程中该时刻这一条件已经满足。同时,由于导弹使用过程的限制与实际中数据链的传输限制,在 4.3.3 节中限制条件的基础上增加如下的限制条件。

①导弹在发射后若干秒内,导弹进行初制导并且被载机捕获,在这个过程正确完成后,导弹和载机可以通过数据链完成信息交互。所以在初制导过程中,要求导弹发射机不能脱离。

②考虑导弹制导过程中的实时性与导弹接收信号的实际过程,导弹的制导权不能过于频繁交接,整个过程中导弹制导权交接次数不多于 2 次。

4.4.4 双机编队方式

本文中,主要考虑双机协同编队下的导弹攻击区,并且主要考虑两种典型的编队形式。编队方式一为编队内两架飞机并排飞行,两架飞机相距 20km,速度矢量相同且速度矢量均垂直与双方间连线。编队方式二为编队内两架飞机一前一后飞行,两架飞机相距 30km,双方速度矢量相同,后方飞机速度矢量与其相对前方飞机连线成一定角度角。两种编队方式示意图如 4-15 所示。编队一方式为典型的接敌方式,两架飞机对前方目标均有一定的攻击能力。编队二方式中,处于前方的飞机主要完成打击任务,处于后方飞机的飞机主要保持探测与跟踪。



图 4-15 典型双机编队方式示意图

4.4.5 导弹协同攻击区计算流程

根据 4.4 节中对协同作战方式,约束条件以及双机的编队方式的讨论,导弹的协同攻击区计算方法如下:

- ①首先计算编队飞机内，导弹发射机对目标的动力可攻击区范围，即 $[R_{\min} \ R_{pi}]$ ；
- ②在导弹的动力可攻击范围内，从区间左值到区间右值中选取初值进行导弹解算，并且同时进行目标运动迭代与编队内飞机运动迭代；
- ③根据弹道与目标运动与编队内飞机的运动结果，在每一时刻解算制导条件是否满足；
- ④记录满足编队可正确制导条件区间，则获取的导弹的协同攻击区范围。

4.5 双机协同下攻击区仿真分析

本节中，根据 4.4 节中的载机攻击区计算条件以及编队方式，仿真了目标采取不同机动方式，双机采取不同编队形式，并且编队内飞机采用不同机动方式时的协同攻击区。

4.5.1 编队一方式下编队内飞机直线运动

北-天-东坐标系下，编队内飞机 A 的位置为 $[20 \ 8 \ 0]km$ ，两架飞机速度均为 $[400 \ 0 \ 0]m/s$ ；目标飞机的高度为 $9km$ ，速度为 $[-300 \ 0 \ 0]m/s$ 。假设编队内飞机与目标飞机均匀速直线飞行，载机 A 单独发射制导导弹与协同制导发射的攻击区如图 4-16 所示。

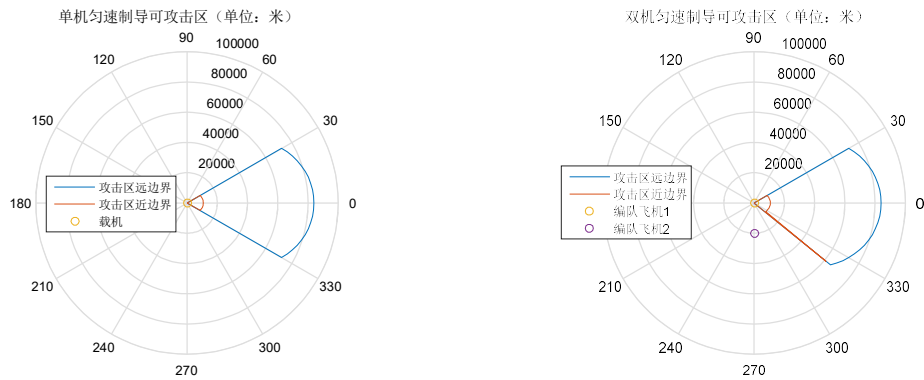


图 4-16 双机采用编队一方式匀速飞行情况下协同攻击区

通过对比可以发现，由于协同飞机在导弹发射飞机右侧，弥补了右侧区域的探测限制，所以载机的右侧可攻击范围有一定扩大，在载机右侧可发射范围由 $[0^\circ \ 30^\circ]$ 扩大到了 $[0^\circ \ 39^\circ]$ ，但是由于导弹的制导限制，编队同时制导时无法在左侧将可攻击区进一步扩大。在图 4-17 中，仿真了编队中飞机在发射导弹后均采取减速运动时的攻击区。

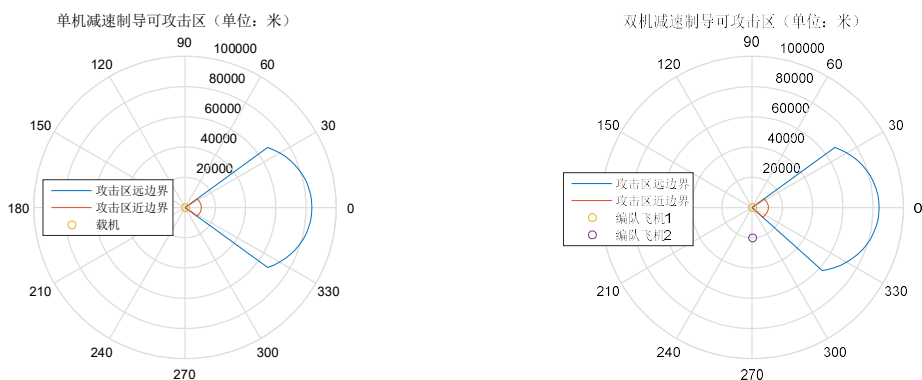


图 4-17 双机采用编队一方式减速飞行情况下协同攻击区

通过对比减速飞行机动情况下单机攻击区与协同攻击区,可以发现双击协同下攻击区相对单机有一定提升。协同攻击区扩大的原理与匀速运动时类似,由于编队内飞机减速飞行,有效减小了接近速度,编队内飞机雷达实际覆盖范围增大,其相对双机匀速运动时的协同攻击区有进一步扩大,载机右侧可发射范围由 $[0^\circ \ 36^\circ]$ 扩大到了 $[0^\circ \ 42^\circ]$ 。

4.5.2 编队二方式下编队内飞机直线运动

北-天-东坐标系下,编队内飞机 A 的位置为 $[20 \ 8 \ 20]km$,飞机 B 的位置为飞机 A 右后方 30° 并且与飞机 A 相距 $20km$,两架飞机速度均为 $[400 \ 0 \ 0]m/s$;目标飞机高度为 $9km$,速度为 $[-300 \ 0 \ 0]m/s$ 。假设编队内飞机与目标飞机均匀速直线飞行,载机 A 单独发射制导导弹与协同制导发射的攻击区如图 4-18 所示。

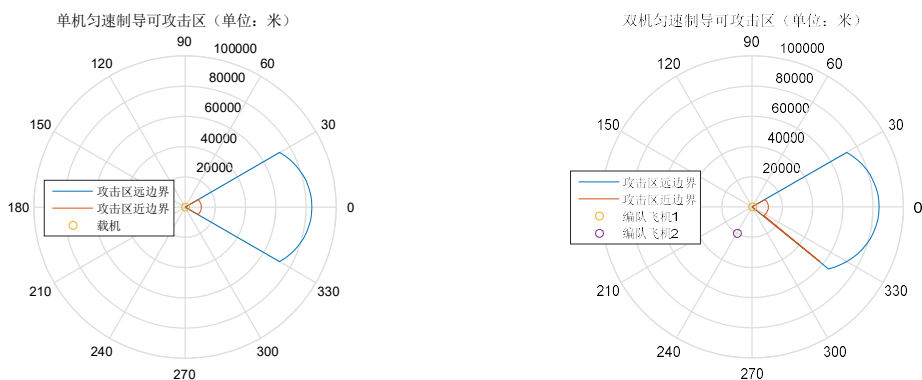


图 4-18 双机采用编队二方式匀速飞行情况下协同攻击区

通过对比可以发现,由于协同飞机在导弹发射飞机右侧,弥补了右侧对目标探测区域的限制,所以载机的右侧可攻击范围有一定扩大。在图 4-19 中,仿真了编队中飞机在发射导弹后均采取减速运动时的攻击区。

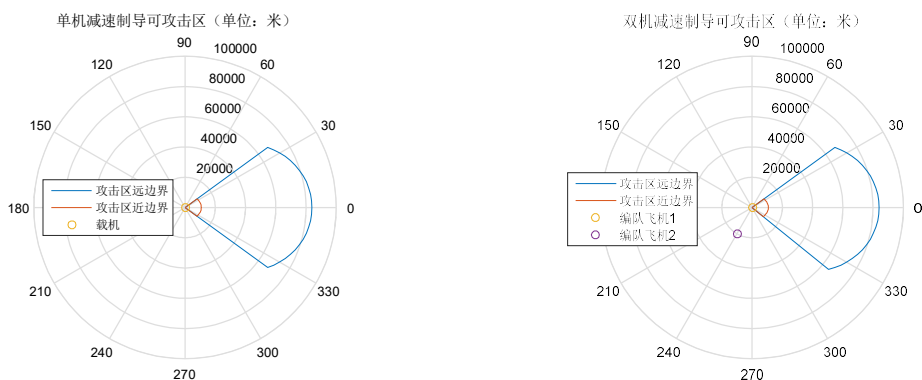


图 4-19 采用编队二减速飞行情况下协同攻击区

与匀速直线飞行类似, 编队内飞机减速飞行时相对单机减速飞行时攻击区在右侧相对匀速运动时有一定范围扩大。其原因为, 编队飞机二可以在一定程度上弥补编队飞机一在右侧探测范围的不足。由于在向右侧发射导弹情况下, 限制协同攻击区的主要因素为导弹末端天线对制导信号接收情况, 所以编队飞机二在靠后的情况下无法较好地向导弹正确发送制导信号, 攻击区扩大的范围比较有限 (载机右侧可发射范围由 $[0^\circ \ 36^\circ]$ 扩大到了 $[0^\circ \ 39^\circ]$)。

根据对图 4-18 与 4-19 的分析, 载机采用编队二方式协同制导时只在一侧对攻击区范围有所提升, 其原因为编队内飞机 B 在飞机 A 右后方 30° 位置, 编队内两架飞机雷达探测范围有较大重合。飞机 B 在飞机 A 右后方 45° 并且与飞机 A 相距同样为 20km 时, 编队在发射后采取减速机动时的协同攻击区如图 4-21 所示。

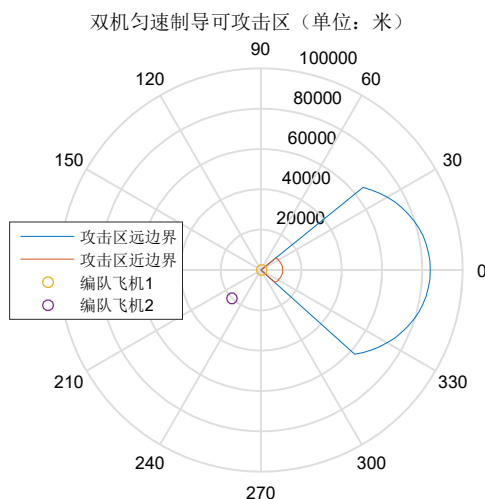


图 4-20 采用编队二减速飞行情况下协同攻击区

通过对图 4-19 与图 4-20 的对比分析可以发现, 配合飞机在导弹发射机后方 45° 时, 由于配合飞机相对导弹发射飞机角度较为靠后, 编队内双机的雷达协同覆盖范围在单机雷达原有覆盖范围两侧均有一定提升, 因此协同攻击区左侧与右侧范围相对单机制导情况下均有一定提升, 双机可以协同攻击的范围进一步扩大。

4.5.3 编队二方式下编队内导弹发射机初制导结束后脱离

在 4.3 节中仿真了载机保持对目标转入飞行以及动态偏置一定角度时的可攻击区。仿真结果表明，载机在保持对目标的转入飞行时可以较大范围地正确制导导弹；其缺点为制导飞机在制导结束时刻距目标飞机较近，并且受威胁较大，A 极距离较短。根据分析，在双方飞机处于迎头飞行态势下，载机可以在导弹最小安全外转距离前若干秒时发射导弹，在导弹的初制导完成后立即采用置尾机动脱离，并由双机编队中另一架飞机制导导弹，双机编队中另一飞机距目标较远，受威胁较小。此时，由于在发射导弹时距目标机较近，导弹具备较高的初始效能，同时载机的及时置尾脱离又可以使载机免受目标攻击。北-天-东坐标系下，编队内飞机 A 的位置为 $[30 \ 8 \ 0]km$ ，飞机 B 的位置为飞机 A 右后方 45° 并且与飞机 A 相距 $20km$ ，编队内两架飞机的速度矢量均为 $[400 \ 0 \ 0]m/s$ ；目标高度为 $9km$ ，目标速度矢量速度为 $[-300 \ 0 \ 0]m/s$ ，假设双方挂载武器性能相同，在导弹发射飞机（记为飞机 A）发射后并且初制导完成后即刻脱离时，协同攻击区如图 4-18 所示。

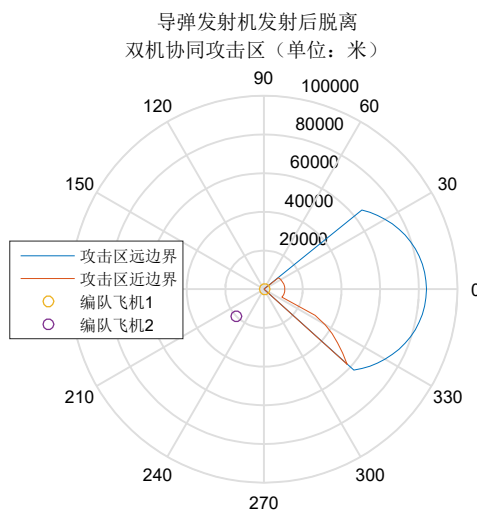


图 4-21 采用编队二并且导弹发射机发弹 5s 后脱离协同攻击区

分析图 4-18 仿真结果可以发现，导弹发射机在初制导过程结束后脱离制导，由编队内另一架飞机协助制导时的协同攻击区可以覆盖导弹动力可攻击区的大部分区域。目标在导弹发射机右侧时，由于导弹尾部天线接收信号范围与导弹飞行轨迹与飞行方向的限制，其尾部天线无法接收配合机发射的制导修正指令，因此可攻击范围的近边界在 -45° 到 -30° 范围内有一定缩短。

本节中对比仿真了双机采用不同编队方式，编队内飞机不同机动方式下的协同攻击区。仿真结果表明，双机协同下导弹的可攻击范围大于单机的可攻击范围，体现的编队协同作战的优势。同时，编队形式与编队内部双机空间位置的参数影响导弹的可打击范围，在双机协同空战过程中，可以实时计算不同编队方式、编队参数下的协同攻击区，并选择有利的编队方式与编队机动对目标飞机进行攻击。

4.6 双机协同导弹发射典型场景仿真

本节中仿真了典型场景下，双机采用编队二方式（配合机在长机右后方 45° 与长机距离 20 km ），双机配合发射、制导导弹的轨迹。

仿真初始条件：北-天-东坐标系下：

编队飞机一：位置： $[10\ 10\ 10]\text{ km}$ ，速度： $[350\ 0\ 0]\text{ m/s}$ ；

编队飞机二：位置： $[-4.14\ 10\ -4.14]\text{ km}$ ，速度： $[350\ 0\ 0]\text{ m/s}$

目标飞机：位置： $[128\ 10\ 8]\text{ km}$ ，速度： $[-350\ 0\ 0]\text{ m/s}$ 。

假设目标飞机在综合性能上高于我方编队飞机中的性能，具体表现在目标机挂载导弹加速过载为我方导弹 1.2 倍，加速时间相同，导弹有更优的动力性能；目标机挂载导弹弹载雷达作用范围为 15 km ，大于我方导弹弹载雷达作用范围（ 10 km ），对目标机中制导限制较小；目标飞机在转弯过程中可以提供更高的转弯过载（ $6g$ ），大于我方飞机（ $4g$ ），有更好的机动性能。因此，目标飞机有更大的初始可发射范围，同时可以较早地脱离对导弹的中制导。

假设目标飞机保持匀速直线运动状态接近双机编队。编队飞机的空战策略为，编队内两架飞机保持匀速直线运动状态，并且实时计算两架飞机的最小安全外转距离，确保编队飞机免受敌方发射导弹的威胁。导弹的初制导过程考虑为 5 s ，假设编队飞机一在距离到达最小安全外转距离 15 s 时发射导弹，计算此时双机编队对目标飞机的协同攻击区，如果目标飞机在编队飞机二可制导范围内，编队飞机一可以在初制导结束后置尾逃跑，由编队内飞机二采用减速机动接替制导。初始状态到编队飞机一发射的导弹雷达开机捕获目标时刻，编队飞机与目标的运动轨迹如图 4-22 所示。

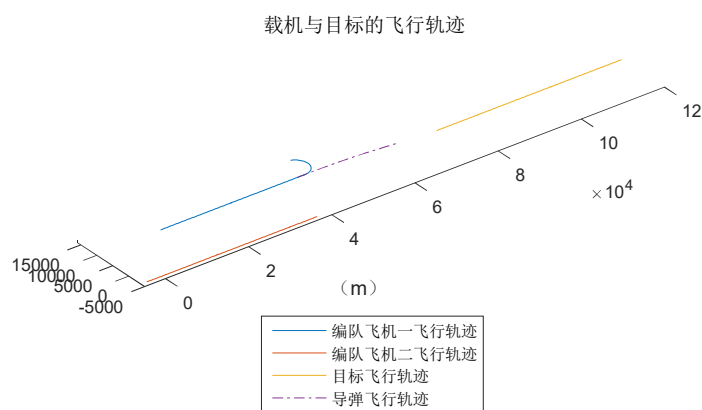


图 4-22 编队飞机协同制导轨迹

图 4-22 中，假设敌方来袭目标只有一架时，编队飞机一相对飞机二受已知敌机的威胁较大，其首先到达编队空战策略中的导弹发射时间点。编队飞机一首先发射了导弹，并在初制导过程结束后，将导弹的制导权交给编队飞机二。图 4-22 仿真结束时刻，导弹

相对目标距离小于 10km，编队飞机一发射导弹已经对目标飞机进行截获，此时编队飞机二可以脱离制导。此时，评价双机协同空战的效能，需要分析敌方已经发射导弹对我方编队飞机的威胁情况，以及编队飞机一发射导弹对目标的打击效能。在图 4-23 中，仿真了空中可能存在的导弹的飞行轨迹。

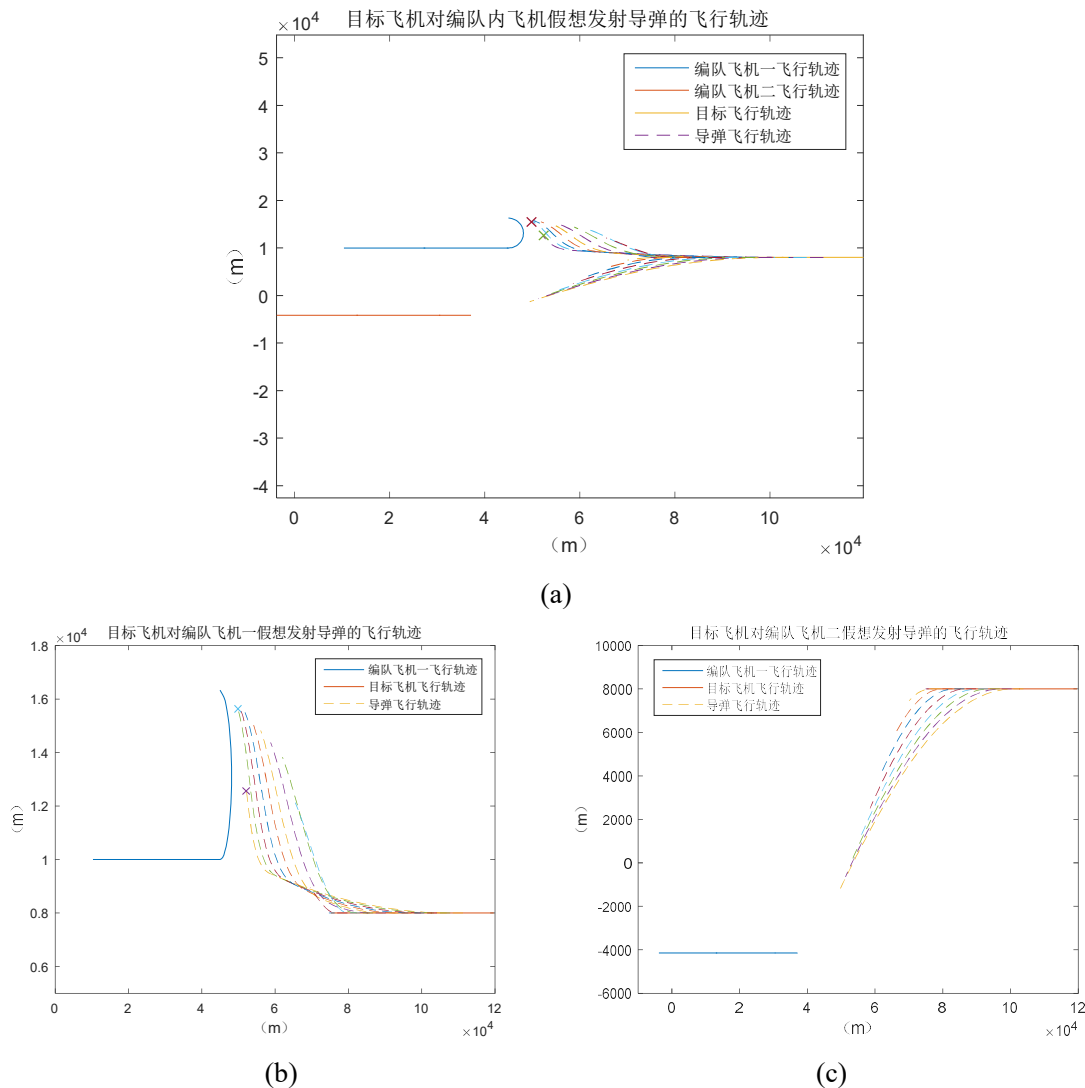


图 4-23 空中假设存在导弹的轨迹

假设敌方飞机在满足其挂载导弹对编队内两架飞机的攻击条件时以 10s 发射间隔发射导弹，从仿真开始到编队飞机一发射导弹锁定目标时刻时间区间内空中可能存在已发射导弹的轨迹如图 4-23 所示。由于飞机一发射导弹的弹载雷达已经锁定目标，目标一般采取的机动动作作为置尾逃跑规避导弹，并且放弃对中制导过程中导弹的制导，此时可以认为处于中制导过程中的来袭导弹失效。编队内飞机在机载雷达告警接收机的告警下规避处于末制导阶段的导弹后，即可调整航向并转入进攻态势。编队内两架飞机置尾规避空中可能存在导弹的飞行轨迹如图 4-24 所示。根据图 4-24 中结果的分析，在假设存在的导弹中，目标向编队飞机一发射的导弹中有 7 枚进入了末制导状态，目标向编队飞机 2 发射的导弹中有 2 枚进入了末制导状态，编队内两架飞机可以通过置尾加速的方式在

动力射程上规避来袭的导弹，保证编队内两架飞机在已知目标威胁下的安全。

由于编队飞机一发射导弹时距离目标飞机较近，所以导弹具有较大的初始效能。在编队飞机一发射的导弹自身雷达开机并且完成对目标锁定后，目标飞机的逃逸轨迹如图 4-25 所示。根据仿真结果分析，目标飞机在当前协同空战策略下，已经被导弹弹载雷达锁定后已经无法通过机动规避导弹。导弹命中目标时，导弹速度为 $595m/s$ ，对目标接近速度为 $260m/s$ ，导弹对目标毁伤效能较高。

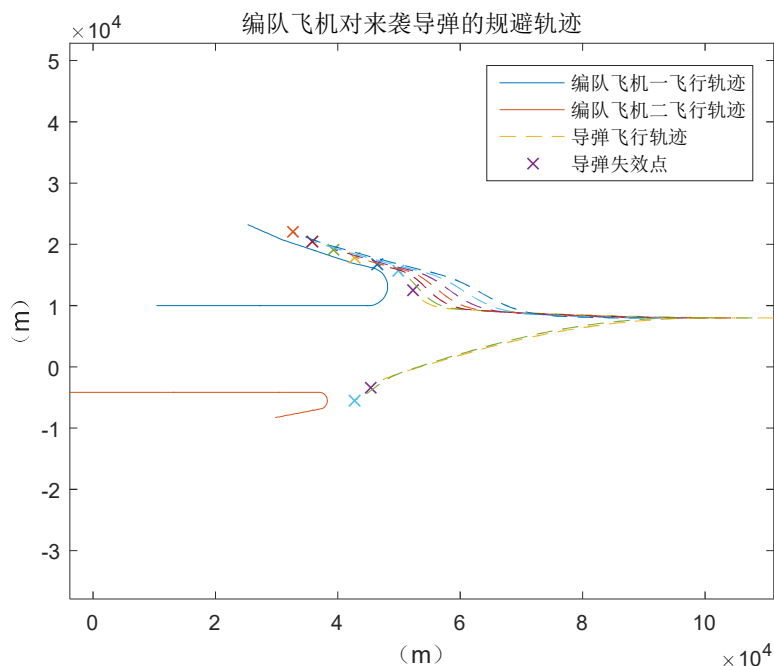


图 4-24 编队内部飞机对假想导弹的规避轨迹

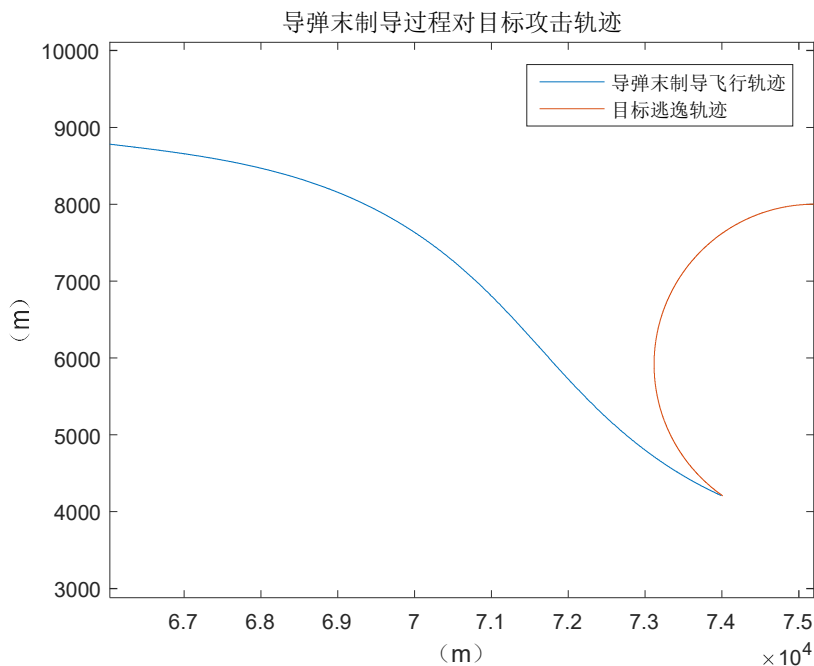


图 4-25 编队飞机一发射导弹末制导阶段对目标打击轨迹

本节中仿真了典型场景中，双机采用协同配合空战策略时，编队飞机以及导弹的飞

行轨迹。仿真结果表明，编队内的两架飞机可以通过导弹制导权的交接完成了导弹的协同制导，在保证编队内飞机自身安全的基础上完成对空战性能较高的目标机的有效攻击，证明了导弹协同发射、协同制导在实际空战过程中的重要意义。

4.7 本章小结

本章首先给出了在载机制导以及脱离过程中的典型战术实施距离的定义以及计算方法。然后，给出了导弹可以正确命中目标除动力条件外的制导条件，并根据制导条件模型仿真了单机制导条件下的实际可攻击区。随后，根据仿真结果，分析了单机发射制导导弹的局限性，其局限主要在于两点：其一为在航路受限的情况下，载机的实际可打击范围相比其动力可打击范围缩小较多；其二为单机在制导过程中容易受目标机发射导弹的威胁。再后，给出了多机协同配合下导弹的可攻击区，证明了双机配合制导情况下编队可攻击区大于单机，容易发挥出导弹的动力效能。最后，仿真了典型场景下，编队内飞机协同制导轨迹。仿真结果表明，导弹在协同制导情况下，可以在保证编队内飞机安全情况下选择有利时机发射导弹攻击目标，对编队空战的战术决策以及导弹发射决策有一定实际意义。

5 中远距空战自主拦射引导方法研究

5.1 引言

作战飞机在奔赴作战区域后,为了满足发射空空导弹打击敌方飞机条件,需要对载机进行攻击引导。拦射是典型的中距弹发射前载机的引导方式^[13-15]。本章中,首先介绍了拦射引导偏差角计算原理,给出了拦射引导初始条件以及在不满足初始发射条件时载机的调整方式。然后在一对一场景下,设计并对比仿真了基于比例导引法与基于模糊决策树方法的拦射引导载机控制方法。最后,设计并仿真了多目标攻击背景下,载机的多目标可同时攻击条件以及载机攻击多个目标时的拦射引导方法。

5.2 拦射引导方法原理

拦射是飞机发射中远距空空导弹时主要采用的发射前引导方式,计算拦射偏差时,载机与目标的初始相对态势如图 5-1 所示。

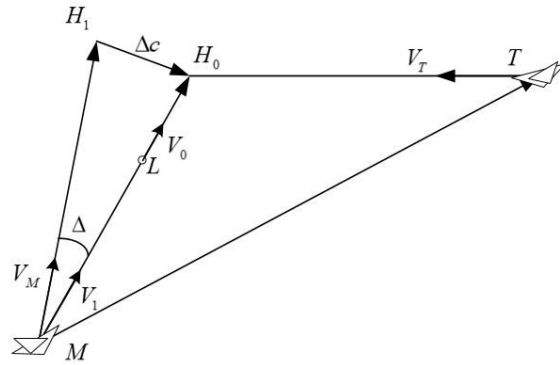


图 5-1 中距拦射导弹发射引导方式原理

如图 5-1 所示,导弹拦射发射的火控原理为:载机以 V_M 速度矢量飞行,目标以 V_T 速度矢量飞行;假设载机以正确的速度矢量方向 V_1 (速度大小不变) 飞行,目标匀速直线飞行,载机在 L 处发射导弹,导弹沿当前载机速度矢量方向飞行,在 t_{msl} 时间后在 H_0 处命中目标。

求解载机引导问题的方法为,假设载机以正确的速度矢量 V_1 ,在经历全飞行时间 T 后在 H_0 处命中目标。而以实际的速度矢量 V_M ,并在相同时刻发射导弹时,在 T 时间后导弹 H_1 位置。矢量 MH_0 与 MH_1 模值相同,通过修正矢量间夹角 Δ 即获取了当前速度与正确速度间的夹角。具体的解算方法为:

在北-天-东地理坐标系下,正确瞄准时的矢量方程:

$$\mathbf{D} + \mathbf{V}_T T = \mathbf{V}_M (T - t_{msl}) + \mathbf{D}_c \quad (5-1)$$

式中, \mathbf{D}_c 为导弹飞行矢量,实际速度矢量造成的偏差 Δc 为:

$$\Delta c = \mathbf{D} + \mathbf{V}_M T - \mathbf{V}_1 (T - t_{msl}) - \mathbf{D}_c \quad (5-2)$$

设 \mathbf{V}_1^0 表示速度矢量的单位矢量，式 (5-2) 变化为：

$$\Delta \mathbf{c} = \mathbf{D} + \mathbf{V}_M T - \mathbf{V}_1^0 (V_1(T - t_{msl}) + D_c) \quad (5-3)$$

式中， D_c 为导弹的预估飞行距离， t_{msl} 为当前高度速度条件下导弹飞行 D_c 距离时的飞行时间。式中，未知数为偏差矢量 $\Delta \mathbf{c}$ 与全飞行时间 T 。

$$\begin{cases} \Delta c_x = 0 \\ \Delta c_y = 0 \\ \Delta c_z = 0 \end{cases} \quad (5-4)$$

如式 5-4 所示，偏差矢量 $\Delta \mathbf{c}$ 三个方向均为 0 时则满足了偏差矢量为零的正确发射条件。若采用偏差矢量三个方向均为 0 联立求解方法，那么若规定速度模值不变，即 $|\mathbf{V}_M| = V_M$ ，可以联立三个方向方程求解出唯一速度矢量与全飞行时间 T 。但是采用解联立方程法，计算量较大，并且方程并不是齐次形式，难以运用在实际求解过程中。在实际解算方程过程中，一般采用解耦的求解方式。由于载机在调整角度时飞机和导弹的累计飞行射程基本不变，希望偏差矢量在速度方向为 0，即将式 (5-3) 转换至航迹坐标系下求解，以航迹系下偏差矢量 Δc_x 为 0，求解全飞行时间 T 。根据式 (2-2) 地理坐标系到航迹坐标系的转换矩阵 $T_{h,e}$ 为：

$$T_{h,e} = \begin{bmatrix} \cos(\theta_v) & \sin(\theta_v) & 0 \\ -\sin(\theta_v) & \cos(\theta_v) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\varphi_v) & 0 & -\sin(\varphi_v) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\varphi_v) & 0 & \cos(\varphi_v) \end{bmatrix} \quad (5-5)$$

转化到航迹系下，偏差矢量在航迹系下的表示 $\Delta \mathbf{c}_h$ 为：

$$\Delta \mathbf{c}_h = T_{h,e} (\mathbf{D} + \mathbf{V}_M T - \mathbf{V}_1^0 (V_1(T - t_{msl}) + D_c)) \quad (5-6)$$

将 $\Delta \mathbf{c}_h$ 的 X 方向为 0 求解出全飞行时间 T ， $\Delta \mathbf{c}_h$ 的 Y 方向与 Z 方向的偏差量用于计算载机速度方向需要调整的角度值，在拦射引导过程中，机载计算机不断计算拦射偏差信息，飞机不断调整发射角度，直至到达导弹发射点。如果载机在拦射引导阶段较好地修正了偏差角，在预估的导弹发射点发射导弹后，导弹可以以近似直线的方式接近敌机，容易发挥出导弹的最大动力射程。

5.3 拦射引导初始条件及调整方法

在空战过程中，双方的位置与速度关系需要满足一定关系时，一方对另一方才可能构成攻击条件。拦射攻击方式也存在此问题，构成拦射的初始条件以及不满足初始拦射条件时载机的调整方法将在本节中讨论。

5.3.1 拦射发射初始条件

为了实现导弹的拦射发射方式，火力控制的首要任务是根据敌我双方态势，选取相对航向角 φ ，使航向角满足 $\psi \leq \varphi \leq \varphi'$ 条件，如图 5-2 所示。

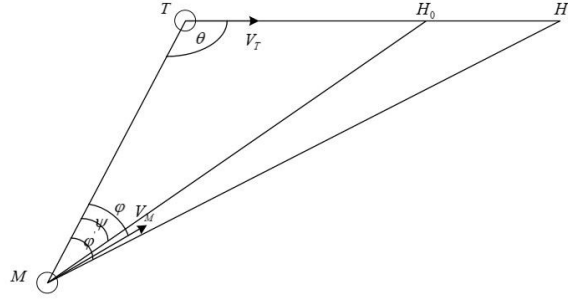


图 5-2 拦射发射方式初始条件示意图

图中， M 为载机当前位置， V_M 为载机飞行速度， T 为目标位置， V_T 为目标飞行速度。忽略双方高度差带来的俯仰方向角度的偏差，式中相对航向角 ψ 的条件是导弹以平均速度沿当前速度方向飞行，刚好能以前置碰撞方式命中敌方飞机。设 V_{PJ} 表示导弹发射的平均速度，假设导弹与目标均匀速直线飞行，根据正弦定理 ψ 角的计算方法为：

$$V_{PJ} / \sin(\theta) = V_T / \sin(\psi) \quad (5-7)$$

ϕ' 为载机以当前速度 V_M 匀速飞行，刚好能以前置碰撞方式接近敌方飞机，与 ϕ 的计算方法类似， ϕ' 的计算方法为：

$$V_M / \sin(\theta) = V_T / \sin(\phi') \quad (5-8)$$

相对航向角在 ψ 与 ϕ' 之间时，载机飞行一段时间后发射导弹，整个飞行过程飞行平均速度在 V_{PJ} 与 V_1 之间，存在满足条件的点使飞机刚好满足发射条件。但是在实际空战过程中，如果双方飞机距离较远，并且接近速度较小的情况下，载机和导弹的全过程飞行速度将远小于预设的导弹速度 V_{PJ} ，导致 ψ 的计算方法需要一定程度上的修正。通常情况下，需要目标在我方飞机最大动力射程攻击区（ R_{aero} ）内，或者在接近 R_{aero} 的情况下，机载火控计算机计算拦射偏差角，并将偏差提示信息显示在平显上。飞行员根据平显上提示的偏差信息，操纵载机修正偏差角，并在满足一定条件时发射导弹。

5.3.2 不满足条件的情况及调整方法

考虑目标飞机在载机前半球的情况，设 ψ 和 ϕ' 分别为式（5-7）与（5-8）求解的拦射发射边界。载机与目标机的初始态势主要有图 5-3 所示的几种情况，不同情况下的载机调整方法如下。

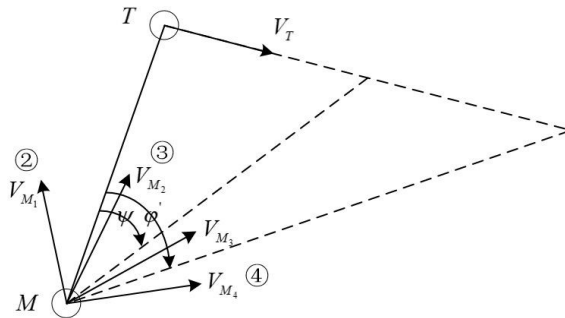


图 5-3 相对航向角示意图

①无法计算边界角的情况

在实际计算中,存在无法计算偏差角的情况。我方飞机采取尾追方式攻击敌方飞机,双方距离较近且接近速度为非正值。此时有可能敌方飞机在我方飞机挂载导弹的攻击范围内,导弹可以以高于目标飞行速度的速度命中目标,但是由于载机速度较小,载机无法以纯碰撞方式命中飞机。此时,由于敌方正处于逃逸态势,敌机对我方飞机威胁较小,载机应该采取的机动为适当加速并缩短相对距离。

②载机与目标速度矢量在跟踪线两侧

当载机与目标速度矢量在跟踪线两侧时,目标有一定可能处于载机的攻击区内。如图 5-3 中②情况所示,如果需要载机满足相对目标的拦射条件,双方的速度矢量需要基本处于跟踪线的同一方向。此时,载机为了获取更好的发射角度以及导弹更优的命中条件,载机应该将速度矢量转向跟踪线同一方向。

③载机速度在 ψ 角与跟踪线间情况

如果载机速度指向在 ψ 角与跟踪线之间,其含义为以当前状态,载机在一段时间后发射导弹会在目标后方穿过。根据式(5-7),导弹平均速度速度越大则角 ψ 越小,拦射过程的全飞行时间越小,目标飞行距离越短。由于导弹的平均速度与发射时载机速度大小正相关,在这种情况下,载机的调整方法为向指示方向转弯同时适当加速,使载机可以快速满足拦射发射条件。

④载机速度在 φ' 角外情况

如果载机速度指向在 φ' 角外,其含义为以当前状态,载机在一段时间后发射导弹会在目标前方穿过。根据式(5-8),载机速度越大则角越小,载机适当减小自身速度可以一定程度上增大 φ' 角,使载机满足拦射发射条件。但是,在载机发射导弹前引导过程中,希望载机处于较优速度,提升导弹初始存能,所以载机一般不会主动降低自身速度。所以在这种情况下,载机可以采用保持原速并且水平快速转弯的方法,将相对航向角调整至可发射范围内。

5.4 基于比例导引方法的拦射引导方法

5.4.1 比例导引法载机控制方法

根据 5.2 节中给出的中远距空空导弹拦射发射方式的计算原理,在载机已经修正了较大的偏差,飞机相对航向角基本满足不等式 $\psi \leq \varphi \leq \varphi'$ 要求后,拦射攻击引导过程变为了一个不断缩短敌我双方距离,使敌方飞机进入我方攻击区并且不断修正偏差角的过程。在敌我相对距离接近或已经达到我方飞机挂载武器打击范围后,载机可以对目标进入拦射攻击引导方式。飞行员根据平显上提示的瞄准偏差符号和距离提示信息,实时操纵飞机使平显上的飞机速度矢量符号与瞄准中心符号尽量重合后保持瞄准状态飞行,并在满足导弹发射距离时发射导弹。

在修正瞄准偏差引导载机飞行的算法中,最简单直接的方法即按瞄准偏差采用比例引导方法进行飞行操纵^[13],控制方法如式 5-9。

$$\begin{cases} n_{\mu} = K_1 \delta_{\mu} \\ n_{\theta} = K_2 \delta_{\theta} \\ n_v = K_3 (V_d - V_0) \end{cases} \quad (5-9)$$

式中, K_1 、 K_2 、 K_3 为比例系数, δ_{μ} 为俯仰方向角度偏差, δ_{θ} 为方位角偏差, $V_d - V_0$ 表示当前速度与期望的导弹发射速度的偏差, n_{μ} 与 n_{θ} 分别为载机用于调整俯仰角与方位角的需用过载, n_v 为载机调整速度需用过载。根据偏差量,采用飞机的过载控制方法(式 2-7),控制飞机不断修正误差并在允许发射的位置发射导弹。

5.4.2 仿真分析

本文中,仿真了载机采用基于比例导引法的拦截引导方式进行拦截瞄准的控制过程。在仿真过程中,不考虑目标信息与载机信息的探测误差,并且忽略载机与目标机的迎角与侧滑角。载机与目标的初始态势如下:北-天-东坐标系下,原点取在海平面上某一点,攻击机位置与速度分别为 $[10 \ 8 \ 0]km$ 、 $[350 \ 0 \ 50]m/s$;目标机位置与速度分别为 $[80 \ 10 \ 60]km$ 、 $[-300 \ 0 \ -200]m/s$,此时载机与目标基本处于迎头飞行态势。假设目标机沿匀速直线飞行,攻击机采用比例导引法进行拦截飞行控制,导弹的预估发射距离为 R_{pi} 攻击区对应距离的 0.5 倍,比例系数 K_1 、 K_2 、 K_3 分别为 2、8、和 0.05 时,仿真结果如图 5-4 所示。

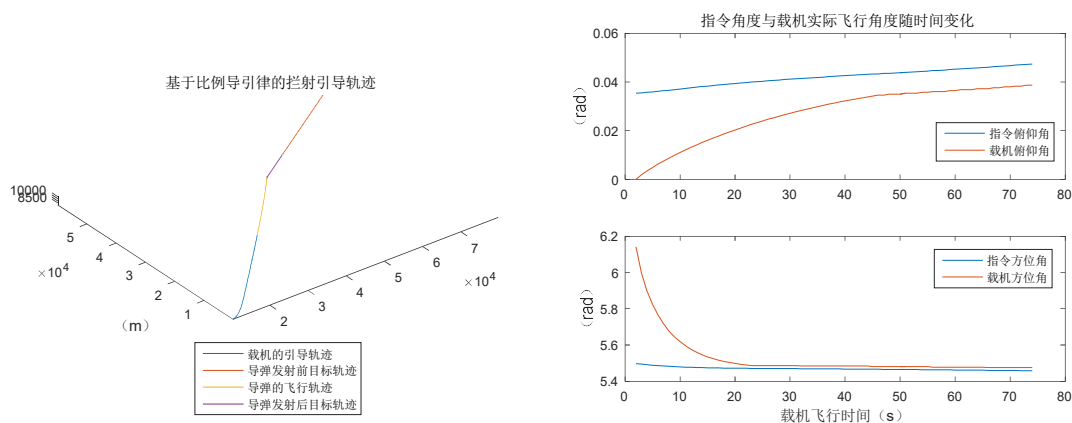


图 5-4 采用比例导引法攻击机拦截飞行轨迹

图 5-4 中,分别显示了双方飞行轨迹,以及速度俯仰偏差角和方位偏差角的变化情况。在左图中,载机快速转弯,并在较短的时间内修正了偏差角,并在飞行 72s 后发射导弹。发射导弹后,导弹采取比例导引法飞行并命中敌机,采取拦截引导方式发射导弹,导弹弹道较为平直,容易发挥出导弹的最大射程。采用以上比例系数时,载机完成转弯与速度调整的时间较短,在前 5 个步长过程中,载机的过载值如表 5-1 所示:

表 5-1 拦截引导过程中过载值变化曲线

时间步长	X 方向过载 (g)	Y 方向过载 (g)	Z 方向过载 (g)
------	------------	------------	------------

1	4.4384	1.0708	5.1505
2	2.8296	1.0672	4.0308
3	1.9108	1.0645	3.2639
4	1.3207	1.0621	2.6845
5	0.9251	1.0598	2.2284

通过分析表 5-1 中数据，在初始的几个步长内，由于偏差角与偏差速度较大，载机的需用过载较大，有可能出现载机无法提供需用过载的情况。同时，由于在仿真开始时，双方距离较远（约 90km），载机不需要在较短的时间采用极限过载快速调整飞行角度。在相同的初始条件下，比例系数调整为 1、4、和 0.05 时，仿真结果如图 5-5 所示。

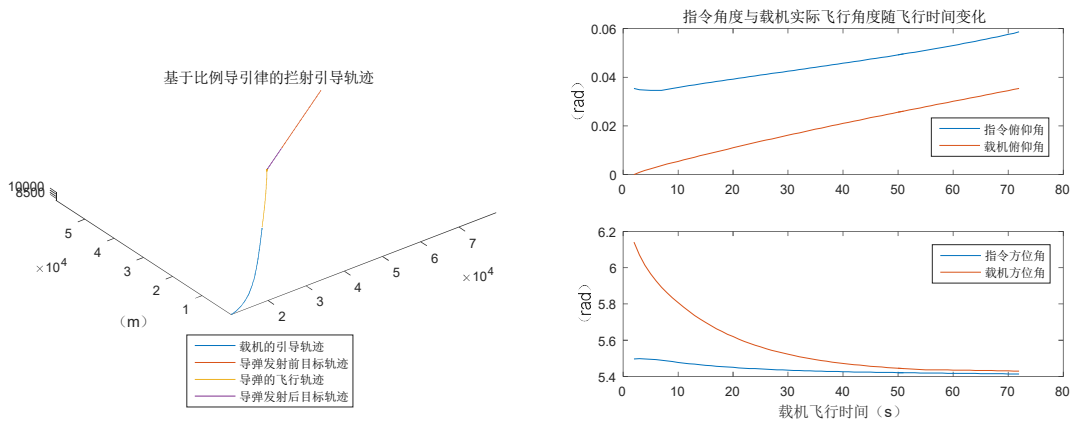


图 5-5 采用比例导引法攻击机拦截飞行轨迹

表 5-2 拦截引导过程中过载值变化曲线

时间步长	X 方向过载 (g)	Y 方向过载 (g)	Z 方向过载 (g)
1	4.4384	1.0354	2.5752
2	3.7726	1.0339	2.2882
3	3.2769	1.0329	2.0683
4	2.8782	1.0321	1.8892
5	2.5449	1.0314	1.7380

在图 5-5 中，由于比例系数较小，载机在前几个步长转弯过程中需用过载较小，但是由于转弯过载较小，偏差角的修正过程时间较长。在偏差角已经基本修正后，由于比例导引法的控制量大小与偏差有关，载机修正偏差角的速度减小较多，载机在预估的导弹发射位置有可能无法正确修正偏差角。

通过对比仿真可以发现，基于比例导引法的拦截引导方法原理较为简单，在目标做匀速直线运动情况下可以较快地调整角度以满足拦截发射条件。但是由于比例导引法中的比例系数是固定的，难以设计在全局条件下较为合理比例控制系数，使载机能够在拦截过程中平稳机动并且快速修正偏差角。同时，在基于比例导引法的拦截引导模型中，没有考虑拦截引导机动的进入条件，导致载机进行拦截引导时间较长，有可能错过

对目标的攻击时机。

5.5 基于模糊决策树的拦射引导方法

5.5.1 模糊决策树

决策树(Decision Tree)是一种树形结构,是用于在已知参与决策量条件以及不同条件对决策结果的影响下而建立的用于推理分析的图解方法^[45-46]。由于这种决策分支画成图形很像一棵树的枝干,故称决策树。决策树基于一系列的基于经验或已知信息的 if-then 条件建立,其在分类器、机器学习以及较多其他人工智能领域均有较为广泛的应用。

模糊推理是由模糊数学发展而来,它将确定性的集合描述模糊化,通过模糊化的推理算法输出推理结果。由于模糊推理符合人脑对事物的思考以及推理过程,模糊推理在人工智能算法开发过程中重大意义。

模糊决策树将模糊推理的思想运用在决策树上,首先根据推理所需的输入量输出量以及推理过程,建立决策树模型;再对各个节点的输入量进行模糊化处理,建立相应的隶属度函数,最后根据经验知识建立模糊推理规则。在模糊推理树建立完成后,根据各个模糊推理单元的隶属度以及建立的规则进行推理,可以最后输出推理结果,并通过解模糊化输出精确数值结果。模糊决策树的推理方式符合人脑对事物的思考分析以及逐层推理过程。同时,由于决定模糊决策树的推理算法的隶属度函数与规则都是显式的,其可操作性与拓展性较好,所以基于模糊决策树的推理系统有较大的优化以及升级潜力。

5.5.2 基于模糊决策树的拦射引导推理树建立

根据对 5.4 节仿真结果的分析,基于比例导引法的拦射引导方法主要有以下三点不足:

①在基于比例导引法的拦射引导方法中,没有对飞机何时进入拦射引导方式进行判断。载机在较远距就开始进行拦射引导时,会导致飞机接近目标速度较慢,开始拦射引导到导弹发射点时间较长,容易失去导弹发射时机。

②基于比例导引法的拦射引导方法对拦射偏差角的修正响应速度取决于比例系数,所以载机在调整偏差角时在前几个步长中过载较大,并且难以设计适合全局情况的拦射引导载机控制方法。

③在拦射引导过程中,导弹的飞行距离是预先设定的,在实际的拦射引导过程中,飞行员会根据态势判断选择发射导弹时机,并不一定在满足装订的距离条件时发射导弹。

针对以上不足,本节中基于模糊树决策方法,设计了战斗机飞抵战场,拦射引导以及发射导弹过程的载机控制与决策方法。决策流程如图 5-6 所示。

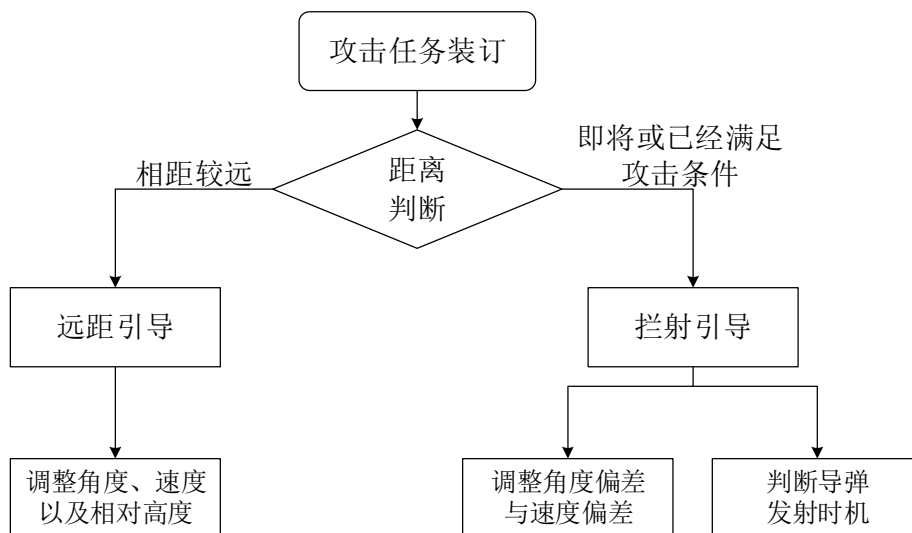


图 5-6 基于模糊树的决策流程图

基于模糊树的拦射引导方法的具体的决策流程为，在敌方飞机距我方距离较远我方对敌方不具备攻击条件时，我方采取转入的机动方式，快速接近敌方飞机，并在接近敌方飞机过程中调整自身的速度与高度，使我方飞机有较高的初始存能；在敌方飞机距我方距离较近，敌方飞机即将进入我方飞机最大动力射程攻击区（ R_{aero} ）时，我方开始进入拦射引导模式。在拦射引导过程中，我机不断修正角度偏差与速度偏差，并且飞向导弹的发射点。在这一过程中，模糊树不断判断导弹的发射时机，并在合适的位置处发射导弹。

5.5.3 基于模糊决策树的拦射引导模糊推理模块建立

5.5.3.1 引导方式推理单元

在战斗机飞行奔赴战场以及空中作战过程中存在不同阶段。在奔赴战场过程中，攻击机机载雷达有可能处于关机状态，攻击机在预警机或者其他指示信息指示下奔赴战场；在作战阶段，攻击机机载雷达开机并且不断照射敌机，攻击机对敌方飞机进行拦射攻击引导，使飞机速度矢量指向前置命中点。此时，敌方飞机雷达告警接收机可以接受到告警信息并且发现我方飞机。因此，不应过早地对敌方飞机进行攻击引导，在飞行过程中，判断何时进入拦射引导方式的模糊推理单元如图 5-7 所示。

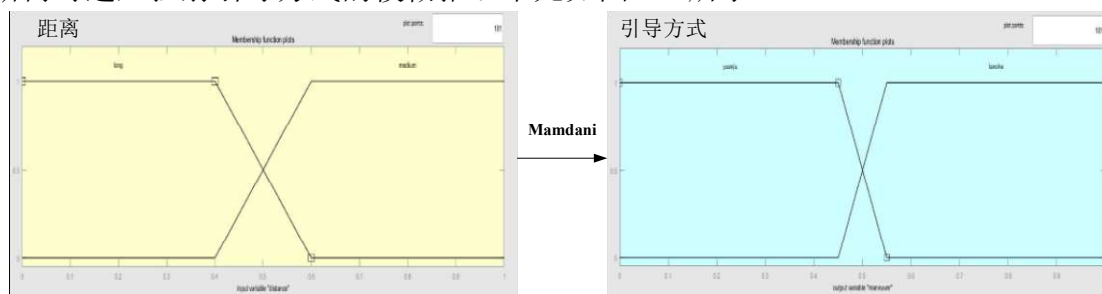


图 5-7 引导方式推理单元

图中，距离长（long）与中（medium），是根据当前载机与目标相对位置与最大动力射程

攻击区 R_{aero} 的对比来划分的。由于拦截引导方法与 R_{aero} 的计算思想类似，其原理均为载机最优机动后发射导弹，导弹以近似直线的方式接近与命中敌机。所以，在目标处于攻击区范围内或相距不远时，可以认为载机通过姿态的调整即将构成攻击条件，载机可以对目标进行拦截引导；在 R_{aero} 范围外时，载机对目标威胁较低，此时载机应该处于远距引导过程。载机在此过程中应该提升载机自身存能，使飞机挂载导弹可以获得更优的初始效能。输入输出划分的隶属度如表 5-3 所示，构造的推理规则如表 5-4 所示。

表 5-3 机动方式推理单元隶属度划分

定义	符号	单位	隶属度划分
双方飞机距离 (输入)	R	米 (m)	Long: $[1.1R_{aero}, 2R_{aero}]$ Medium: $[0.5R_{tr}, 1.2R_{aero}]$
机动方式 (输出)	Maneuver	引导方式号	远距引导: M_0 拦截引导: M_1

表 5-4 机动方式推理单元推理规则

规则序号	规则描述
1	If (R is Long) , then (Maneuver is M_0)
2	If (R is Medium) , then (Maneuver is M_1)

5.5.3.2 载机高度与速度调整推理单元

在载机奔赴战场并且处于远距引导过程中，载机的主要机动方式为转入，使飞机速度矢量指向敌方飞机，可以快速接近敌方飞机。在转入基本完成后，飞机调整高度与速度，使飞机具备较优的导弹发射初始条件。具体的调整方法为，将飞机的发射速度调整至较优发射速度（400m/s）左右，并将载机与目标机高度差缩小到一定范围内。判断飞机对发射条件的满足情况的模糊推理单元如图 5-8 所示。

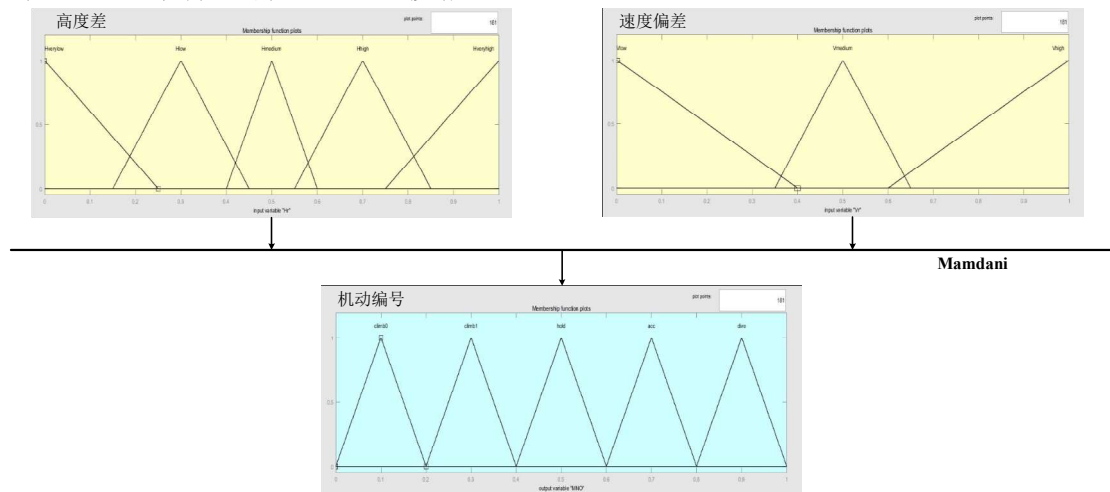


图 5-8 载机高度与速度调整推理单元

图中，相对高度由很低到很高分为五个隶属度划分，速度偏差由小到大分为三个隶属度划分。由于，载机调整高度与速度过程处于远距引导过程中，希望载机的调整过程中比较平稳，所以在此过程中输出为载机的机动决策方式。输入输出的隶属度划分如表

5-4 所示。

表 5-5 载机高度与速度调整推理单元

定义	符号	单位	隶属度划分
高度差 (输入)	Hr	米 (m)	VeryLow: [-5000,-2500] Low: [-3000,-500] Medium: [-1000,1000] High: [500,3000] VeryHigh: [2500,5000]
速度偏差 (输入)	Vr	米/秒 (m/s)	Low: [250,330] Medium: [310,390] High: [370,450]
机动决策编号 (输出)	M_No	机动方式号	M_No_0:最快爬升 M_No_1:加速爬升 M_No_2:匀速平飞 M_No_3:加速平飞 M_No_4:俯冲

载机高度与速度调整推理单元输出为载机的机动决策方式，机动方式中 fastest 爬升与加速爬升的区别在于，最快爬升过程中，飞机的速度倾角较大，导致速度基本保持不变。所以最快爬升应用于速度较快且高度偏差较大的情况下；在载机高于目标且速度较低时，载机会采用俯冲方式，牺牲一定高度换取速度。其他情况下，会综合考虑偏差情况，对载机进行控制。构造的推理规则如表 5-6 所示。

表 5-6 机动方式推理单元推理规则

规则序号	规则描述
1	If (Hr is VeryLow)and(Vr is Low) , then (Maneuver is M_No_1)
2	If (Hr is Low)and(Vr is Low) , then (Maneuver is M_No_1)
3	If (Hr is medium)and(Vr is Low) , then (Maneuver is M_No_3)
4	If (Hr is High)and(Vr is Low) , then (Maneuver is M_No_4)
5	If (Hr is VeryHigh)and(Vr is Low) , then (Maneuver is M_No_4)
6	If (Hr is VeryLow)and(Vr is Medium) , then (Maneuver is M_No_2)
7	If (Hr is Low)and(Vr is Medium) , then (Maneuver is M_No_2)
8	If (Hr is medium)and(Vr is Medium) , then (Maneuver is M_No_3)
9	If (Hr is High)and(Vr is Medium) , then (Maneuver is M_No_3)
10	If (Hr is VeryHigh)and(Vr is Medium) , then (Maneuver is M_No_4)
11	If (Hr is VeryLow)and(Vr is High) , then (Maneuver is M_No_0)
12	If (Hr is Low)and(Vr is High) , then (Maneuver is M_No_0)
13	If (Hr is medium)and(Vr is High) , then (Maneuver is M_No_2)
14	If (Hr is High)and(Vr is High) , then (Maneuver is M_No_2)

15

If (Hr is VeryHigh) and (Vr is High),
then (Maneuver is M No 4)

5.5.3.3 拦截引导载机控制模糊推理单元

在载机进入拦截引导过程后, 载机主要修正拦截偏差角与速度, 并且飞向预设的导弹发射点。在拦截引导模糊控制推理单元中, 根据剩余飞行时间以及偏差角大小推理载机控制量, 使对载机的控制在相对距离较远的情况下较为平稳。拦截引导载机控制模糊推理单元如图 5-9 所示。

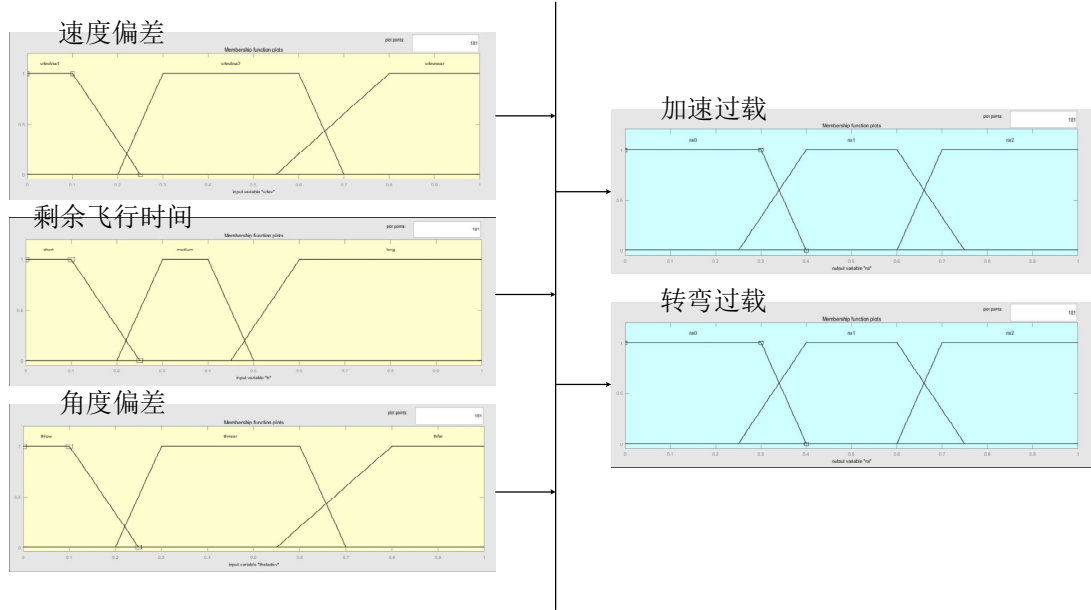


图 5-9 拦截引导载机控制模糊推理单元

图中, 输入量为速度偏差, 剩余时间偏差与角度偏差。其中, 角度偏差包括俯仰方向偏差与方位方向偏差。根据飞机的过载控制模型, 载机速度的俯仰与方位角度分别由过载 n_y 与过载 n_z 控制。在模糊推理过程中, 对 n_y 与 n_z 的模糊推理同时进行, 输入为俯仰与方位方向偏差, 根据他们实际取值区间不同, 它们的隶属度划分不同, 但是它们模型与规则是相同的。输入输出的隶属度划分如表 5-7 所示。

表 5-7 拦截引导载机控制模糊推理单元隶属度划分

定义	符号	单位	隶属度划分
剩余飞行时间 (输入)	tr	秒 (s)	short: [0,12.5] medium: [10,25] long: [22.5,50]
速度偏差 (输入)	Vdev	米/秒 (m/s)	vdev1: [112.5,150] vdev2: [45,120] vdev3: [0,67.5]
俯仰角度偏差 (输入)	mudev	弧度 (rad)	mudev0: [0,0.25] $\pi/24$ mudev1: [0.2,0.7] $\pi/24$ mudev2: [0.55,1] $\pi/24$
方位角度偏差	thetadev	弧度	thetadev0: [0,0.25] $\pi/4$

(输入)	(rad)	thetadev0: $[0.2, 0.7]\pi / 4$ thetadev0: $[0.55, 1]\pi / 4$
加速过载 (输出)	nx g (9.8m/s^2)	nx0: $[0, 1.6]$ nx1: $[1, 3]$ nx2: $[2.4, 4]$
俯仰过载 (输出)	ny g (9.8m/s^2)	ny0: $[0, 0.8]$ ny1: $[0.5, 1.5]$ ny2: $[1.2, 2]$
转弯过载 (输出)	nz g (9.8m/s^2)	nz0: $[0, 1.6]$ nz1: $[1, 3]$ nz2: $[2.4, 4]$

拦截引导载机控制模糊推理单元的输出为载机的机动过载，与基于比例导引的载机控制方法不同，基于比例导引法的载机控制方法中，规定了三个方向过载的取值范围，不会出现需用过载过大载机无法满足的情况。同时，引入了剩余飞行时间推理量，推理规则的建立原则为，在剩余飞行时间较长情况下，采取较为平缓的控制方法，使载机可以平稳过渡；在剩余飞行时间较短的情况，则输入较大的控制量使飞机可以快速调整至正确的瞄准状态。需要说明的是，在此时通过马达尼算法计算出的过载是平衡重力与阻力后的剩余过载。由于在进入拦截引导之前，载机已经进行了一段时间高度与速度调整，所以速度偏差值与角度偏差值已经在一定程度上修正，所以输入的偏差值取值范围相对较小。构造的推理规则如表 5-8 所示。

表 5-8 拦截引导载机控制模糊推理单元推理规则

规则序号	规则描述
1	If (tr is long) , then (nx is nx0)
2	If (tr is medium)and(Vdev is Vdev1) , then (nx is nx1)
3	If (tr is medium)and(Vdev is Vdev2) , then (nx is nx1)
4	If (tr is medium)and(Vdev is Vdev3) , then (nx is nx0)
5	If (tr is short)and(Vdev is Vdev1) , then (nx is nx2)
6	If (tr is short)and(Vdev is Vdev2) , then (nx is nx2)
7	If (tr is short)and(Vdev is Vdev3) , then (nx is nx0)
8	If (tr is long)and(thetadev is thetadev1) , then (nz is nz0)
9	If (tr is long)and(thetadev is thetadev2) , then (nz is nz1)
10	If (tr is long)and(thetadev is thetadev3) , then (nz is nz2)
11	If (tr is medium)and(thetadev is thetadev1) , then (nz is nz1)
12	If (tr is medium)and(thetadev is thetadev2) , then (nz is nz2)
13	If (tr is medium)and(thetadev is thetadev3) , then (nz is nz3)
14	If (tr is short)and(thetadev is thetadev1) , then (nz is nz2)
15	If (tr is short)and(thetadev is thetadev2) , then (nz is nz2)
16	If (tr is short)and(thetadev is thetadev3) , then (nz is nz3)
17~25	...

表 5-6 中，规则 17 到 25 条中，是对纵向过载量 ny 的控制方法，它与侧向过载的推理规则成对应关系（8 到 16 条）。

5.5.3.4 发弹决策模糊推理单元

在拦截引导过程中，载机根据预设的导弹飞行距离飞向导弹前置发射点发射导弹。实际空战过程中，飞行员会根据实际的空战态势选择导弹发射的时机，并不一定在预设位置发射导弹。如果敌方飞机处于我方概率发射区内（ R_{pi} ）内，那么我方载机挂载导弹有一定几率发射导弹命中敌方飞机。同时，决策发射导弹时机时，还需要考虑我方载机受威胁情况以及剩余的导弹数量。发弹决策模糊推理单元如图 5-10 所示。

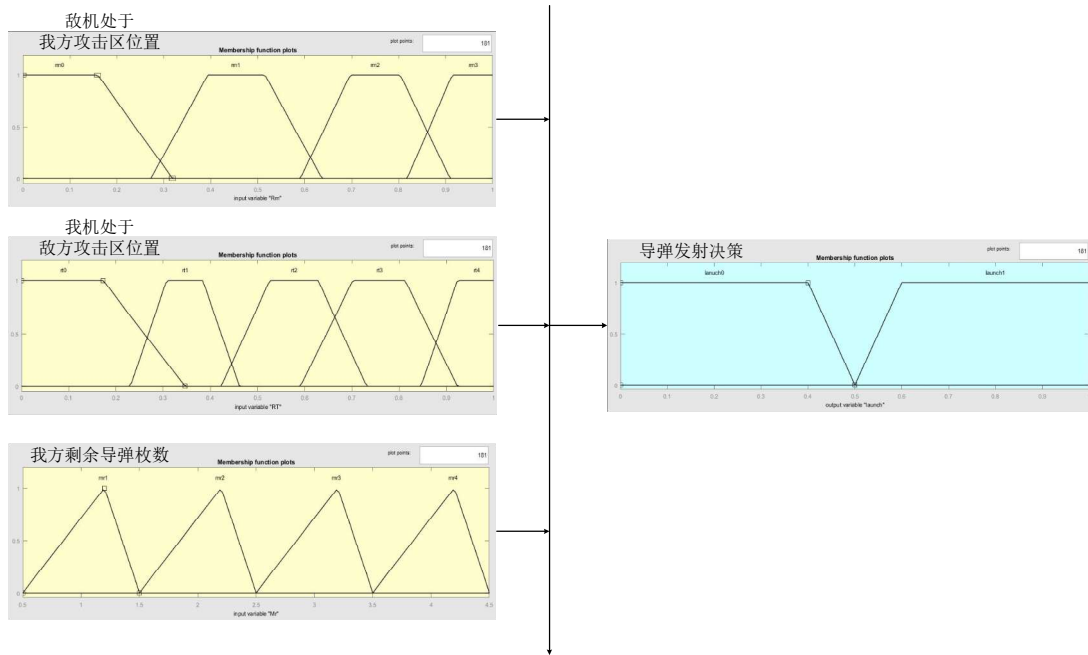


图 5-10 发弹决策模糊推理单元

发弹决策模糊推理单元输出为导弹的发射点。假设我方飞机可以通过传感器获取敌方飞机的位置与速度信息，并已经获取了敌方飞机挂载的空空导弹信息，那么我方飞机可以计算敌方视角下的攻击区信息并且判断我方飞机处于敌方攻击区的位置。我方飞机可以挂载四枚中远距雷达制导空空导弹。输入输出的隶属度划分如表 5-9 所示。

表 5-9 发弹决策模糊推理单元隶属度划分

定义	符号	单位	隶属度划分
敌机处于我方攻击区位置 (输入)	R_m	秒 (s)	$rm0: [R_m^{tr} + 0.65R_m^d, R_m^{tr} + R_m^d]$ $rm1: [R_m^{tr} + 0.3R_m^d, R_m^{tr} + 0.7R_m^d]$ $rm2: [R_m^{tr}, R_m^{tr} + 0.35R_m^d]$ $rm3: [R_m^{tr} - 0.1R_m^d, R_m^{tr} + 0.1R_m^d]$
我机处于敌方攻击区位置 (输入)	R_t	米/秒 (m/s)	$rt0: [R_t^{tr} + 0.85R_t^d, R_t^{tr} + 1.2R_t^d]$ $rt1: [R_t^{tr} + 0.6R_t^d, R_t^{tr} + 0.9R_t^d]$ $rt2: [R_t^{tr} + 0.25R_t^d, R_t^{tr} + 0.65R_t^d]$ $rt3: [R_t^{tr}, R_t^{tr} + 0.3R_t^d]$ $rt4: [R_t^{tr} - 0.1R_t^d, R_t^{tr} + 0.1R_t^d]$

我方剩余导弹 枚数 (输入)	Mr	枚	mr0: [0.5 1.5] mr1: [1.5 2.5] mr2: [2.5 3.5] mr3: [3.5 4.5]
导弹发射决策 (输出)	Launch	——	Launch_0(不发射): [0,0.5] Launch_1(发射): [0.5,1]

表 5-9 中, R_m^{pi} 与 R_m^{tr} 分别为当前计算情况下载机对目标的概率命中发射区与不可逃逸区距离; R_t^{pi} 与 R_t^{tr} 分别为当前计算情况下载机对目标的概率命中发射区与不可逃逸区距离; 距离 R_m^d 与 R_t^d 的定义如式 (5-10) 所示。

$$\begin{cases} R_m^d = R_m^{pi} - R_m^{tr} \\ R_t^d = R_t^{pi} - R_t^{tr} \end{cases} \quad (5-10)$$

双方的攻击区信息是根据 3-5~6 节中的计算方法实时计算的, 由于推理导弹发射时敌方飞机已经进入了我方攻击区, 考虑在攻击过程中敌我双方距离最近不小于 0.5 倍的不可逃逸区, 所以 R_m 的输入信息隶属度划分如表中所示; 同理, R_t 的隶属度划分方法也根据攻击区信息实时计算。在实际的空战过程中, 存在敌方飞机对我方飞机不构成攻击条件的情况, 此时可以认为我方处于远在敌方攻击区外的情况 (R_{t0})。总体的推理规则为, 同时考虑我方导弹发射时导弹对敌方的威胁程度 (处于哪一个攻击区范围内) 与敌方对我的威胁程度。并且, 如果我方导弹剩余量较多, 同样情况对导弹发射条件的选择较为宽松, 否则发射条件较为苛刻。构造的推理规则如表 5-8 所示。

表 5-10 发弹决策模糊推理单元推理规则

规则序号	规则描述
1	If (Rm is rm0) and(RT is rt0) , then (launch is launch 0)
2	If (Rm is rm0),(RT is rt1)and(Mr is not mr4), then (launch is launch 0)
3	If (Rm is rm0),(RT is rt1)and(Mr is mr4), then (launch is launch 1)
4	If (Rm is rm0),(RT is rt2)and(Mr is not mr4), then (launch is launch 0)
5	If (Rm is rm0),(RT is rt2)and(Mr is mr4), then (launch is launch 1)
6	If (Rm is rm0),(RT is rt3)and(Mr is not mr4), then (launch is launch 0)
7	If (Rm is rm0),(RT is rt3)and(Mr is mr4), then (launch is launch 1)
8	If (Rm is rm0) and(RT is rt4) , then (launch is launch 0)
9	If (Rm is rm1) and(RT is rt0) , then (launch is launch 0)
10	If (Rm is rm1),(RT is rt1)and(Mr is not mr4), then (launch is launch 0)
11	If (Rm is rm1),(RT is rt1)and(Mr is mr4), then (launch is launch 1)
12	If (Rm is rm1),(RT is rt2)and(Mr is mr1), then (launch is launch 0)
13	If (Rm is rm1),(RT is rt2)and(Mr is not mr1), then (launch is launch 1)
14	If (Rm is rm1) and(RT is rt3) , then (launch is launch 1)
15	If (Rm is rm1) and(RT is rt4) , then (launch is launch 1)

16	If (Rm is rm2) ,(RT is rt0 or rt1) and(Mr is mr1 or mr2), then (launch is launch 0)
17	If (Rm is rm2) ,(RT is rt0 or rt1) and(Mr is mr3 or mr4), then (launch is launch 1)
18	If (Rm is rm2),(RT is rt2)and(Mr is mr1), then (launch is launch 0)
19	If (Rm is rm2),(RT is rt2)and(Mr is not mr1), then (launch is launch 1)
20	If (Rm is rm2) and(RT is rt3 or rt4) , then (launch is launch 1)
21	If (Rm is rm3) , then (launch is launch 1)

建立的模糊推理单元的构造形式如图 5-6 所示, 首先根据相对距离远近判断载机处于远距引导或是拦射引导状态。在远距引导状态下, 载机将速度矢量大致指向敌方飞机, 快速缩短双方距离, 并在调整速度矢量方向的过程中缩小敌我之间的高度差, 使载机速度提升至较优的发射速度。在拦射引导状态下, 载机根据剩余飞行时间与拦射引导偏差信息修正载机速度矢量, 并实时决策是否发射导弹。

5.5.4 仿真分析

本节中, 根据建立的基于模糊树的拦射引导方法引导模型, 对比仿真了不同典型态势下基于模糊树与基于比例导引法的载机拦射引导方法。首先对比仿真了基于模糊控制方法与基于比例导引法的的拦射引导载机控制方法, 然后仿真了基于模糊决策树的载机远距拦射引导方法。

5.5.4.1 拦射引导载机控制方法对比仿真

北-天-东坐标系下, 原点取在海平面上某一点, 攻击机位置与速度分别为 $[0 \ 10 \ 0]km$ 、 $[250 \ 0 \ -100]m/s$; 目标机位置与速度分别为 $[60 \ 10 \ 0]km$ 、 $[-300 \ 0 \ -200]m/s$, 此时载机与目标基本处于迎头飞行态势, 载机速度较低且相对高度低于敌方。采用比例导引法, 导弹的预估发射距离为 R_{pi} 攻击区对应距离的 0.5 倍, 比例系数 K_1 、 K_2 、 K_3 分别取 2, 8, 0.05 时的拦射引导轨迹和拦射偏差角变化情况如图 5-11 所示。

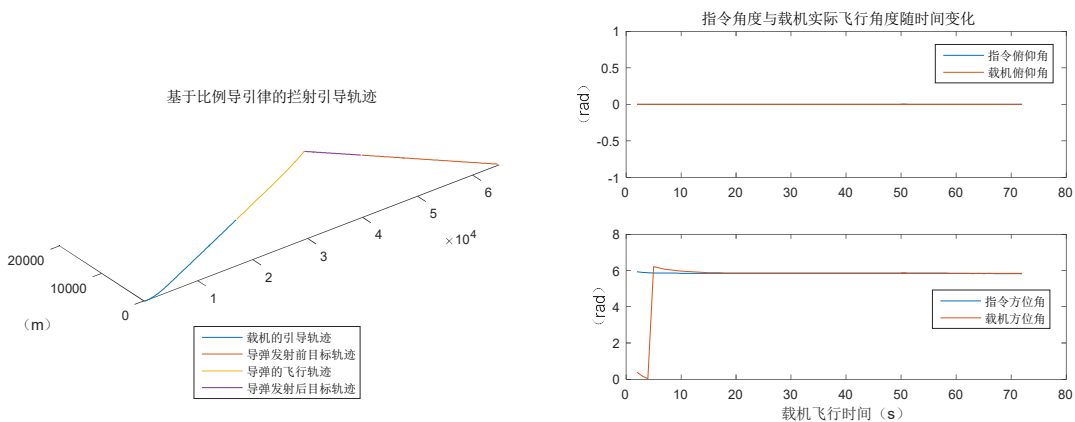


图 5-11 采用比例导引法拦射引导轨迹与拦射偏差角变化

在相同的初始条件下, 采用 5.5.3.3 中基于模糊控制方法的拦射引导方法时, 并在相同拦射初始发射条件时的拦射引导轨迹和拦射偏差角变化情况如图 5-12 所示。

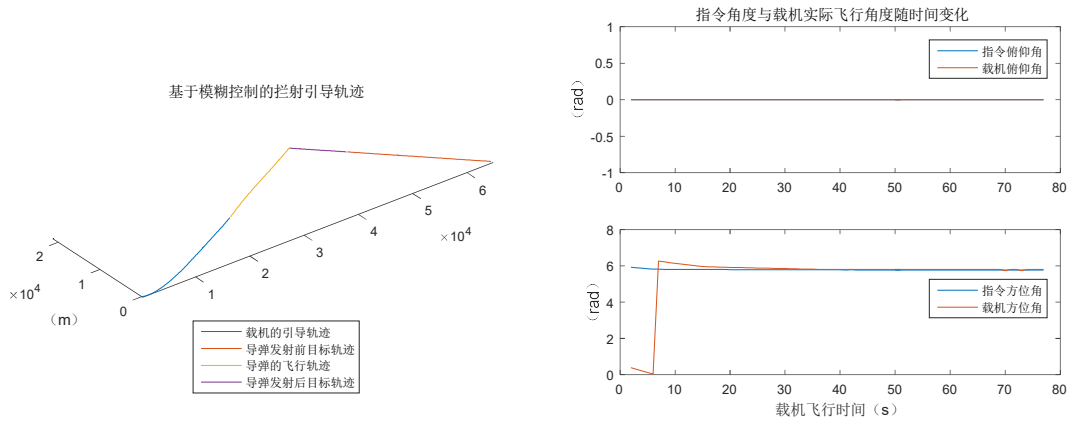


图 5-12 采用模糊控制方法法拦截引导轨迹与拦截偏差角变化

对比图 5-11 与 5-12 可以发现, 采用两种不同方法进行拦截引导时, 由于载体与目标处于同一高度, 指令俯仰角与载体俯仰角一直保持为 0 度; 采用比例导引法时, 方位角偏差修正快于模糊控制方法。采用不同方法时, 载体在前五个步长使用过载情况分别如表 5-11 与 5-12 所示。

表 5-11 采用比例导引拦截引导控制方法载体过载变化

时间步长	X 方向过载 (g)	Y 方向过载 (g)	Z 方向过载 (g)
1	4.7722	1	5.9221
2	2.8793	1	4.5008
3	1.7971	1	3.5066
4	1.1413	1	2.7697
5	0.7371	1	2.2130

表 5-12 采用比例导引拦截引导控制方法载体过载变化

时间步长	X 方向过载 (g)	Y 方向过载 (g)	Z 方向过载 (g)
1	0.6946	1	2.5000
2	0.6946	1	2.5000
3	0.6946	1	2.5000
4	0.6946	1	2.5000
5	0.6946	1	1.5405

通过对比表 5-11 与 5-12 可以发现, 在采用基于模糊控制方法的拦截引导方法时, 载机会根据拦截的待飞时间将过载映射至载机的可用范围内, 可以通过比较平稳的方式完成飞机的转弯, 使载机的控制更容易应用在空战实际中。

5.5.4.2 基于模糊决策树的拦截引导载体控制方法仿真

北-天-东坐标系下, 原点取在海平面上某一点, 攻击机位置与速度分别为 $[0 \ 9 \ 10]km$ 、 $[250 \ 0 \ 0]m/s$; 目标机位置与速度分别为 $[120 \ 13 \ 40]km$ 、 $[-300 \ 0 \ -200]m/s$, 此时载体与目标基本处于迎头飞行态势, 载体速度较低且相对高

度低于敌方。采用比例导引法时,比例系数 K_1 、 K_2 、 K_3 分别取2,8,0.05时的拦截引导轨迹如图5-13所示;采用模糊树决策方法,假设载机挂载导弹剩余两枚的情况下输出的拦截引导轨迹如图5-14所示。

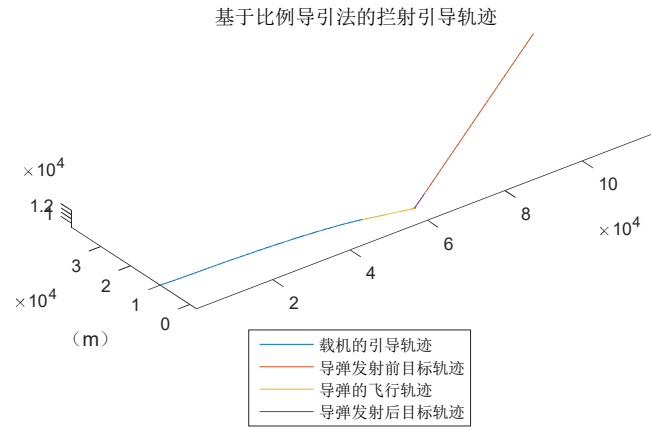


图 5-13 基于比例导引法的拦截引导轨迹

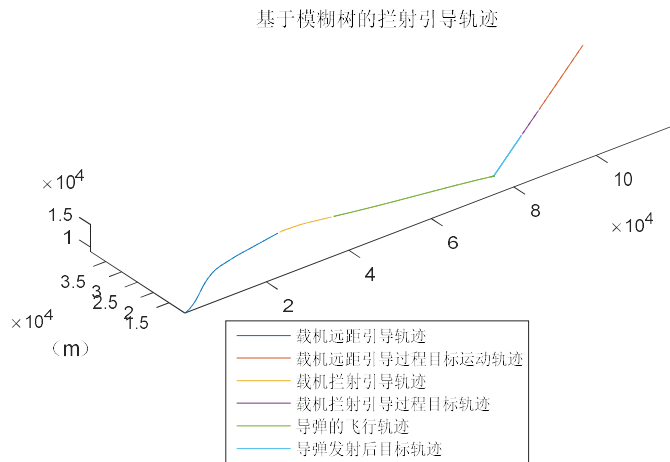


图 5-14 基于模糊树的拦截引导轨迹

通过图5-13与图5-14的对比以及对仿真数据的分析可以发现,在采用模糊决策树方法时,载机存在远距引导过程,在这个过程中,飞机提升自身高度与速度,使其进入拦截引导状态下速度较高(400m/s),高度调整至与目标基本相同,使载机挂载导弹有较高的初始效能,从初始状态到导弹发射一共经历了103s;在采用比例导引方法引导飞机时,载机由于高度差的存在,在较长一段时间内保持较低速度俯仰角的向上飞行,这不符合通常的飞机的控制方法。同时,由于飞机已经基本修正了偏差角,载机没有速度激励,导致飞机飞行速度较小(约 300m/s),飞机挂载导弹性能较低,导弹可攻击范围较小,载机飞行时间较长(134s)。相同的初始状态下,飞机剩余四枚导弹时,拦截引导

轨迹如图 5-15 所示。

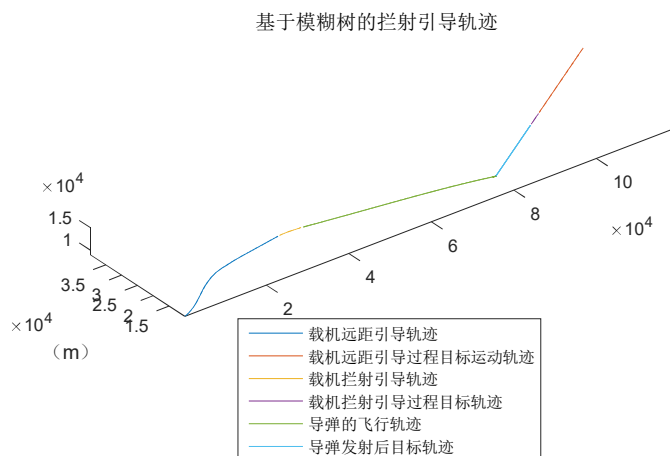


图 5-15 基于模糊树的拦射引导轨迹

在图 5-15 中，绘制了载机剩余 4 枚导弹时的拦射引导轨迹。通过图 5-14 与图 5-15 的对比可以发现，根据 5.5.3.4 中的发弹模糊决策方法，载机在剩余导弹较多情况下，可以一定程度上放宽导弹的发射条件，有利于完成导弹的先敌发射与先敌打击。

5.6 多目标攻击拦射引导方法

随着飞机挂载导弹性能的提升，以及雷达多目标跟踪，多导弹制导能力的满足，单架攻击机可以对多个目标进行同时打击，因此对单个目标打击的拦射引导方法可以扩展至对多个目标的拦射引导方法。本节中，首先给出了多个目标攻击次序与发射时机计算方法，然后给出了多个目标可以同时攻击的条件，并在一对二场景下，仿真了载机的拦射引导轨迹。

5.6.1 多目标攻击次序与发射时机计算

5.6.1.1 打击目标优先级排序

由于在空战过程中多机的速度与位置状态变化较大，单架飞机难以在空战全过程中保持对敌方多架飞机保持构成攻击区条件。因此，在多目标攻击过程中，通常会在进入攻击状态前标定主要目标与次要目标，载机需要在满足对主要目标构成打击条件后再考虑是否对次要目标进行打击。典型的打击目标排序方法有以下几种：一为根据目标对载机的威胁排序；二为根据载机对目标的杀伤能力排序；三为综合考虑敌方对我威胁与我方对敌方杀伤能力，给出目标排序；四为由飞行员或指挥员直接指定。本文中，认为目标排序在载机进入攻击状态前已经给定，并在全部过程中保持不变。

5.6.1.2 发射时机计算

在获取了多个目标的打击次序后，由于不同目标的威胁值与价值不同，对不同目标的打击效果期望不同。假设敌方双机编队中两架飞机分别记为 Ta 和 Tb ，并且对目标 Ta

的打击优先级较高,那么载机应该优先考虑满足对 Ta 的攻击。在超视距空战过程中,在未发射导弹时,对目标的毁伤效果很大程度上与导弹发射时的初始相对距离有关。载机在对目标发射导弹时,目标应该处于载机的 R_{pi} 攻击区范围内。由于,空战对抗过程中双方飞机多处于对头接近态势,即双方对对方均有一定杀伤能力。载机在引导过程中如果距离敌方飞机过近(在 R_r 到 R_{min} 范围内),载机也容易进入敌方不可逃逸区,受敌方威胁较大。假如对优先打击目标 Ta 的打击效果输出结果记为 p1,假设 p1 的取值区间为 [0.5,1]。打击效果取 1 时期望飞机对目标 Ta 毁伤能力达到极限,打击效果取 0.5 时,期望飞机对目标 Ta 有一定毁伤能力,并且区间分布与期望的打击效果成均匀映射情况。那么拦截引导过程中,预估的导弹初始发射距离为 L ,初始的发射距离取值范围如式(5-11)所示:

$$L \in [0.8R_r, 0.8R_{pi}] \quad (5-11)$$

式中, R_{pi} 为载机对目标的概率命中发射区, R_r 为载机对目标不可逃逸区,载机发射导弹时对目标处于的攻击区越优,则认为对目标的毁伤能力越大,建立那么 L 与 p1 的映射关系为式(5-12)所示:

$$p_1 = 1 - 0.5(L - 0.8R_r) / (0.8R_{pi} - 0.8R_r) \quad (5-12)$$

根据导弹的初始发射距离 L 的预估,可以获取导弹的弹道长度与飞行时间,并可以带入公式(5-1~6)计算拦截引导轨迹。

5.6.2 多目标攻击瞄准限制条件

在 5.5 节中给出了基于模糊推理树的拦截引导方法,并可以根据载机和目标机的初始状态输出载机的引导轨迹。拦截引导方法的原理为根据目标的飞行状态,操纵载机使目标处于载机攻击区内,并使导弹可以以近似直线的方式接近与命中目标。由于中远程空空导弹具备很强的制导能力,使得导弹发射过程中导弹的初始发射方向可以一定程度上偏离前置命中点的方向,形成一定的前置角或者后置角发射,如图 5-16 所示。

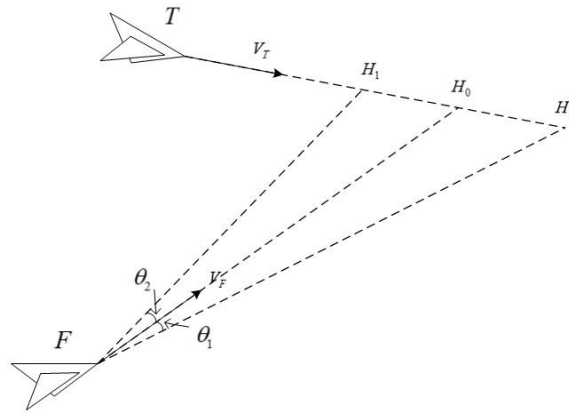


图 5-16 前置发射与后置发射示意图

图中, F 为载机位置, T 为目标位置, V_F 与 V_T 分别为载机与目标的速度矢量。 H_0 为

以当前相对位置、目标的速度矢量和当前的载机速度，修正了偏差角之后拦截前置命中点。角 θ_1 和角 θ_2 分别为引导过程前置角和后置角，在前置角与后置角满足一定范围时，发射的导弹仍可以以近似直线的方式命中目标。引入前置角与后置角时，采用 5.5 节中的基于模糊树的引导方法时，可以获取载机的引导轨迹。在北-天-东坐标系下，载机位置为 $[0 \ 9 \ 10]km$ ，速度为 $[300 \ 0 \ 0]m/s$ ，目标位置为 $[60 \ 9 \ 40]km$ ，速度为 $[-300 \ 0 \ 100]m/s$ 时假设匀速的前置角与后置角范围为正负 10 度，以 5 度为间隔载机的拦截轨迹如图 5-17 所示。

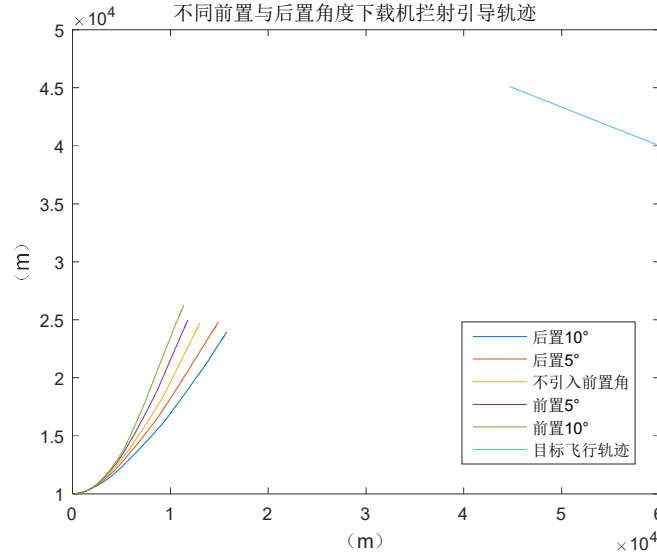


图 5-17 不同前置后置角度的载机引导轨迹

在单架飞机对多个目标进行拦截攻击时，对多个目标的拦截引导轨迹需要保持在一定范围并有一定重合时，载机在保证完成对首要目标发弹攻击的基础上，经过一定调整可以转入对第二个目标的攻击。假设在一架飞机同时攻击两架飞机的场景下，载机 F 对首要目标 TA 与次要目标 TB，根据打击效果要求，拦截引导的轨迹集合为 trackA 与 trackB。

$$\begin{cases} TrackA = \{tab10, tab5, ta0, taf5, taf10\} \\ TrackB = \{tbb10, tbb5, tb0, tbf5, tbf10\} \end{cases} \quad (5-13)$$

集合中，每条轨迹集合中包含五条轨迹分别前置 10° ，前置 5° ，无前置，后置 5° ，后置 10° 时的轨迹。每条轨迹为矩阵形式，包含不同时刻载机的位置，直至发射导弹的位置，判断载机可以同时完成两条航路 L_1 与 L_2 的数学模型为：

$$\begin{cases} t_0 = \min(t_{l1}, t_{l2}) \\ D_{L_1, L_2} = \sum_{t=0}^{t=t_0} |L_1^t - L_2^t| / t_0 \end{cases} \quad (5-14)$$

式中， t_0 表示两条航路中用时较短的一条所需时间。 D_{L_1, L_2} 表示在 0 到 t_0 时间范围内， L_1 与 L_2 两条拦截轨迹的平均偏差值。在平均偏差值小于阈值 d_0 情况下，可以认为对两个目标可以进行同时攻击。在考虑有一定前置或后置角度下，不同两条弹道的偏差值取最小

值时，作为选择的两条弹道，如式 5-15 所示。

$$[l_a, l_b] = \{\min(D_{l_a, l_b}) | l_a \in trackA, l_b \in trackB\} \quad (5-15)$$

如果在式 5-15 所示的 25 种载机引导轨迹组合中，所有组合轨迹偏差值均大于允许的偏差阈值，那么对敌方两个目标无法同时完成拦截引导，通常情况下，敌方两架飞机已经或者正在脱离编队作战形式。

5.6.3 仿真结果分析

本节中，根据建立的拦截引导方法仿真了多目标攻击时载机的拦截引导轨迹，北-天-东坐标系下，载机与敌方两架飞机的初始状态如下：

载机位置：[0 9 10]km 速度：[300 0 0]m/s

目标 1 位置：[80 9 40]km 速度：[-300 0 100]m/s

目标 1 位置：[90 9 50]km 速度：[-300 0 200]m/s

首先计算载机对目标 1 与目标 2 分别攻击时不同前置角下的攻击区轨迹，并且对比载机引导轨迹间的航路差距，如表 5-13 所示。

表 5-13 不同前置角度与后置角度情况载机对两个目标攻击航路差

对首要目标 前置角度	载机对两个目标攻击航路差 (m)				
	对次要目标前置角度				
	后置 10°	后置 5°	无前置角	前置 5°	前置 10°
后置 10°	35640	44519	52355	60225	66704
后置 5°	28576	37725	45556	53883	60898
无前置角	25146	33090	38966	47046	54742
前置 5°	22240	27645	31060	38395	46206
前置 10°	12454	15818	19853	27229	33816

根据表 5-13 所示，航路差距最小的引导方式为对目标 1 后置 10° 攻击区并且对目标 2 前置 10°，根据航路偏差计算结果，输出载机的拦截估计如图 5-18 所示。在保证对首要目标的打击条件下同时对目标 2 进行攻击。

图 5-18 中，载机对优先攻击的目标 1 进行前置攻击，并在发射导弹后经过一定航向调整后对目标 2 进行后置攻击。可以发现，由于在对两个目标攻击前对载机的航路进行计算，载机在对目标 1 进行攻击引导并且发射导弹后，进行少量调整后即刻对目标 2 进行攻击，载机容易完成对敌方两架飞机的同时攻击。同时，由于中远距空空导弹的制导性能较好，由于引入了前置角与后置角计算，导弹相对目标一飞行轨迹向目标方向有一定偏移，导弹相对目标一飞行轨迹向前置命中点方向有一定偏移，但是导弹仍能以近似直线的方式接近并且命中目标，导弹容易发挥出其打击效能与动力效能。

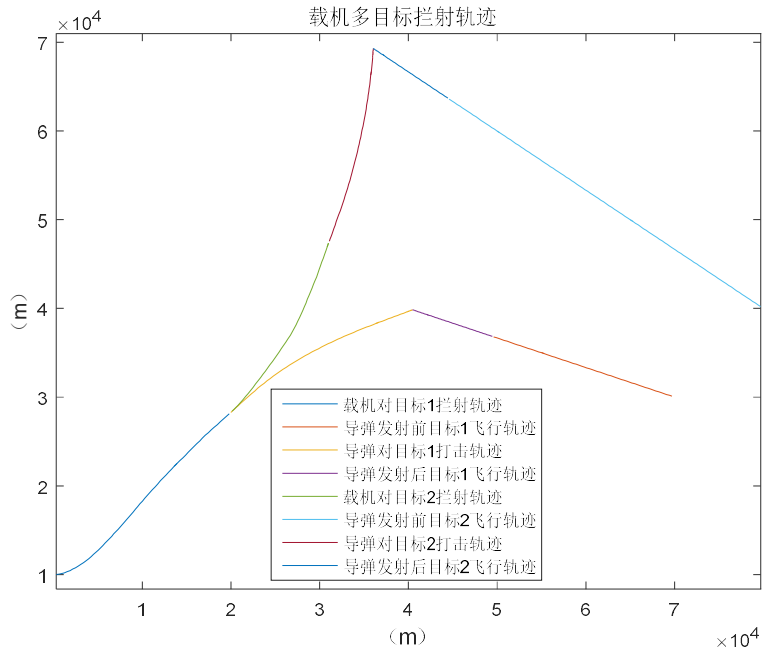


图 5-18 多目标拦射引导轨迹

5.7 本章小结

本章中，主要对拦射引导方法进行了研究。首先，介绍了拦射引导方法的原理与拦射偏差角的计算方法。然后，给出了基于比例导引法与模糊决策树方法的拦射引导载机控制方法，并对比仿真了基于两种方法的拦射引导轨迹。仿真结果表明，采用模糊决策树方法可以有效分配载机自身过载，在保持自身过载不超限的情况快速提升载机态势，并完成导弹发射。最后，基于文中建立的基于模糊树的拦射引导方法模型，给出了多目标攻击时载机的限制条件与控制方法，并对多目标拦射轨迹进行了仿真。仿真结果表明，文中提出方法可以有效选择较优的多目标攻击轨迹，并完成对多个目标的同时攻击。

6 总结与展望

6.1 工作总结

本文针对导弹的攻击区计算方法与飞机的拦射引导方法开展了相关研究，主要包括以下几个方面的内容：

(1) 对攻击区与拦射引导过程中导弹与载机的运动学与动力学模型进行了研究。根据飞机与导弹的过载控制模型，建立了飞机典型机动（如中断、转入、俯冲、偏置）的控制模型，给出了基于比例导引法的导弹的导引模型。

(2) 对导弹自身雷达截获概率计算方法进行了研究。中远程复合制导空空导弹在导弹接近目标后存在中末制导交接过程，在交接过程中导弹自身雷达对目标的截获影响导弹对目标的最终命中情况。在导弹动态发射区的计算模型中，对导弹的截获概率提出了需求。本文中，给出了影响导弹截获概率的误差源模型，并进一步给出了各传感器性能确定情况下导弹的截获概率计算方法。

(3) 以飞行员手册和相关资料为基础，给出了五条典型的导弹动态发射区（ R_{aero} 、 R_{opt} 、 R_{pi} 、 R_{tr} 、 R_{min} ）计算方法，并且根据各攻击区的仿真结果与理论分析，分析了各个攻击区间的联系与区别，最后给出了五条动态发射区边界的平显显示画面。

(4) 根据导弹实际的发射与制导过程，仿真了考虑导弹制导条件限制的攻击区，以此为基础分析了单机探测-发弹-制导的局限。在局限性分析的基础上，计算了双机配合情况下，导弹可以协同制导情况下的协同攻击区，并分析了双机编队空战相对单机在导弹可攻击区范围和确保自身安全方面上的优越性。根据协同攻击区计算结果，在典型场景下，仿真了双机编队协同制导方法。

(5) 根据拦射引导方法的原理，设计了基于比例导引法与遗传模糊树方法的载机拦射引导控制方法，对比仿真了两种载机控制方法的拦射引导轨迹。根据一对一的拦射引导方法原理，引入的导弹的前置发射与后置发射方法，给出了多个目标可同时攻击的条件，并且设计了多目标攻击时的拦射引导方法。

6.2 工作展望

由于时间的限制以及本人能力有限，本文中尚存以下几点不足和需要深入研究的地方，需要在日后的研究加以思考和改进：

(1) 由于目前中远距复合制导空空导弹采用中制导加导弹末端主动制导的制导方式。导弹自身雷达的截获概率（TAP）是极为重要的计算指标，本文中只计算了简化模型，使其可以运用在攻击区快速模拟中。实际的截获概率计算需要对误差源的模型和误差的传递关系进行更深层的计算与研究。

(2) 在快速模拟法攻击区计算过程中，弹道考虑为全程定比例导引法、导弹考虑为

三自由度过载控制的质点，这与实际过程中导弹的控制以及运动模型有一定差别。如何处理好弹道的简化使其可以在攻击区计算过程中合理应用并且保证简化条件的合理性与攻击区计算结果的有效性是日后要研究的内容。

(3) 在拦射引导方法以及攻击区计算假设中，不可避免地要对目标的机动方式进行假设。由于计算方法以及目标特性的限制，通常对目标运动假设为简单的匀速运动或匀速转弯，在敌方采取复杂机动情况下，算法的鲁棒性与可行性还要进行进一步分析。

(4) 本文中给出了双机编队对单机空战时的协同攻击区计算方法与典型场景下的双机编队协同制导策略。由于导弹是超视距空战的主要武器，基于导弹协同使用方法(协同攻击区、协同制导策略)的编队内部飞机配合机动方法以及编队方式等一系列问题还有待进一步研究。

参考文献

- [1] 樊会涛,崔颢,天光.空空导弹 70 年发展综述[J].航空兵器,2016(01):3-12.
- [2] 樊会涛.第五代空空导弹的特点及关键技术[J].航空科学技术,2011(03):1-5.
- [3] Stillion J, Perdue S. Air Combat Past, Present and Future [R]. Rand, Project Air Force, 2008
- [4] Stillion J. Trends in Air to Air Combat Implications for Future Air Superiority [M]. Washington D. C, CSBA, 2015.
- [5] Nordeen L O. Air Warfare in the Missile Age[M]Smithsonian Books DC, 2010.
- [6] 王安丽,张安,李杰奇.战斗机中远距空战建模与仿真分析[J].指挥控制与仿真,2012,34(03):90-94.
- [7] 李战武,常一哲,孙源源,杨海燕,罗卫平.中远距协同空战多目标攻击决策[J].火力与指挥控制,2016,41(02):36-40+46.
- [8] 未来空战与人工智能高端研讨会[J].探测与控制学报,2018,40(03):120.
- [9] 史振庆,梁晓龙,张佳强,刘流.基于导弹攻击区的空战态势评估[J].火力与指挥控制,2018,43(09):89-93+98.
- [10] 陈通,寇英信,李战武,徐安.空空导弹战术攻击区作战效能检测方法研究[J].计算机仿真,2016,33(05):125-130.
- [11] 徐胜,张安柯,孔繁峨.双机协同作战下导弹协同攻击区仿真分析[J].电光与控制,2018,25(09):45-48.
- [12] 李英豪,樊蓉,郭创,王厚哲.有人机/无人机协同下空空导弹发射区仿真分析[J].火力与指挥控制,2018,43(10):44-50+56.
- [13] 吴华兴.基于 Agent 的人机组合行为建模关键技术研究[D].西北工业大学,2016.
- [14] 隋永华,胡朝晖,俞利新,欧建军,冯国强.基于迭代优化的拦射空战瞄准引导方法[J].电光与控制,2013,20(01):28-31.
- [15] 康志强,寇英信,李战武,陈磊.中距拦射空空导弹的中制导指令计算新方法[J].电光与控制,2014,21(09):95-98.
- [16] 樊会涛.复合制导空空导弹截获目标概率研究[J].航空学报,2010,31(06):1225-1229.
- [17] 张大元,雷虎民,李海宁,邵雷,李炯.复合制导导引头开机截获概率估算[J].固体火箭技术,2014,37(02):150-155.
- [18] 夏芒,张忠阳,杜广宇.采用高抛弹道的空空导弹复合导引律研究[J].现代防御技术,2014,42(01):46-50.
- [19] 杨雪榕,李晓冬,梁加红.空空导弹高抛弹道复合制导律研究[J].系统工程与电子技术,2009,31(12):2918-2923.

- [20]张明,张蓬蓬,宋琛.考虑截获概率的空空导弹高抛弹道性能研究[J].内江科技,2015,36(03):66-67+98.
- [21]某型外军飞机飞行员战术手册[E].2004.2.
- [22]周灿辉,周德云,聂志强,何鹏.中程空空导弹可攻击区解算的新方法[J].火力与指挥控制,2012,37(07):54-56+60.
- [23]杜昌平,周德云,江爱伟.一种空空导弹可攻击区快速算法[J].西北工业大学学报,2006,24(6):682-685
- [24]黄威,任洋.自适应步长的空空导弹攻击区解算方法[J/OL].电光与控制:1-5[2019-01-06].<http://kns.cnki.net/kcms/detail/41.1227.TN.20181220.1323.010.html>.
- [25]张平,方洋旺,肖冰松,等.空空导弹攻击区实时解算的新方法[J].弹道学报,2010,22(4):11-1s
- [26]李泉扬,周德云,冯琦,张华涛.基于遗传规划的空空导弹攻击区拟合[J].弹箭与制导学报,2015,35(03):16-18+22.
- [27]张振兴,杨任农,房育寰,丁健.基于改进 BP 神经网络的导弹攻击区计算[J].飞行力学,2018,36(02):48-52.
- [28]王海涛,佟惠军,王洋.基于改进的 BP 神经网络空空导弹攻击区解算方法[J].电子设计工程,2014,22(03):28-30+33.
- [29]俞吉,周德云,周灿辉.基于云模型空空导弹攻击区的拟合方法[J].火力与指挥控制,2018,38(7):32-35.
- [30]刁兴华,方洋旺,伍友利,付小飞.双机编队空空导弹协同发射区模拟仿真分析[J].北京航空航天大学学报,2014,40(03):370-376..
- [31]胡朝晖,汪浩生,王效国,李东文.某型飞机拦射攻击算法的实现[J].火力与指挥控制,2003(02):60-62+66.
- [32]Chen, L., K. Li, and Y. Liang. Dimension-reduction method of three-dimensional guidance laws. in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2012.
- [33]Peled-Eitan, L. and I. Rusnak, Three Dimensional Guidance against Helix Maneuver with Unknown Turning Rate. IFAC-PapersOnLine, 2017. 50(1): p. 2726-2731.
- [34]Chang, L., Z. Liu, and X. Zong. Design of 3-D discrete sliding mode variable structure guidance law for air missile. in Intelligent Control and Automation. 2012.
- [35]He, S. and D. Lin, Three-Dimensional Optimal Impact Time Guidance for Antiship Missiles. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018: p. 1-8.
- [36]Pandit, S., B. Panchal, and S.E. Talole. Design of Three-Dimensional Guidance Law for Tactical Missiles. in 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2018.
- [37]Weiss, G. and I. Rusnak, All-aspect three-dimensional guidance law based on feedback linearization. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015. 38(12): p. 2421-2428.
- [38]Hu, X., et al., Stability of spinning missile with homing proportional guidance law. Aerospace Science and Technology, 2017. 71: p. 546-555.

- [39] Sonawane, H.R. and S.P. Mahulikar, Effect of Missile Turn Rate on Aircraft Susceptibility to Infrared-Guided Missile. *Journal of Aircraft*, 2013. 50(2): p. 663-667.
- [40] Imado, F. and T. Kuroda, Family of Local Solutions in a Missile-Aircraft Differential Game. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2015. 34(2): p. 583-591.
- [41] 于振灏. 基于模糊理论的决策树算法的研究及应用[D]. 中国地质大学(北京), 2017.
- [42] 代冀阳, 张建刚, 毛剑琴. 基于遗传算法的模糊树建模方法[J]. *自动化学报*, 2000(05): 707-710.
- [43] Genetic Fuzzy Trees for Intelligent Control of Unmanned Combat Aerial Vehicles[E], 2015
- [44] 谢希权. 机载多目标攻击武器系统信息处理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [45] 孙娟, 王熙照. 自适应模糊决策树算法[J]. *计算机工程与设计*, 2013, 34(2): 649-653.
- [46] 翟俊海, 侯少星, 王熙照. 粗糙模糊决策树归纳算法[J]. *南京大学学报(自然科学)*, 2016, 52(2): 306-312..
- [47] 宋磊, 黄长强, 吴文超, 等. 多 UCAV 协同目标攻击决策[J]. *系统工程与电子技术*, 2011, 33(7): 1548-1552.
- [48] 付跃文, 王元诚, 陈珍, 范文澜. 基于多智能体粒子群的协同空战目标决策研究[J]. *系统仿真学报*, 2018, 30(11): 4151-4157.
- [49] 高劲松, 赵华超, 田省民. 空空导弹的两种全向攻击方式的关系[J]. *电光与控制*, 2018, 25(12): 16-20.
- [50] 苗涛, 杨毅, 南英. 导弹动态可攻击区实时在线算法研究[J]. *飞行力学*, 2018, 36(02): 39-43.
- [51] 张安柯, 孔繁峨, 孙兆雨. 超视距空空导弹攻击操作提示的两点改进[J]. *弹箭与制导学报*, 2016, 36(06): 16-18+22.
- [52] 隋洪江, 李察, 李晓波. 中远距空空导弹射后效能动态评估[J]. *飞机设计*, 2016, 36(02): 26-29+37.
- [53] 赵志伟, 张安, 夏庆军, 邵帆. 中远程空空导弹目标截获概率仿真计算[J]. *火力与指挥控制*, 2011, 36(10): 160-164.
- [54] Sen ZHANG. Analysis of Parabolic Trajectory Guidance Law for Airborne Missile[A]. Science and Engineering Research Center. Proceedings of 2016 International Conference on Computer, Mechatronics and Electronic Engineering (CMEE 2016)[C]. Science and Engineering Research Center: Science and Engineering Research Center, 2016: 7.
- [55] 吴鹏, 宋文龙. 基于飞行时间估计带时间约束的末制导律设计[J]. *自动化技术与应用*, 2012, 31(03): 19-23.
- [56] 吕长起. 中远距空空导弹不可逃逸发射区远界的一种计算方法[J]. *航空兵器*, 2008(05): 3-6+17.
- [57] 魏鑫. 空空导弹六自由度仿真系统的设计与实现[D]. 北京工业大学, 2016.
- [58] 焦勇, 强金辉, 周喻虹. 一体化导弹六自由度全量数学仿真系统的设计与实现[J]. *弹箭*

- 与制导学报,2007(03):103-105.
- [59]李润青. 远程空空导弹复合制导与控制问题研究[D].哈尔滨工业大学,2014.
- [60]张列航,雷蕾,杨长启.中程空空导弹攻击区仿真与拟合[J].航空科学技术,2010(04):25-27.
- [61]付海峰,刘华伟,张宗麟.中距主动制导空空导弹目标截获概率仿真计算[J].电光与控制,2007(03):55-58.
- [62]张安柯,孔繁峨,贺建良.目标强机动对中远程空空导弹可攻击区的影响[J].弹箭与制导学报,2016,36(02):21-25.
- [63]魏鹏涛,韩宝珠,廖永刚.基于固定弹道的空间拦截发射点快速选择研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(3):35-37.
- [64]刘正敏,姜长生,陈志伟.多机协同空战中的威胁排序[J]. 电光与控制, 2011, 18(2).
- [65]付昭旺,寇英信,黄文卿,et al.多机协同空战火力控制研究[J]. 电光与控制, 2010, 17(9):5-8.
- [66]赵振宇,卢广山.无人机协同空战中的目标威胁评估和目标分配算法[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(11):42-46.
- [67]李战武,常一哲,孙源源,等.中远距协同空战多目标攻击决策[J]. 火力与指挥控制, 2016(2):36-40.
- [68]周德云,杨振,张堃.多 UCAV 超视距协同空战中的交接制导方法[J]. 弹道学报, 2017, 29(2):1-7.
- [69]付昭旺,寇英信,于雷,et al.有人/无人战斗机协同空战模式及能力需求分析[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(1):73-77.
- [70]耿文学,孔繁峨,马冬前.基于模糊贝叶斯网络的 UAV 中远距空战战术决策[J]. 火力与指挥控制, 2014(3):99-103.
- [71]肖冰松,方洋旺,胡诗国,et al.一种新的超视距空战威胁评估方法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(9).
- [72]孙兆雨,张安柯.中远距空空导弹射后效能动态评估[J]. 弹箭与制导学报, 2016(4):29-32,共 4 页.
- [73]王谦,周德云,张堃.基于模糊决策树的 UCAV 雷达模式管理算法[J]. 计算机仿真, 2011, 28(3):65-68.
- [74]陆彦,周志刚,夏英明.航空火力控制技术. 北京:国防工业出版社, 1993.
- [75]隋永华,郭雷,俞利新,王海晏,欧建军.空空导弹拦射攻击自寻优瞄准控制方法研究[J]. 弹箭与制导学报,2012,32(04):33-36

致谢

不知不觉中，硕士期间的科研生活即将接近尾声。在论文写完之际，在此衷心感谢研究生期间对我给予帮助的人。

首先我要感谢我的导师周德云教授。多年来，周老师严谨的治学态度、渊博的知识与高尚的品德深深地影响着我。在周老师的带领与指导下，我有幸参与教研组承接的一系列项目。在项目研究的过程中，我接触了当前火力控制领域的研究热点与研究方向，也锻炼了独立的科研能力与编程能力。在硕士开题期间，周老师根据我参与的项目与研究方向为我选取了适合的题目，并在研究生三年级论文写作期间根据我的研究内容和研究方向给我提出很多宝贵意见。感谢周老师在生活与学习上的指导。

此外，我还要感谢教研室的曾丽娜、张凯、潘潜、李梹扬、唐永川、孔维仁、杨振、赵艺阳等博士生，感谢各位师兄师姐一直以来在学习与生活上给我的帮助。在硕士三年级论文写作期间，我与杨振师兄就论文内容与研究方向进行了多次讨论，每次讨论中杨振师兄都给我提出了启发性的建议。由于我进入教研室较早，加上在参与项目过程中与各位博士生师兄交流较多，在此也感谢潘潜、李梹扬、唐永川、孔维仁、赵艺阳等师兄和师姐在工作选择、科研方法以及科研方向上的建议与指点。同时，感谢与我同届的连振江、赵昆、胡图、董艳杰、李萧缘、逯超、刘培培同学，有了他们的帮助与陪伴，教研室的气氛变得欢乐轻松，枯燥的学习也变得有趣。另外，已经毕业的师兄师姐也给了我很多鼓励和帮助，并且为我树立了良好的榜样，也非常感谢他们。

最后，我要感谢我的父母，感谢父母毫无保留的奉献与培养，大爱无言，深情难报。

再一次对关心我的老师、同学、家人、朋友道一声感谢。

攻读硕士期间发表的学术论文和参加科研情况

发表论文：

- [1] 邓可, 彭宣淇, 周德云.基于矩阵对策与遗传算法的无人机空战决策方法研究.火力与指挥控制[J](已录用)

参加科研工作：

- [1] “空海一体化指挥控制框架” 科研项目，主要参与人；
[2] “XXX 智能空战” 科研项目，主要参与人；
[3] “XXX 系统精度分析” 科研项目，主要参与人。

西北工业大学

学位论文知识产权声明书

本人完全了解学校有关保护知识产权的规定，即：研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权单位属于西北工业大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版。本人允许论文被查阅和借阅。学校可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。同时本人保证，毕业后结合学位论文研究课题再撰写的文章一律注明作者单位为西北工业大学。

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：_____

指导教师签名：_____

年 月 日

年 月 日

西北工业大学

学位论文原创性声明

秉承学校严谨的学风和优良的科学道德，本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师的指导下进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容和致谢的地方外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表或撰写过的研究成果，不包含本人或其他已申请学位或其他用途使用过的成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式表明。

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：_____

年 月 日