

ВОПРОСЫ НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОБОРОНЫ ПРОТИВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Пол Зарчан

Баллистические цели могут оказаться более трудными для поражения, нежели самолеты. Если перехват ведется за пределами атмосферы и цель не может маневрировать, то баллистическое движение цели хорошо предсказуемо, поскольку единственной силой, действующей на нее, оказывается гравитация. Во всех случаях внеатмосферному перехватчику понадобится топливо для маневра, чтобы поразить цель. Длительное время полета потребует стратегий наведения и контроля, сохраняющих топливо и сводящих к минимуму уровни ускорения, для успешного перехвата. Если перехват происходит в атмосфере, баллистическая цель оказывается не столь предсказуемой из-за асимметрии в конструкции цели, которая может вызвать ее закрутку. Кроме того, большая скорость цели означает, что возникнут очень большие ее замедления, которые с точки зрения преследующего внутриатмосферного перехватчика будут выглядеть как маневр. В этом случае потребуются более совершенные стратегии наведения и контроля для уверенности в том, что цель может быть поражена, даже если ракета не может маневрировать. В этом пособии мы попытаемся высветить главные проблемы наведения и управления, которые встают перед обороной против баллистических ракет.

Автор работает в Лаборатории имени Чарльза Старка Дрейпера в Кембридже (Массачусеттс, США).

Предсказание места, где будет цель

До того, как можно будет запустить ракету к баллистической цели, понадобится датчик для слежения за ней. Например, если таким датчиком станет наземный радар, то сначала измеряются расстояние до цели и ее азимут. На основе этих предварительных измерений можно оценить положение и скорость (а в ряде случаев - ускорение) цели. Качество оценок зависит от точности радара и от того, как часто принимается информация. С точки зрения оценок, лучше иметь более высокую частоту поступления данных, но при этом радар сможет отслеживать меньше потенциальных целей в одно и то же время.

На основе отфильтрованных оценок должно быть предсказано, где цель будет находиться в будущем (то-есть, ожидаемая точка перехвата равна, примерно, оцененному положению цели плюс произведению ее скорости на время, которое пройдет до перехвата).

Точность предсказания зависит не только от качества фильтрации оценок, но и от нашего понимания того, что цель будет делать в будущем. Это будущее положение цели называют предсказываемой точкой перехвата. Если бы этот параметр был известен точно, можно было бы добиться решения проблемы управления выстрелом: ракету надо просто запускать под правильным углом и в нужное время для прихода в предсказываемую точку перехвата. В этом упрощенном случае не нужна система наведения ракеты, поскольку нет ошибок, которые надо исправлять.

Для неманеврирующих внеатмосферных целей легче осуществить предсказание, так как гравитационные эффекты хорошо известны. В этом случае предсказанную точку перехвата можно экстраполировать на будущее на основе оценок положения и скорости, а также знания ньютоновских законов всеобщей гравитации. Но при более долгих временах полета вырастут ошибки предсказания точки перехвата. Впрочем, в этом случае будет также больше времени для коррекции ошибок.

Нельзя точно знать, где цель окажется в будущем. Например, авиационная цель может не маневрировать, когда за ней следит радар, но может сманеврировать или изменить курс несколькими секундами позже. В этом случае появится значительная ошибка в определении предсказанной точки перехвата, а ракета полетит в неверном направлении. Для ра-

кет, осуществляющих перехваты в атмосфере, может оказаться желательным запускать ракету в «ложном» направлении (то-есть, не в предсказанную точку перехвата), чтобы уменьшить сопротивление или избежать разрушения окружающих построек (например, при запусках с корабля). Некоторые типы ракет сначала запускаются таким образом, но вскоре наступает фаза полета, когда поступают команды на разворот для полета к ожидаемой точке перехвата. На практике перехватчик может получать обновленные данные по наведению во время полета по мере того, как продолжает улучшаться наше знание об ожидаемой точке перехвата.

Хотя в нашем примере использован наземный радар, чтобы следить за целью и помогать выдавать данные, необходимые для определения того, когда и под каким углом запустить ракету, самонаводящиеся ракеты должны в конечном итоге сами наблюдать за целями. «Глаза» ракеты называют головкой самонаведения. Для самонаводящихся ракет команды наведения основаны на информации от этих головок. У ряда ракет малой дальности имеются головки, которые могут захватить цель и удерживать ее в поле зрения в течение всего полета, а ракеты большей дальности могут наводиться по информации от наземных радаров до тех пор, пока головка не окажется достаточно близко к цели, чтобы осуществить ее захват. У некоторых ракет головка самонаведения обладает достаточно широким полем зрения и это позволяет иметь фазу поиска цели, чтобы затем захватить ее. У других ракет поле зрения головки задается очень узким и в этом случае ожидается, что головка захватит цель сразу же после включения. Поэтому возникает другой усложняющий фактор – ракета должна лететь так, чтобы облегчить захват цели самонаводящей головкой.

Внутриатмосферные ракеты большой дальности используют тягу для увеличения скорости только на отрезках полета. После выгорания топлива ракета должна планировать по направлению к цели. Управляющие поверхности настраиваются на увеличение ускорения так, чтобы ракета могла реагировать на команды ускорения для перехвата цели. Для внутриатмосферных ракет величина возможного ускорения зависит от скорости ракеты и высоты перехвата. Более высокая скорость и меньшая высота способствуют увеличению диапазона дополнительного ускорения. Поэтому внутриатмосферные перехватчики должны двигаться по таким траекториям, чтобы иметь максимальные скорости и достаточный запас ускорения для перехвата цели. Тепловые условия устанавливают максимально возможные скорости на более низких высотах.

Как только головка сможет увидеть цель (или захватить ее), основными вопросами, определяющими успешный перехват, станут время, остающееся до перехвата, величина имеющегося запаса ускорения и ошибки, которые надо будет скорректировать (то-есть, ошибки в предсказании точки перехвата, накопившиеся до захвата цели головкой самонаведения). Вообще говоря, сведение к максимуму периода самонаведения рассматривается как положительный фактор по многим причинам. Технологии, увеличивающие диапазон захвата цели головкой, также увеличивают период самонаведения.

Значительным источником ошибок, влияющих на характеристики перехватчика, служат маневры цели. Воздушная цель может маневрировать в целях ухода от перехвата, а баллистическая цель может маневрировать произвольно из-за асимметрии закрылков или благодаря естественному замедлению высокоскоростного объекта при входе в атмосферу. Такое замедление баллистического объекта может с точки зрения перехватчика рассматриваться как маневр. Другой источник ошибок называют ошибками курса или ошибками при предсказании точки перехвата. Как следует из названия, источник этих ошибок вызван тем фактом, что ракета летела в ошибочном направлении до того момента, как ее головка захватила цель. Еще один источник ошибок - это шумы, затрудняющие измерения головкой. Некоторые из возможных шумов связаны с конструкцией головки, а другие принадлежат цели. Например, цели с низким радарным поперечным сечением приводят к более сильным шумам в головке и делают тем самым перехват более трудным. Низкие радарные сечения встречаются у воздушных целей типа «Стелтс» и у небольших по размеру элементов баллистических целей. Временами даже крупная кувыркающаяся цель может вести себя как цель с низким радарным поперечным сечением.

Наведение и управление

В большинстве ракет с самонаведением используется навигация пропорционального типа, как только головка захватывает цель. Этот простой, но эффективный закон наведения применяется уже более сорока лет на большинстве работавших самонаводящихся ракет во всем мире. При пропорциональной навигации подаются сигналы на ускорение, пропорциональные скорости изменения луча зрения между ракетой и целью (угол зрения I - это угол между воображаемой линией, соединяющей ракету и цель, и опорной линией, как показано на рис.1). Более полное обсуждение пропорциональной навигации и ее эффективности можно найти в документе¹ (вторая глава). Наведение отличается от навигации в том смысле, что для перехвата не требуется абсолютная информация о современном или будущем положении цели. Можно сказать примерно так: если вы знаете, где находитесь и куда хотите идти, то навигация будет методом для осуществления этого процесса. Но если вы не знаете, где находитесь или куда хотели идти, то наведение позволит вам попасть в нужное место. Блок-диаграмма типичной системы наведения ракеты представлена на рис.2. Этот тип блок-диаграммы иногда называется инженерами петлей самонаведения, поскольку он изображен в виде системы управления с обратной связью. В той части диаграммы, которая называется «геометрией», производится вычитание ускорения ракеты из ускорения цели и формируется относительное ускорение. Два последующих интегрирования дадут величину расстояния, причем относительное несовпадение положений ракеты и цели в конце полета называют промахом. Хотя конструктор ракеты хотел бы иметь нулевой промах, другие факторы могут привести к промаху. В обычных ракетных системах применяется боеголовка для поражения цели, потому что считается, что промаха никогда не избежать. В более новых предложенных системах, например, THAAD (ракеты с ударным поражением) боеголовка удалена для уменьшения веса и стоимости, но тогда для поражения надо иметь плотный контакт между ракетой и целью.

Головка самонаведения ракеты стремится следить за целью. Фактически она измеряет геометрический угол зрения, а сигнал ошибки в электронике головки дает «шумовую» оценку изменения угла зрения. Фильтр шумов должен сгладить сигнал головки, чтобы добиться оценки скорости изменения этого параметра. На выходе с фильтра частот формируется команда наведения на основе закона наведения при пропорциональной навигации. Система управления полетом должна обеспечить ракету возможностью такого маневра, чтобы получаемое ускорение совпадало с ускорением, вытекающим из закона наведения. Внутриатмосферные ракеты имеют подвижные управляющие поверхности для создания ускорения, а внеатмосферные перехватчики используют отклоняющие двигатели для получения приемлемого ускорения. Если пренебречь динамикой головки, фильтра шума и системы управления полетом, мы получим идеальную систему наведения с нулевым запаздыванием. Для подобного типа систем пропорциональная навигация настолько эффективна, что никакие источники ошибок не приведут к промаху, если у ракеты есть достаточный запас по ускорению. На рис.3 приведена нормированная диаграмма для определения того, сколько ускорения потребуется для обеспечения нулевого промаха при нейтрализации маневра цели или ошибки курса. Формулы, положенные в основу рис.3, также выводятся в документе¹ (вторая глава). Поясним некоторые обозначения: n_c – команда на ускорение ракеты (в единицах g), t_F - время полета или часть времени от захвата цели головкой самонаведения до перехвата (в секундах), V_M - скорость ракеты (в единицах фут/с = 0.3 м/с), HE --ошибка курса (в градусах), t - время (в секундах) и n_T – уровень ускорения при маневре цели (в единицах g). Из рис.3 следует, что максимальное ускорение, требуемое для коррекции ошибки курса, соответствует начальному моменту (то-есть, при захвате цели головкой), а максимальное ускорение для компенсации маневра цели будет необходимо перед перехватом.

Для иллюстрации приведенной выше нормированной диаграммы рассмотрим случай, когда скорость ракеты составляет 900 м/с, ошибка курса равна 10 и остается 10 с от захвата цели головкой до перехвата. В этом примере для нахождения ускорения, которое необходимо, чтобы скомпенсировать ошибку курса, замечаем, что при нормированном нулевом времени значение на левой ординате равно 0.0016 или

¹ Zarchan, P., Tactical and Strategic Missile Guidance, Third Edition, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 176, (Washington, DC, 1998).

$$n_c \cdot t_F / (V_M \cdot H_E) = 0.0016 \quad (1)$$

Поэтому требуемое ускорение в начале полета можно найти из предыдущего выражения:

$$n_c = 0.0016 V_M \cdot H_E / t_F = 0.0016 \cdot 3000 \cdot 10 / 10 = 4.8 \text{ g} \quad (2)$$

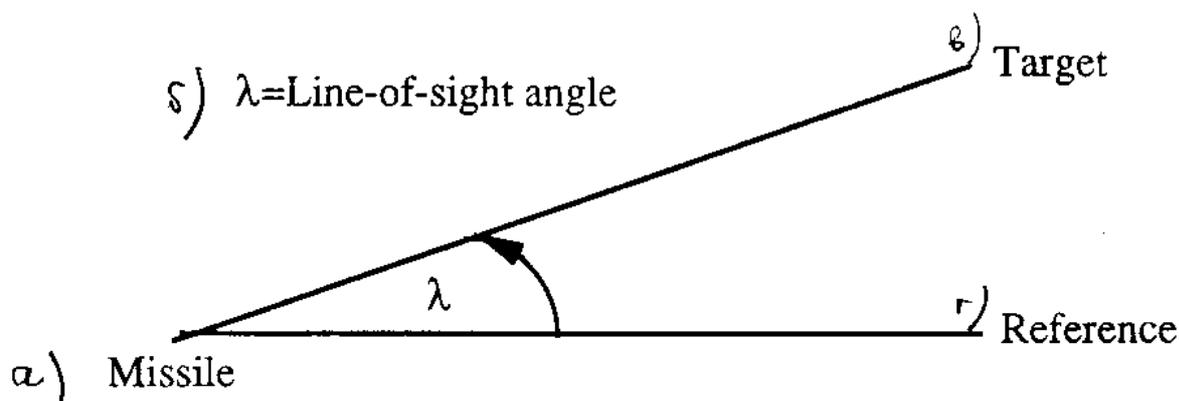


Рис.1. Ракета может перехватить цель на основе информации об изменении положения луча зрения (а)ракета; б) угол луча зрения; в)цель; г)опорная линия).

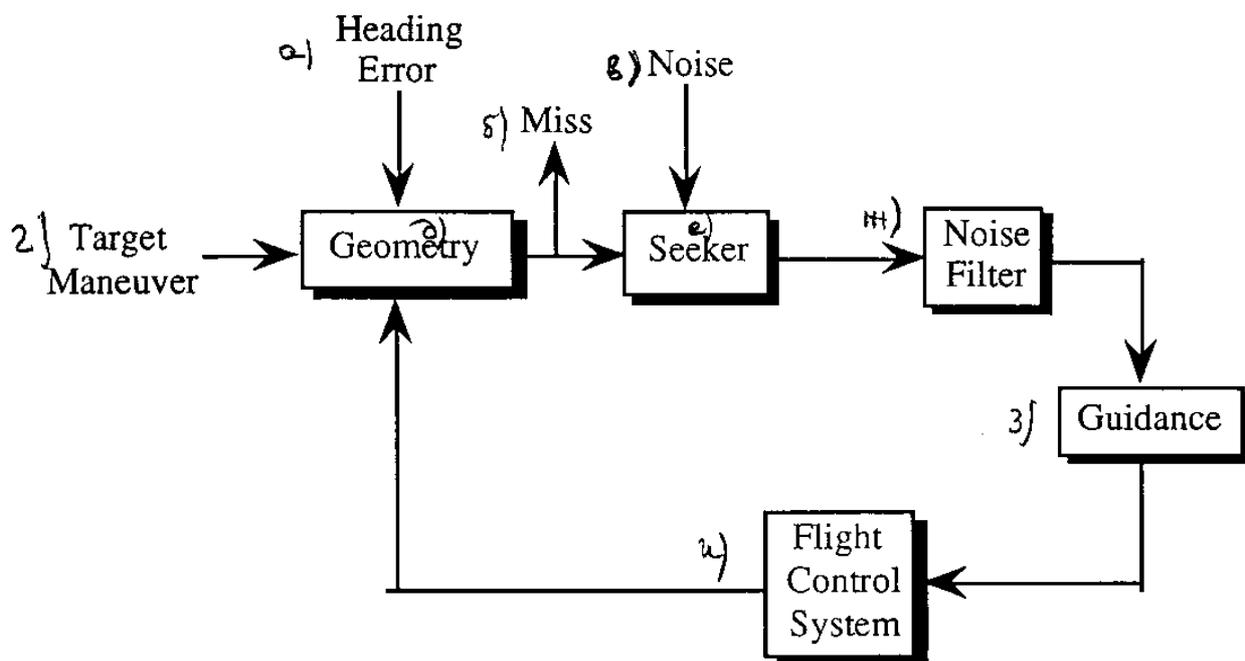


Рис.2. Система наведения ракеты может быть представлена в виде петли управления (а)ошибка курса; б) промах; в)шум; г)маневр цели; д)геометрия; е)головка самонаведения; ж)фильтр шумов; з)наведение; и)система управления полетом).

Если использовать более высокочастотную головку с меньшей областью захвата, то уменьшится эффективное время захвата, а ускорение при этом возрастет. Например, при использовании головки с большей частотой и низким уровнем шума, с эффективным временем захвата 2 с (уменьшение по сравнению с 10 с), то необходимое ускорение возрастет в пять раз и составит 24 g. Такая величина может не составить проблемы для внутриа-тмосферной ракеты, но она может оказаться невозможной на больших высотах. Технология от-

клоняющихся двигателей может не допускать таких уровней перегрузок для внеатмосферного перехватчика. Поэтому для этих ракет допустимая ошибка курса или ошибка в предсказании точки перехвата будут значительно ниже, чем для внутриатмосферного перехвата. Это значит, что предсказание места будущего нахождения цели гораздо более важно для внеатмосферных операций, чем для внутриатмосферных.

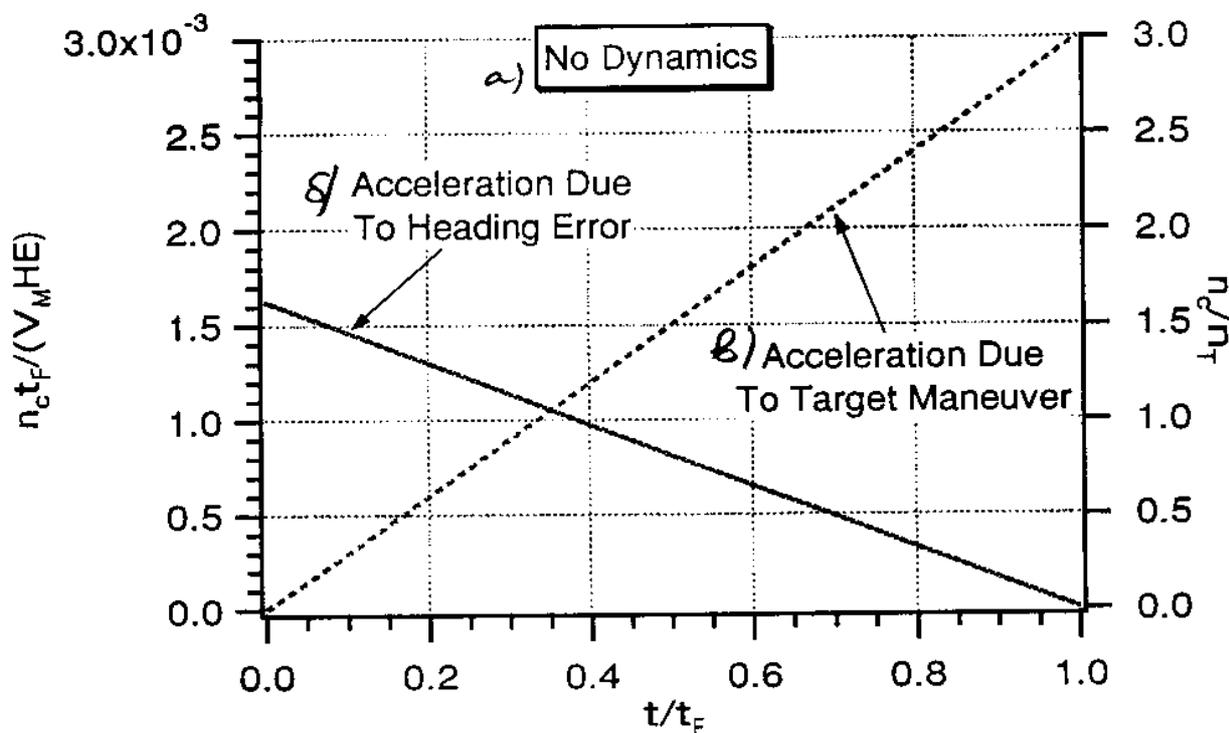


Рис.3. Максимальное ускорение ракеты из-за ошибки курса требуется в начале полета, а максимальное ускорение для компенсации маневра цели потребуется в конце полета (а) без динамики; б) ускорение, вызванное ошибкой курса; в) ускорение, вызванное маневром цели.

Мы видим также из рис.3, что ракете нужно иметь трехкратный запас по ускорению в сравнении с возможностями цели, чтобы не потерять эффективности, независимо от типа используемой головки самонаведения. При маневре цели с ускорением 6 g ракета должна иметь, как минимум, запас ускорения 18 g для обеспечения соударения. Обычно трехкратное превышение по ускорению над целью не является проблемой для внутриатмосферного перехватчика, если целью оказывается самолет, так как ракета обычно движется с гораздо более высокой скоростью и для нее не нужно рассматривать физиологических ограничений, присущих пилоту. Но когда целью оказывается баллистическая ракета, преимущество преследователя в скорости пропадает и могут возникать значительные замедления (которые выглядят как маневр и с которыми надо бороться). Поскольку обычно не предполагается, что внеатмосферные цели будут применять заметные маневры, требования на ускорение перехватчика таких целей обычно оказываются гораздо меньше, чем для целей внутри атмосферы.

Проведенное обсуждение предполагало, что в самой системе наведения нет динамики. На самом деле команды наведения не могут исполняться немедленно и произойдут задержки (динамика) внутри системы наведения. Для простоты мы свяжем динамику наведения с некоторой постоянной времени. Иными словами, если система управления полетом имеет постоянную времени 0.5 с (что основано на экспоненциальном решении дифференциального уравнения и более полно обсуждается в третьей главе документа¹), это будет означать следующее: если выдается команда на ускорение 10 g, через 0.5 с реальное ускорение достигнет 6.3 g, через 1 с - 8.6 g, а через 1.5 с - 9.5 g. На практике динамика системы наведения может стать весьма значительной. Для внутриатмосферных ракет доминирующая часть постоянной времени всей системы обычно связана с системой управления полетом, а

для внеатмосферных ракет основная постоянная времени обычно связывается с фильтрацией шума.

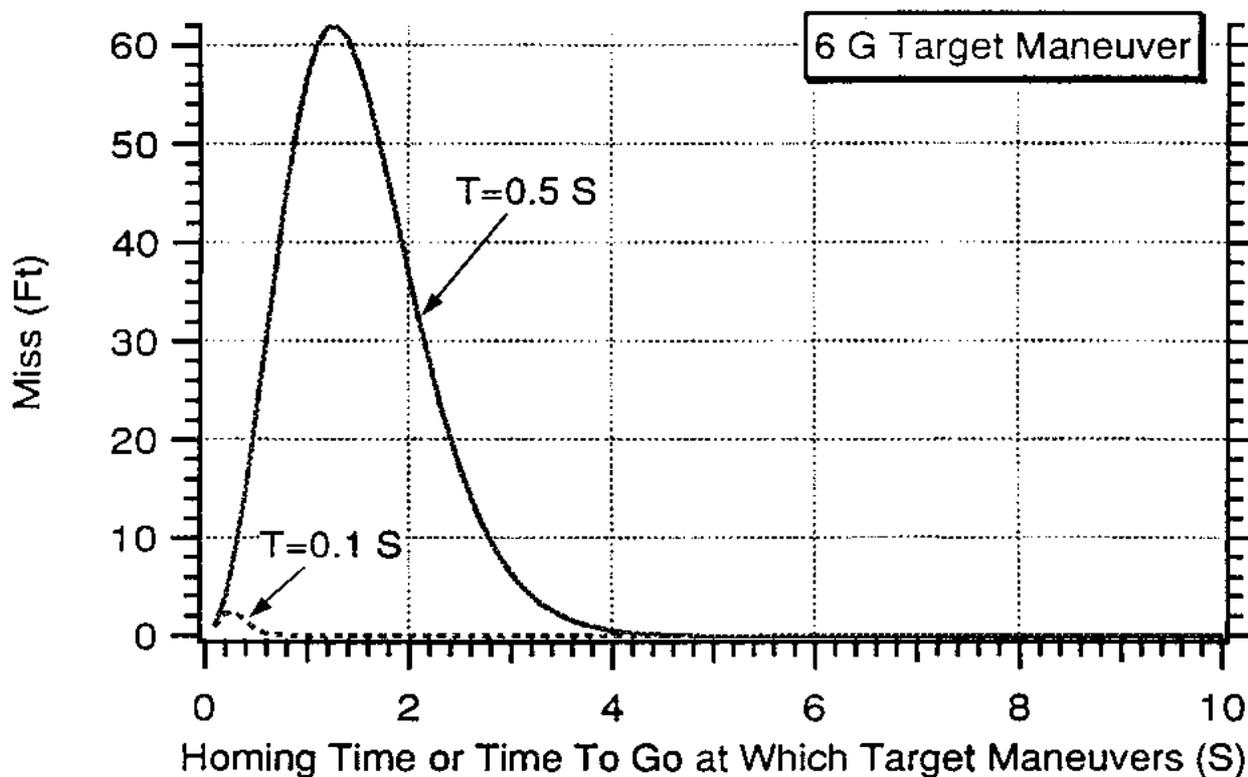


Рис.4. Маневрирование цели непосредственно перед перехватом может вызвать значительный промах, если постоянная времени системы наведения оказывается большой. По оси ординат отложена величина промаха в футах (0.3 м), по оси абсцисс - время самонаведения или время, оставшееся до перехвата, при котором цель маневрирует. Маневр цели осуществляется с ускорением 6 g.

На рис.4 и 5 показано, что динамика системы наведения может оказать основательное влияние на промах. Из этих диаграмм видно, что при достаточном самонаведении и достаточном запасе ускорения ракеты никакого промаха не произойдет. Это служит основным объяснением, почему головки с большей продолжительностью захвата оказываются выгодными. Обычный эмпирический закон говорит о необходимости иметь отношение времени самонаведения к эффективной постоянной времени системы наведения порядка десяти или более. Когда это отношение меньше десяти, может произойти значительный промах. Абсциссу на рис.4 можно интерпретировать как время самонаведения или как оставшееся до перехвата время, когда цель совершает маневр. Можно увидеть, что при постоянной времени системы наведения, равной 0.5 с, промах от маневра цели с ускорением 6 g может быть достаточно большим, но если снизить постоянную времени до 0.1 с, промах можно свести почти к нулю. Аналогичные результаты представлены на рис.5, где источником возмущений служит ошибка курса в 10 градусов. Поэтому можно заключить, что система наведения с малой постоянной времени обладает возможностью добиваться очень малых промахов. Но позднее мы увидим, что возникают технологические вопросы, связанные с тем, насколько малой может быть сделана постоянная времени системы наведения.

Из рис.4 и 5 может показаться, что при очень большом времени полета (то-есть, при длительном захвате цели головкой самонаведения) никогда не будет промаха. На рис.6 представлена нормированная величина промаха, связанного с шумами при частично активном самонаведении, в зависимости от нормированной длительности самонаведения. Можно увидеть, что даже при бесконечно длительном захвате всегда появится конечный промах,

связанный с этим источником ошибок. Из приведенного на ординате параметра видно, что при лучшей головке уменьшится спектральная плотность шума F_{RN} , и это приведет к понижению стандартного отклонения промаха. Видно также, что при маневре цели и ошибке курса аналогичные благоприятные результаты возникнут при снижении постоянной времени системы наведения. Скорость сближения V_c равна приблизительно сумме скоростей ракеты и цели при лобовых соударениях. Можно увидеть, что при удвоении скорости сближения промах вырастет в четыре раза. Иными словами, при сохранении всех остальных параметров промах от шума будет выше при операциях с высокоскоростной баллистической целью, нежели при борьбе с имеющими небольшую скорость самолетами. Поэтому очень важно иметь головку с низким уровнем шума для борьбы с баллистической целью.

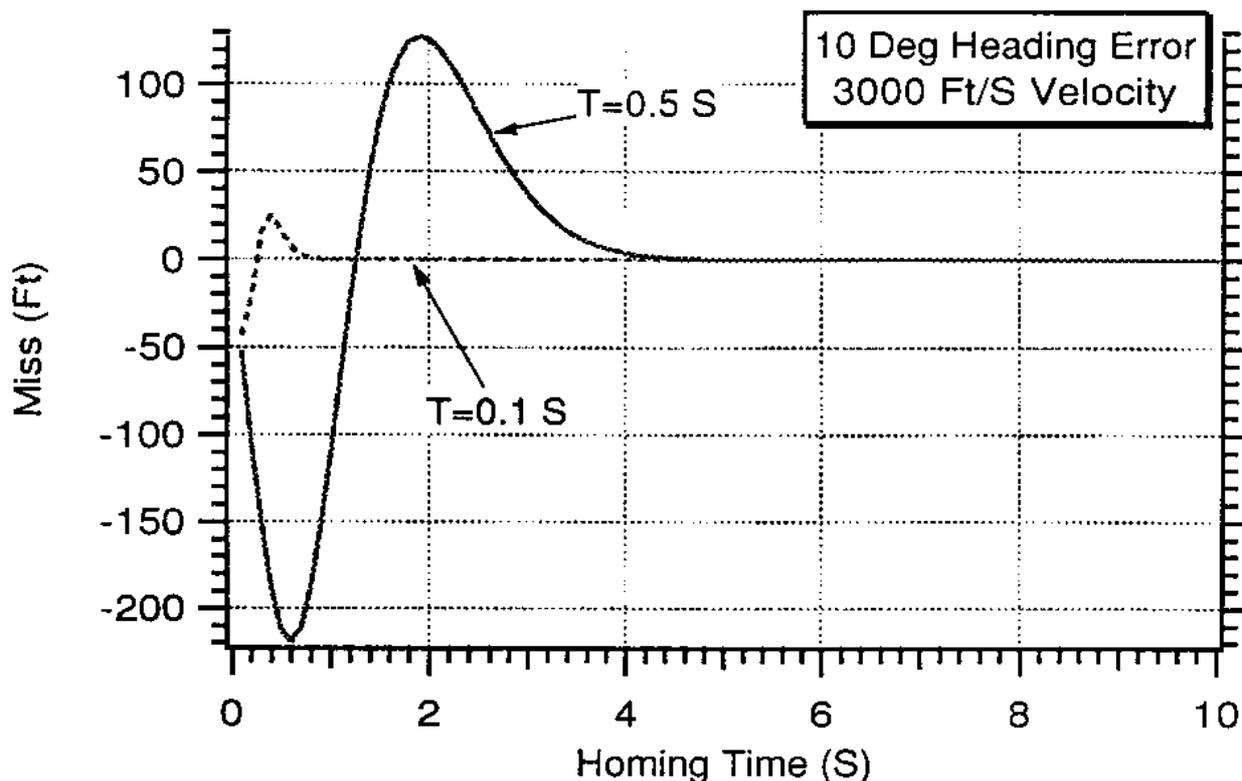


Рис.5. Большое поле захвата цели головкой самонаведения поможет уменьшить промах от ошибки курса. По оси ординат отложена величина промаха в футах (0.3 м), по оси абсцисс - длительность самонаведения. Начальная ошибка курса - 10 градусов, скорость ракеты - 900 м/с.

Почему уменьшение постоянной времени может оказаться затруднительным?

Пока что из всех приведенных результатов создается впечатление о легкой работе для конструктора системы наведения, поскольку все диаграммы указывают, что меньшие значения постоянной времени для наведения, как кажется, улучшат характеристики системы. В реальной практике паразитные или нежелательные каналы обратной связи внутри петли самонаведения будут работать в направлении более высоких постоянных времени для получения приемлемых рабочих характеристик. Один из наиболее серьезных нежелательных каналов обратной связи создается ракетным обтекателем при использовании тактических ракет с радарным самонаведением. Обтекатель вызывает преломление или искривление падающей радиолокационной волны, что в свою очередь приводит к ложному указанию положения цели, как иллюстрируется на рис.7. На рис.7а представлен случай, когда ракета летит прямо на цель. В этом случае отраженная энергия (то-есть, наземный передатчик в полуактивном режиме или ракетный передатчик в активном режиме) проходит

прямо через обтекатель на головку. Поэтому головка смотрит прямо на цель и не возникает проблем, так как ракета продолжает лететь в правильном направлении. На рис.7b представлен более интересный случай, когда ракета наклоняется вверх. В этом случае отраженная от реальной цели энергия радара искривляется при прохождении через обтекатель и у головки появляется впечатление, что кажущаяся цель находится ниже. Поэтому выдаются команды на ускорение, чтобы направить ракету в нижнем направлении для погони за кажущейся целью, как показано на рис.7с. Мы видим здесь, что искривление отраженной энергии радара заставляет ракету наклоняться вверх в попытке угнаться за кажущейся целью. Возникающее подергивание ракеты вверх и вниз фактически представляет из себя неустойчивость в системе наведения. Амплитуда подергивания будет зависеть от постоянной времени системы наведения и от аэродинамических свойств корпуса ракеты. От проблемы обтекателя больше пострадают те ракеты, которые обладают большим реагированием (то-есть, имеют меньшие постоянные времени) и больше наклоняются при команде на заданный уровень ускорения (все аэродинамические ракеты делают это на больших высотах). Для установления численных характеристик обтекателей вводится величина, называемая уклоном обтекателя (связь между уклоном обтекателя и углом преломления поясняется в шестой главе документа¹), и она же используется инженерами в системах наведения для анализа проблемы устойчивости обтекателей. Уклоны обтекателя могут быть положительными или отрицательными. Если величина уклона велика, происходит больше искривления или преломления, что ухудшит проблему устойчивости. Поэтому конструктор системы наведения хотел бы использовать небольшие уклоны обтекателя. Работающие на более высоких частотах или имеющие большие апертуры головки самонаведения будут иметь тенденцию приводить к меньшим уклонам обтекателя. Носовые части ракет, имеющие более низкие значения коэффициента качества (отношения длины к диаметру), также имеют тенденцию уменьшать уклон обтекателя. По теории носовая часть в виде полусферы соответствует нулевому уклону обтекателя, но потери на трение могут быть неприемлемыми для внутриатмосферных перехватчиков. Многие полагают, что только ракеты с радарным самонаведением страдают от проблемы уклона обтекателя. Впрочем, инфракрасные ракеты страдают от аналогичной проблемы и она обычно решается путем согласия на потери от трения и использования передней части ракеты в виде полусферы.

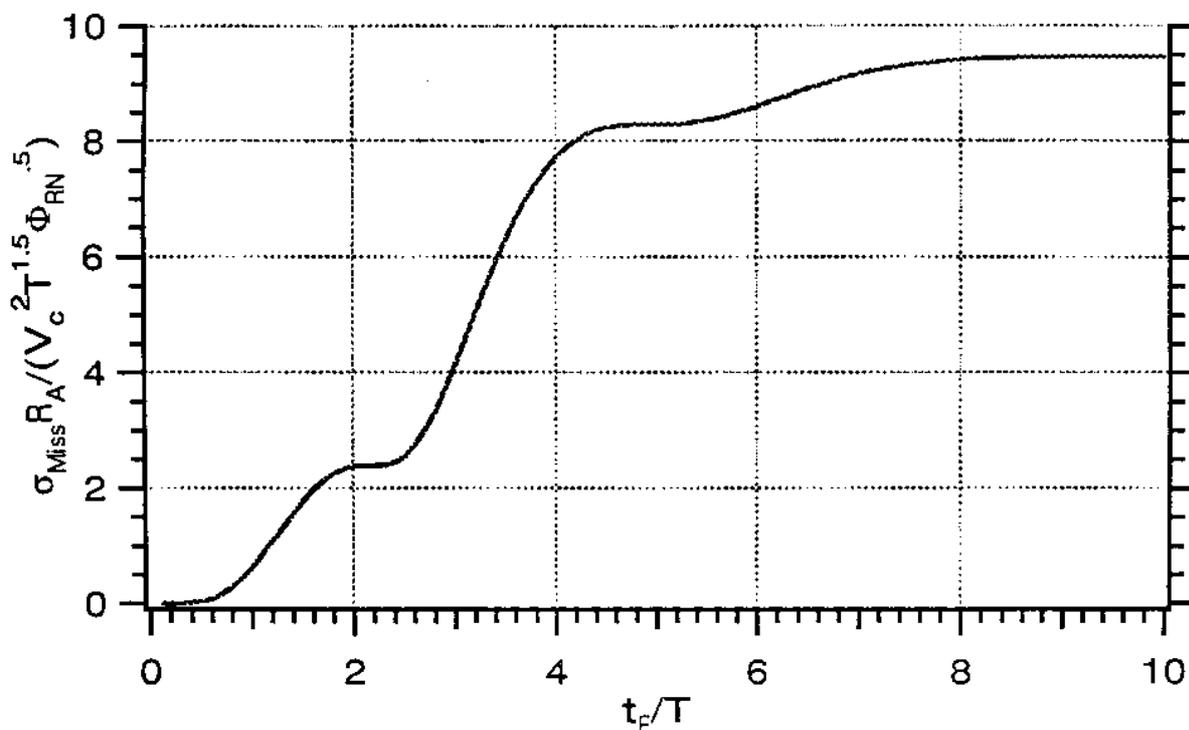


Рис.6. Промах от шумов в приемнике не уменьшается при более длительном времени полета.

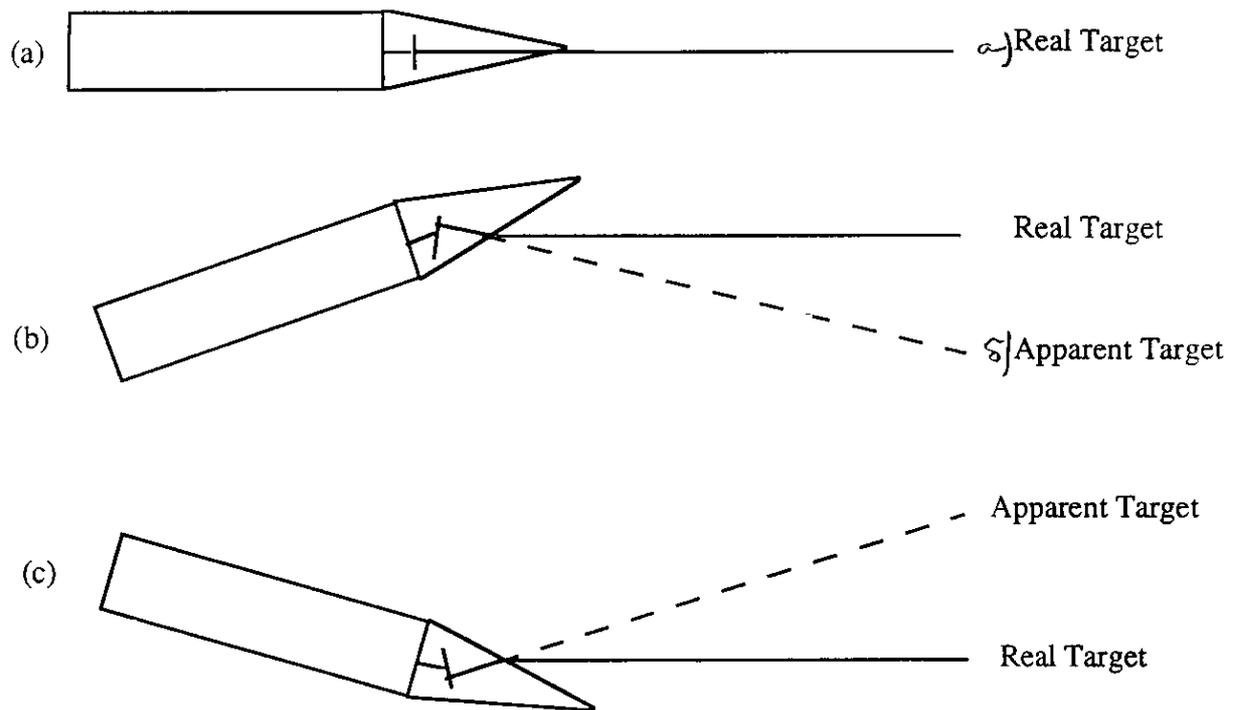


Рис.7. Проблемы с обтекателем могут вызвать проблемы устойчивости в системе наведения (а)реальная цель; б)кажущаяся цель).

Один метод обращения с проблемой уклона обтекателя заключается в преднамеренном увеличении постоянной времени системы наведения на больших высотах. Это сделает ракету более неповоротливой и загасит тенденцию к ее подергиванию. Конечно, мы видели, что увеличение постоянной времени системы наведения может увеличить промах от других источников ошибок до неприемлемых уровней. Другой метод заключается в искусственном понижении уклона обтекателя путем использования в полете цифровых компенсационных таблиц. Компенсационные таблицы выводятся на основе обширных лабораторных измерений на образцах обтекателя. Если используемый для обтекателя материал обладает электрическими характеристиками, которые зависят от температуры, эту зависимость следует принять во внимание для получения компенсационных таблиц, так как перехват будет происходить не при комнатной температуре. Еще одна возможность для смягчения проблемы обтекателя связана с использованием новейшей методики фильтрации для оценки уклонов в полете и последующей компенсации. Хотя предыдущее обсуждение обтекателей относится к ракетам с радарным самонаведением, аналогичные, но менее понятные эффекты существуют и у других типов ракет.

Можно показать, что при отрицательных уклонах обтекателя система наведения окажется устойчивой только тогда, когда минимальная постоянная времени системы наведения T_{min} задается следующим соотношением:

$$T_{min} = 3.8 \cdot V_c \cdot R \cdot T_a / V_M \quad (3)$$

где R - уклон обтекателя, V_M - скорость ракеты, V_c – скорость сближения, T_a - аэродинамический параметр, называемый постоянной времени скорости поворота и измеряемый в секундах (это время, которое требуется ракете для формирования угла атаки при заданном уровне ускорения). Из приведенного соотношения видно, что операции внутри атмосферы с более высокими скоростями сближения (включая баллистические цели) или на большей высоте (с более высокой постоянной времени скорости поворота) потребуют большей посто-

янной времени системы наведения для сохранения ее устойчивости при заданном угле обтекателя. На рис.8 отложено уравнение (3) для демонстрации другой причины, почему баллистические цели создают больше проблем, чем самолеты.

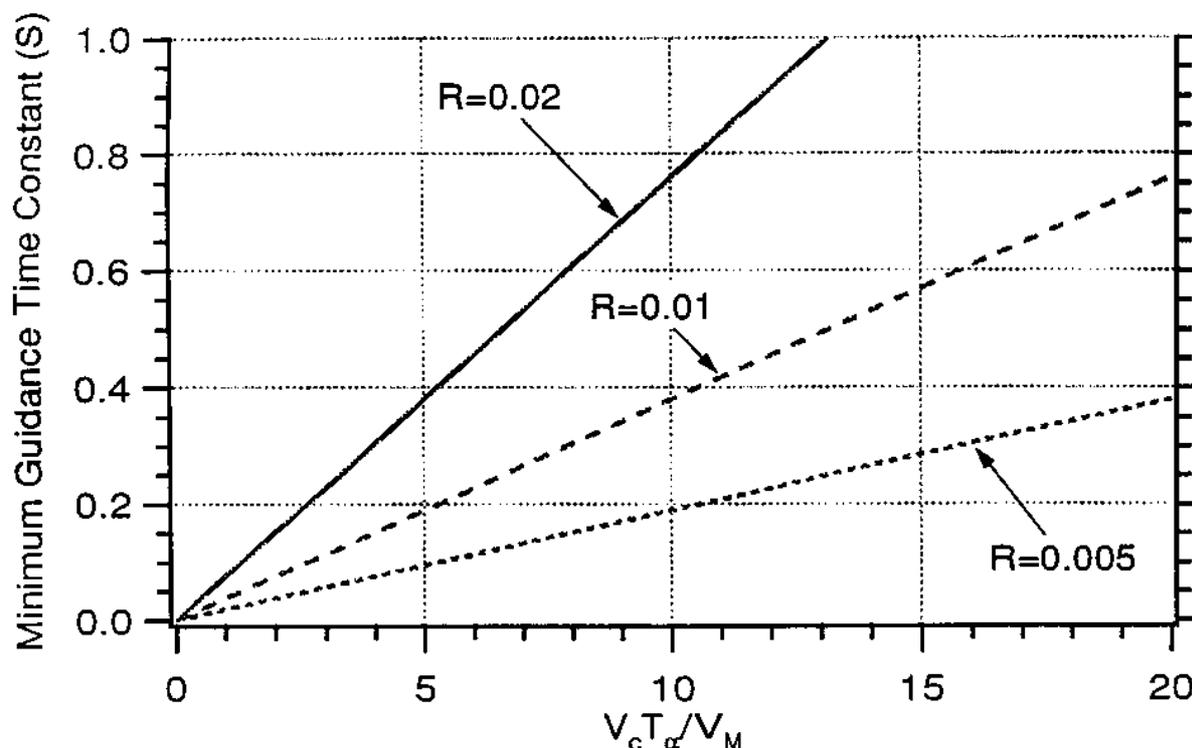


Рис.8. Минимально достижимая постоянная времени наведения растет с ростом угла обтекателя.

Рассмотрим случай, когда скорость ракеты равна 900 м/с, скорость цели - 300 м/с, а постоянная времени скорости поворота составляет 5 с. Пусть обтекатель сделан по такой технологии, когда можно получить отрицательный угол 0.005. Поскольку скорость сближения составит 1200 м/с (900 + 300), нормированное значение абсциссы оказывается равным 6.67 (1200x5/900), откуда мы видим, что наименьшая достижимая постоянная времени составит 0.12 с. Если все останется неизменным за исключением того, что цель движется со скоростью 1800 м/с (то-есть, это баллистическая цель), скорость сближения составит 2700 м/с (900 + 1800) и нормированная абсцисса примет значение 15 (2700x5/900), что увеличивает значение минимальной постоянной времени системы наведения до почти 0.3 с. Менее совершенные технологии обтекателя приведут к большим углам, так что минимальная постоянная времени для сохранения устойчивости в системе наведения также вырастет. Поэтому расширение пределов технологии обтекателей является критичным для достижения успешного перехвата баллистических целей на больших высотах в пределах атмосферы.

Почему больший запас ускорения предпочтительнее?

Баллистическая цель будет замедляться при входе в атмосферу. В зависимости от геометрии операции часть этого замедления (или все оно целиком) может выглядеть как маневр цели по отношению к преследующему перехватчику. В первом приближении замедление, испытываемое баллистической целью, пропорционально квадрату ее начальной скорости и синусу угла входа (см. главу 17 документа¹). Типичные максимальные уровни замедления приведены на рис.9. Можно увидеть, что цель с начальной скоростью 1800 м/с с

углом входа в атмосферу 45° будет испытывать максимальное замедление, равное 6 g. Если увеличить начальную скорость до 2400 м/с, замедление вырастет до 12 g. Начальная скорость 3000 м/с приведет к максимальному замедлению 18 g.

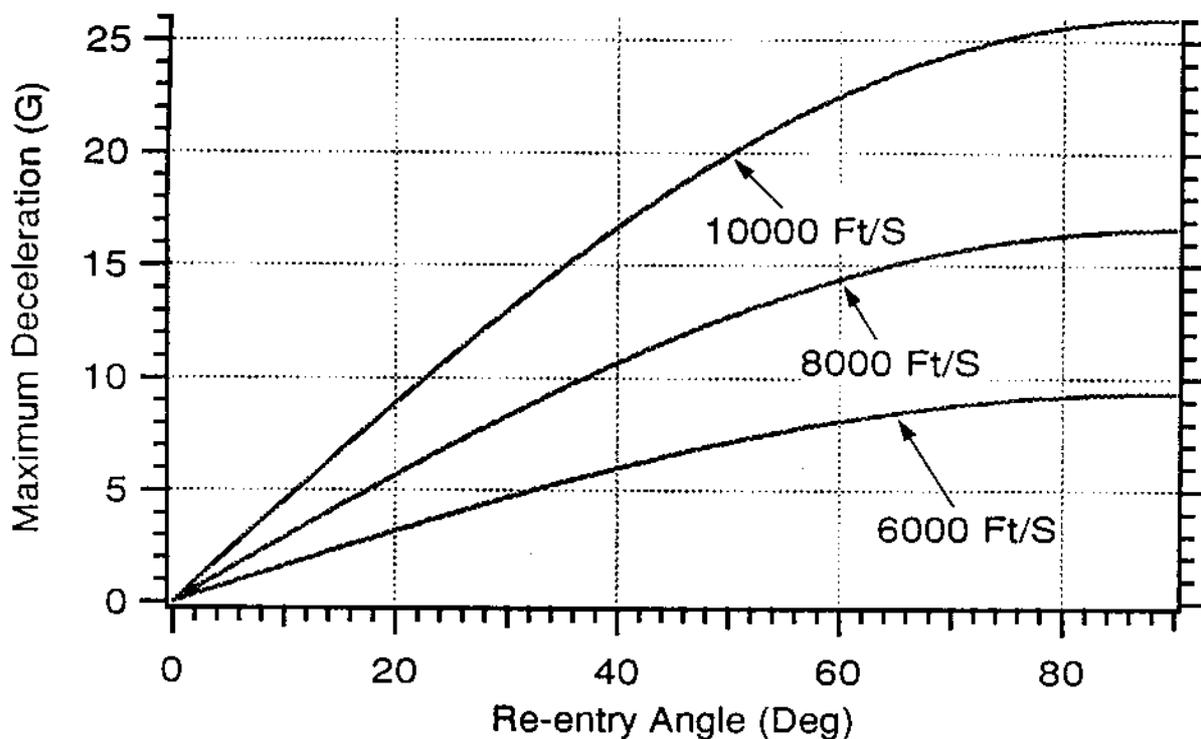


Рис.9. Баллистические цели испытывают большие замедления. По оси абсцисс отложен угол входа в атмосферу (в градусах), по оси ординат - максимальное замедление (в единицах g). Приведенные графики соответствуют начальной скорости 3000, 2400 и 1800 м/с (сверху вниз).

Если по практическим соображениям минимальная достижимая постоянная времени составила 0.2 с, рис.10 показывает, как зависит промах от полетного времени (или времени до перехвата, при котором цель производит маневр) в том случае, когда маневр производится с ускорением 6 g. Мы видим, что в случае, когда перехватчик имеет бесконечный запас по ускорению, ракета не гарантирована от промахов, превышающих 60 см, при времени полета менее 1 с (то-есть, при краткосрочном захвате цели головкой самонаведения) или при маневрах цели, происходящих за 1 с (или менее) до перехвата. Промах может достигать 3 м, если маневр произойдет примерно за 0.5 с до перехвата, даже если головка обладает бесконечно большим периодом захвата. Если запас ускорения у ракеты равен 30 g (то-есть, в пять раз больше маневренности цели), результаты остаются неизменными. Однако, если запас ускорения у ракеты составит 18 g (в три раза выше, чем маневренность цели), то эффективность ракеты может значительно понизиться.

Поэтому из рис.10 мы видим, что больший запас ускорения лучше (промах становится меньше с увеличением этого запаса). Для внутритмосферных ракет максимально достижимый угол атаки определит, каким запасом ускорения будет обладать ракета. При заданном угле атаки запас ускорения ракеты будет уменьшаться с ростом высоты. При борьбе с малоскоростными самолетами это явление не является проблемой, так как способность самолета к маневрированию также падает с ростом высоты. Впрочем, при борьбе с высокоскоростными баллистическими целями это является вызовом системе наведения, поскольку цель легко может осуществить маневр, уводящий ее от ракеты, при перехвате на большой высоте (например, см. рис.9). Понижение высоты перехвата (где замедление цели баллистического типа будет меньше), часто оказывается невозможным по условиям безопасности населения.

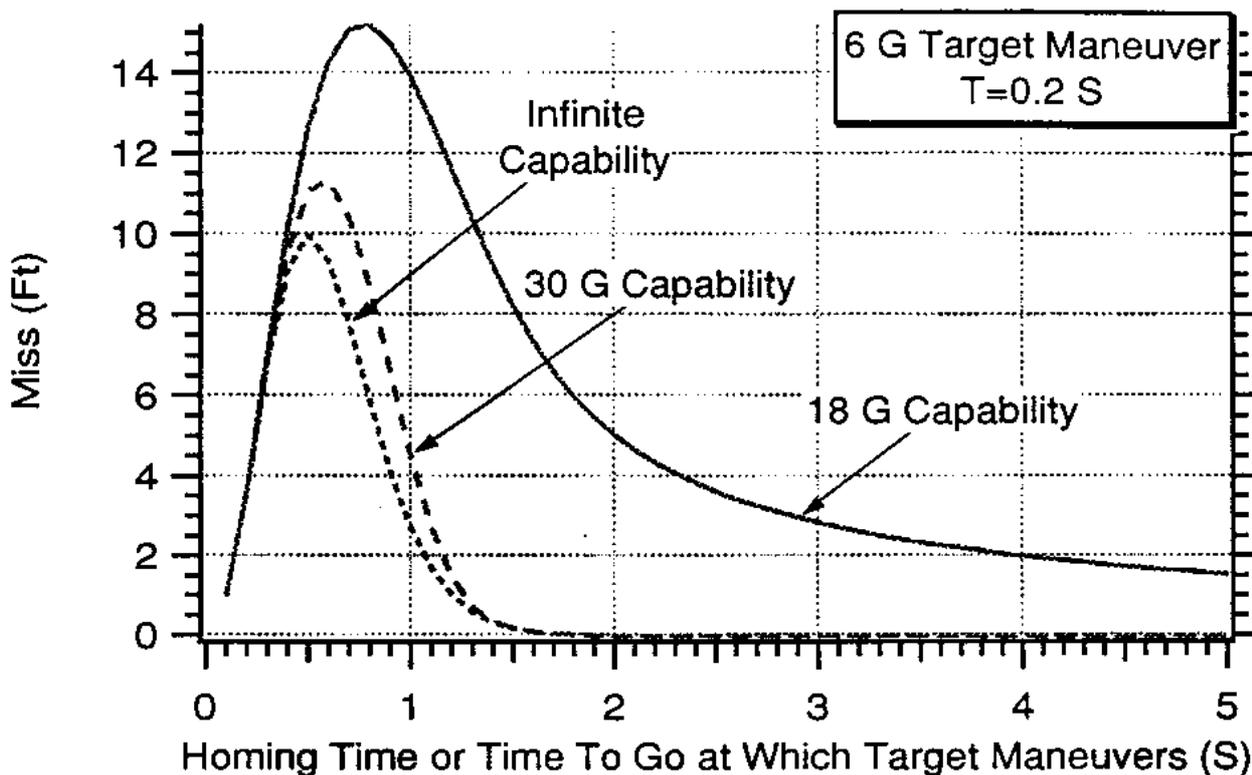


Рис.10. Ограниченная способность ракеты к маневрированию приведет к увеличению промаха. Обозначения на осях координат те же, что на рис.4. Пояснения даны в тексте.

У более обычных внутриатмосферных ракет максимальный угол атаки выбирается так, чтобы избежать проблем перекрестных помех в системе управления полетом. Но поскольку требуемое ускорение ракеты пропорционально квадрату угла атаки (см. главу 22 документа¹), существует большая польза от расширения границ технологии управления полетом, чтобы иметь перехватчики с повышенной способностью к маневрированию.

Почему иногда предпочтительнее меньший запас ускорения?

Могло бы показаться из проведенных обсуждений, что операции вне атмосферы легче, так как там, вероятно, нет маневрирующих целей, шум в датчиках очень мал, поскольку используются электронно-оптические головки самонаведения, а постоянные времени в системе наведения малы, потому что для получения требуемого ускорения применяются поворотные двигатели. Но во внеатмосферных операциях боеголовка перехватчика обычно не будет эффективной и потребуются фактически нулевой промах для поражения боеголовки цели. На больших расстояниях электронно-оптическая головка перехватчика будет видеть всю цель и ракета будет наводиться на точку слежения, которая обычно находится в «центре тяжести» излучаемой целью мощности. Позднее станет видной боеголовка и она окажется новой целью для перехватчика. Когда будет достигнуто нужное разрешение (то-есть, получено изображение цели), точка наведения ракеты немедленно передвинется от точки слежения на боеголовку. С точки зрения перехватчика, это будет дискретное изменение положения цели. Иными словами, существуют две проблемы наведения, которые иногда называются заключительными играми. Первая заключительная игра начинается при захвате цели головкой, а вторая - после получения изображения боеголовки. Успех в первой игре является необходимым, но недостаточным условием для успеха во второй. Это похоже на многие баскетбольные встречи, когда конечный результат всегда, как правило, зависит от нескольких последних минут игры.

Заметное скачкообразное смещение цели происходит на конечном участке полета, что с точки зрения системы наведения ракеты является наихудшим из возможных моментов

времени. В результате недостаточного остающегося времени на самонаведение можно заметно промахнуться мимо боеголовки цели.

На рис.11 представлен пример того, как изменяется промах в зависимости от времени, остающегося после выделения боеголовки, когда боеголовка отстоит на 3 м от точки начального наведения («центра тяжести» излучаемой целью мощности). В этом примере, где полная постоянная времени системы наведения равна 0.1 с, представлено несколько кривых для различных значений запаса ускорения ракеты. Если после отождествления боеголовки не остается времени, ракета попадет в точку начального наведения, то-есть, промахнется на три метра. Если после выделения боеголовки имеется более 0.8 с, ракета попадет в боеголовку (то-есть, промах будет нулевым), даже если запас ускорения равен всего лишь 2 g. Если все же времени не будет хватать, ракета, по крайней мере, попадет в летящую цель (то-есть, промах будет лежать в интервале 0-3 м) при запасе ускорения 2-5 g. Однако, если у перехватчика запас ускорения бесконечен и у него остается всего 0.2 с на самонаведение после отождествления боеголовки, то можно промахнуться не только мимо боеголовки, но и мимо несущей ее ракеты. В этом случае мгновенное скачкообразное смещение цели заставляет подвижную ракету пролететь мимо боеголовки. Это один из тех редких примеров, когда ограниченный запас ускорения оказывается положительным качеством.

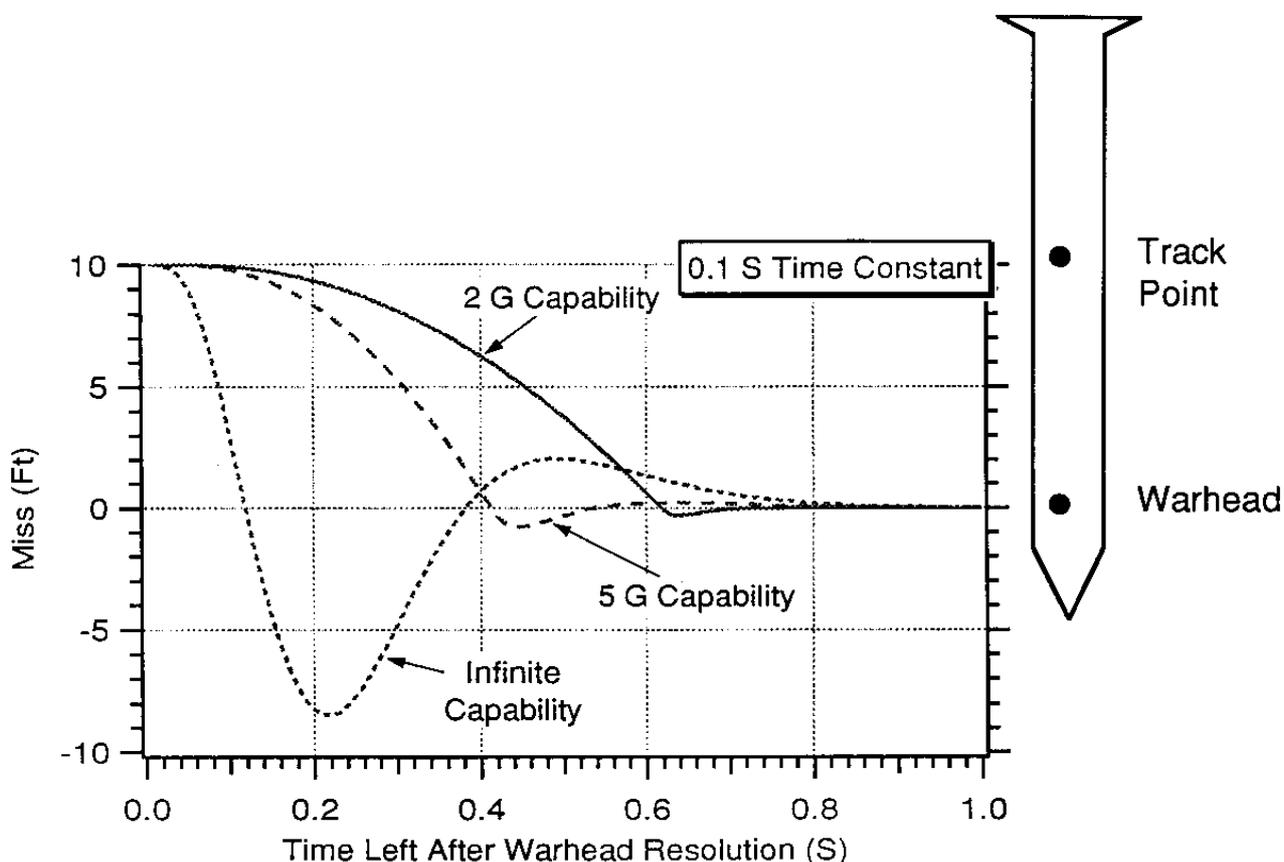


Рис.11. После выделения боеголовки должно оставаться достаточно времени, чтобы попасть в нее. По оси абсцисс отложено время, оставшееся после выделения боеголовки, по оси ординат - промах (в футах; 1 фут равен 0.3 м). Кривые соответствуют запасу ускорения 2g, 5g и бесконечно большому запасу. На схеме ракеты указаны точка начального наведения (в центре) и боеголовка. Постоянная времени системы наведения равна 0.1 с.

На рис.12 показано, как постоянная времени системы наведения влияет на характеристики системы. Вообще говоря, меньшие значения постоянной времени системы наведения дают возможность ракете попасть в боеголовку при меньшем времени самонаведения (то-есть, времени, оставшемся после выделения боеголовки). Из рис.12 можно видеть, что при постоянной времени системы наведения 0.05 с ракете достаточно иметь 0.4 с наведения, чтобы попасть в боеголовку. В этом примере для постоянной времени наведения 0.1 с

нужно, по крайней мере, 0.8 с наведения, а для постоянной времени 0.2 с - более 1 с наведения для попадания в боеголовку. Можно показать, что отношение времени, оставшегося после выделения боеголовки, к постоянной времени системы наведения должно быть, по крайней мере, не менее десяти для обеспечения того, что ракета всегда попадет в боеголовку. Это означает, что постоянная времени системы наведения должна быть настолько малой, насколько это возможно. Для внеатмосферного перехвата низший предел для постоянной времени системы наведения определяется максимально допустимым насыщением ускорения, связанным с шумами в датчике. Поэтому разработка головок самонаведения с низким уровнем шума оказывается важным компонентом решения проблемы сдвига точки нацеливания.

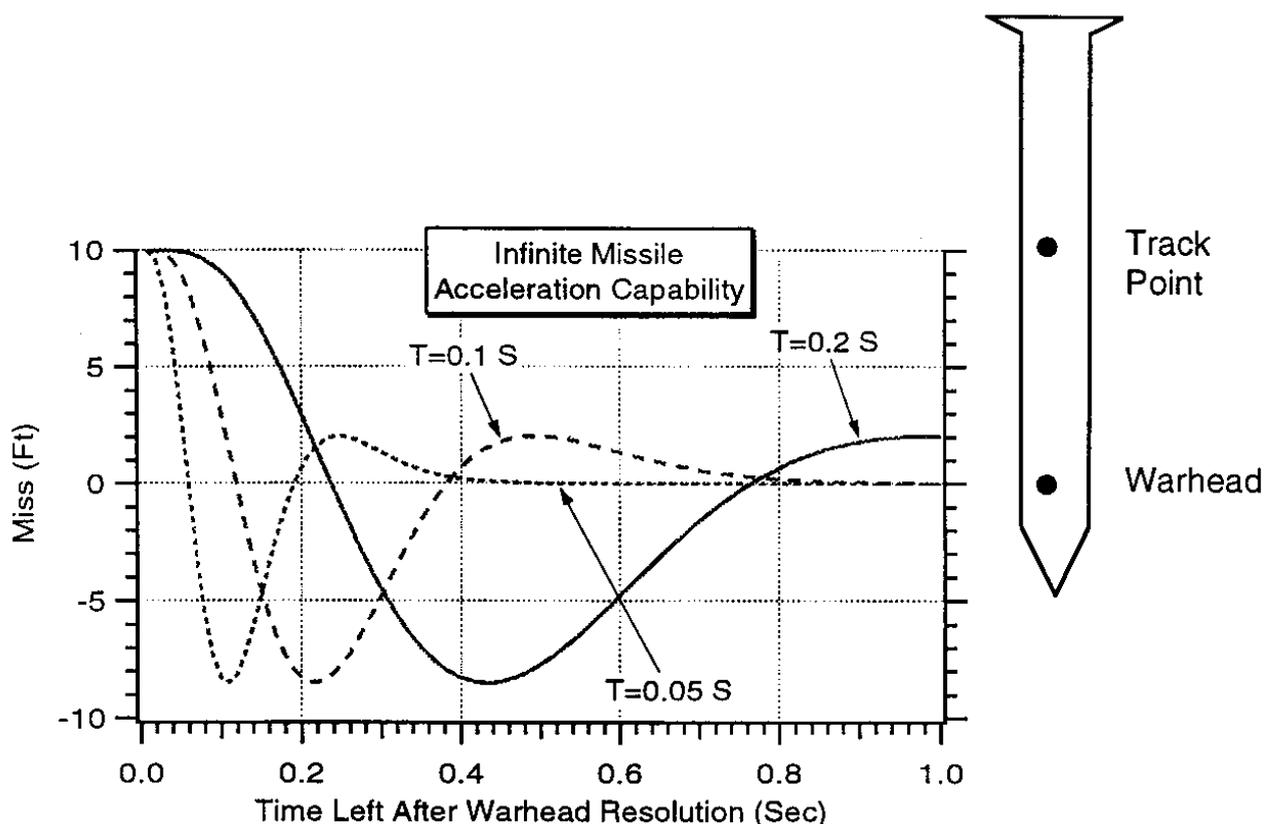


Рис.12. Для попадания в боеголовку требуются малые постоянные времени. Запас ускорения считается бесконечным. Обозначения такие же, как на рис.11, только кривые соответствуют разным постоянным времени системы наведения.

Улучшение наведения

Приведенные в этом пособии примеры подразумевают наведение на основе пропорциональной навигации. Хотя этот закон наведения исключительно популярен благодаря простоте и легкости реализации, более совершенные законы наведения могут привести при некоторых обстоятельствах к лучшим рабочим характеристикам. Пропорциональная навигация нуждается для работы только в информации об изменении линии зрения. Математически можно показать, что этот закон наведения предсказывает точку перехвата в предположении отсутствия маневра со стороны цели. Это не означает, что использующие пропорциональную навигацию ракеты не смогут попасть в маневрирующие цели. Это означает, что если принять во внимание больше информации, то для попадания в цель потребуется меньше ускорения. Пример более продвинутого закона навигации носит название расширенной пропорциональной навигации. Если точно известно ускорение цели, нормированный график на рис.13 показывает, как можно значительно снизить требования на ускорение для поражения маневрирующей цели. Можно увидеть, что пропорциональная навигация требует

в три раза больше запаса ускорения по сравнению с ускорением цели для успешного перехвата, а расширенная пропорциональная навигация ограничивается лишь половиной ускорения цели.

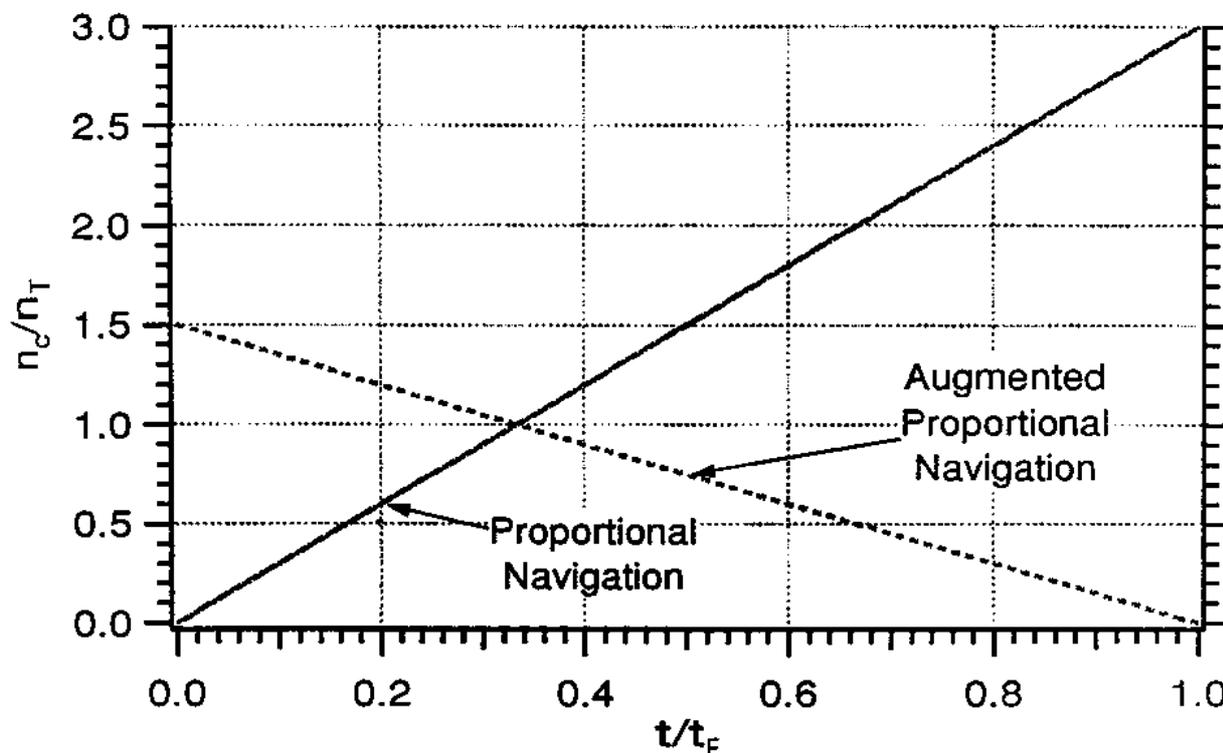


Рис.13. Расширенная пропорциональная навигация может значительно снизить требования к запасу ускорения для поражения маневрирующих целей. По оси абсцисс отложено время (в единицах времени полета до перехвата), по оси ординат - ускорение ракеты (в единицах ускорения цели). Сплошная линия соответствует пропорциональной навигации, штрихованная – расширенной пропорциональной навигации.

Конечно, уровень маневров цели может быть неизвестным, но его следует оценить на основе продвинутых методов фильтрации. Эти методики требуют измерения дальности между ракетой и целью кроме информации о темпах изменения линии зрения. Для многих головок с радарным самонаведением информация о дальности доступна, но для других головок (например, для инфракрасных) подобная информация отсутствует и непосредственное применение продвинутой методики наведения оказывается невозможным. Идея получения информации о дальности только на основе угловых измерений называется пассивным измерением дальности. Хотя пассивное измерение дальности успешно использовалось в других применениях, его осуществление применительно к самонаведению содержит больше трудностей из-за проблемы возможности наблюдения.

Другие передовые законы наведения стремятся применять более точные оценки предсказываемой точки перехвата. Эти законы наведения нуждаются в точном знании времени, остающегося до перехвата, и в хорошей модели поведения цели. «Матерью всех законов наведения» называют предсказывающее наведение, где предсказанный перехват рассчитывается во время полета путем быстрого интегрирования нелинейных уравнений движения ракеты и цели на предстоящий промежуток времени после каждого обновления сведений о наведении. Команды управления пропорциональны ожидаемому промаху (который иногда называют пассивным промахом) и обратно пропорциональны квадрату времени, остающемуся до перехвата. Когда доступна информация, требуемая для предсказывающего наведения, можно получить исключительно высокие рабочие характеристики. Когда информация отсутствует или является ошибочной, характеристики предсказывающего наведения могут стать значительно более низкими, чем для пропорциональной навигации. Следует

подталкивать развитие технологий для подхода к надежному наведению, если мы собираемся поражать цели, работая с нехваткой запаса ускорения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Цель этого пособия состоит в подробном рассмотрении ряда серьезных проблем наведения и управления для перехвата баллистических целей. Мы увидели, что часто оказываются выгодными головки самонаведения с большим временным диапазоном захвата и с меньшими измерительными шумами. Требуются продвижения в технологии головок для получения точных измерений и увеличения времени самонаведения. Вообще говоря, уменьшение постоянных времени систем наведения будет работать в направлении возможности получать почти нулевой промах. Однако необходимы продвижения в технологии обтекателей, так чтобы можно было решить вопросы устойчивости системы управления и добиться малых постоянных времени. Обычно надо иметь большой запас ускорения ракеты для операций против высокоскоростных баллистических целей в атмосфере. Требуется прогресс в технологии систем управления полетом, чтобы позволить внутриатмосферным ракетам работать при более высоких углах атаки, так чтобы можно было получать больше ускорения. Наконец, требуются продвижения в технологии практических законов наведения, если нам придется бороться с угрозами, которые смогут обмануть перехватчик своими маневрами.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Chadwick, W.R., and Zarchan, P., "Interception of Spiraling Ballistic Missiles", Proceedings of 1995 American Control Conference, (Seattle, WA, June 1995), pp.4476-4483.
2. Zarchan, P., "When Bad Things Happen To Good Missiles", Proceedings of AIAA Guidance and Control Conference, AIAA, (Washington, DC, August, 1993).
3. Platus, D.H., "Ballistic Reentry Vehicle Flight Dynamics", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.5, (Jan.-Feb. 1982),pp.4-16.
4. Zarchan, P., "Proportional Navigation and Weaving Targets", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.18, (Sept.- Oct. 1995), pp.969-974.