ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЛАЗЕРНОГО ОРУЖИЯ БОЛЬШОЙ ДАЛЬНОСТИ В БОЕВЫХ ДЕЙСТВИЯХ: ВАРИАНТ ЛАЗЕРА ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Ян Штупл и Гетц Нойнек

В этой статье представлен метод, разработанный для оценки боевых действий с применением лазерного оружия направленной энергии. В этом методе используются основанные на физике модели, которые были подтверждены экспериментами. Он применяется для оценки возможностей Лазера воздушного базирования (ЛВБ), системы для целей противоракетной обороны на активном участке, которая разрабатывается под контролем американского агентства противоракетной обороны. Обсуждено влияние на международную безопасность.

Статья начинается с общего введения в лазерное оружие направленной энергии (DEW). Следует отметить, что недавно в эксплуатацию для проведения испытаний было введено несколько прототипов лазерного оружия направленной энергии. Одним из них является ЛВБ, лазер мегаваттного класса мощности, установленный на транспортном самолете. Делается вывод, что в настоящее время только ЛВБ может оказать значительное политическое влияние в международном масштабе. Следовательно, остальная часть статьи направлена на оценку этой системы. Для различных сценариев рассчитывается интенсивность лазера, индуцированное повышение температуры цели и влияние этого повышения температуры на механические свойства цели. Показано, что оборонительные возможности ЛВБ против баллистических ракет ограничены. Даже успешное боевое применение лазера, которое заставить траекторию ракеты отклониться от намеченной цели, может оказать отрицательное воздействие на третьи страны, поскольку вероятно, что боеголовки ракет не будут уничтожены.

Ян Штупл работает в Центре международной безопасности и сотрудничества (CISAC), Стэнфордский университет, Стэнфорд, Калифорния, США.

Гетц Нойнек работает в Институте исследований политики мира и безопасности (ISFH) Гамбургского университета, Гамбург, Германия.

Статья получена редакцией 12 июля 2009 года и принята к опубликованию 12 ноября 2009 года.

Почтовый адрес для корреспонденций: Jan Stupl, Center for International Security and Cooperation (CISAC), Stanford University, Encina Hall, 616 Serra Street, Stanford, CA 94305-6165.

Электронный адрес: stuple@stanford.edu

введение

Первый лазер был создан Теодором Мейманом в 1960 году¹. Сегодня лазеры широко используются в гражданских и военных установках. Гражданские применения включают CD-плейеры и лазерные сварочные аппараты с использованием уровней мощности от милливатт до киловатт. В военной области лазерные дальномеры и лазерные управляемые бомбы начали использоваться с 1970-х годов². В случае лазерных дальномеров и лазерного наведения энергия лазера непосредственно не направлена на повреждение цели, лазер используется только как часть системы прицеливания другого оружия. Термин лазерное оружие предполагает использование лазеров в качестве оружия направленной энергии (DEW). В этом случае энергия лазера вызывает повреждение цели. Некоторые связывают эту идею с предполагаемым использованием сфокусированного солнечного света греческим философом одним применением, а именно, ослепляющим лазерным оружием. Это происходило во время фолклендского конфликта³ и в ирано-иракской войне 1980-х годов⁴, до того, как в 1995 году был подписан протокол об ослепляющем лазерном оружии^э. После 1995 года в газетных статьях упоминались лишь некоторые отдельные инциденты, например, о том, как на пилотов американских вертолетов вблизи побережья США в 1997 году предположительно прицеливался российский грузовой корабль, и об использовании такого оружия сербскими войсками в Боснии в 1998 году, и северокорейскими войсками вблизи демилитаризованной зоны в 2003 году

Лазерное оружие направленной энергии против военной техники на поле боя до сих пор не использовалось, несмотря на огромные финансовые вложения правительства США начиная с 1960-х годов, которые привели к разработке лазеров с непрерывной мощностью в киловаттном диапазоне вскоре после открытия Меймана. Уже в 1968 году Герри достиг уровня непрерывной мощности в 138 кВт, используя газодинамический лазер на CO2', а в 1980 году на лазере диапазона среднего ИК-излучения (MIRACL) была получена мощность в два мегаватта⁸. Однако, эти технические достижения не привели к развертыванию систем оружия. Одной из причин было то, что проблема состоит не только в том, чтобы построить лазер с высокой выходной мощностью, но и в том, чтобы встроить его в функциональную систему оружия. Эти система оружия должна включать лазерный источник, оптику, необходимую для фокусировки луча на желаемом расстоянии, средства для обнаружения цели и слежения за нею, и средства для удержания лазерного луча на цели, т.е. быстрое поворотное зеркало. И, наконец, для управления различными компонентами требуется компьютерная система реального времени.

С военной точки зрения, все эти компоненты должны быть скомбинированы в систему, которая развертывается на военной установке и которая предоставляет преимущества перед существующими системами оружия, для того, чтобы оправдать расходы на разработку и приобретение. С политической точки зрения, желательно также, чтобы эти новые возможности не дестабилизировали бы международные отношения, как это будет обсуждаться позже. В настоящее время разрабатываются несколько систем лазерного оружия направленного действия. Наиболее известным примером современного лазерного оружия направленного действия является *Лазер воздушного базирования* (ABL) программы противоракетной обороны.

Задачей ЛВБ является уничтожение баллистических ракет на активном участке их траектории. Активный участок представляет собой интервал времени подъема ракеты, в течение которого ее двигатель работает и ускоряет ракету. На этом участке цель хорошо видна, поскольку двигатель выбрасывает горячие газы, которые легко обнаруживаются инфракрасными датчиками. После окончания активного участка ракета будет следовать по баллистической траектории, которая заканчивается входом боеголовки в атмосферу и ударом по цели. По этой причине временная шкала применения ЛВБ имеет критиче-ское значение⁹. Если ЛВБ окажется неспособным нанести серьезное повреждение ракете до конца активного участка, то ракета достигнет своей конечной скорости, и, следовательно, своей цели, даже если ракета будет повреждена позже. Если повреждение лазером приведет к укорачиванию активного участка, то время применения ЛВБ будет определять конечную скорость, и, следовательно, точку падения ракеты. В любой точке падения будут возможны серьезные повреждения, поскольку в большинстве сценариев ЛВБ не сможет уничтожить боеголовку.

Если программа ЛВБ окажется успешной, то она впервые даст Соединенным Штатам возможность противоракетной обороны на активном участке. В настоящее время эту задачу нельзя решить никакими другими методами. Следовательно, появятся также сильные политические последствия. Для того, чтобы оценить политические последствия любой лазерной системы оружия направленной энергии, необходимо понимать ее технические возможности и ограничения.

После общего введения в историю и последние достижения в области лазерного оружия направленной энергии во второй части статьи будет описан метод, разработанный для оценки воздействия на цель, поражаемую лазерным оружием направленной энергии, в целях применения в противоракетной обороне. Этот метод был проверен с использованием масштабируемых экспериментов. В качестве примера оценивается сценарий, который включает применение ЛВБ против ракеты среднего радиуса действия на жидком топливе, летящей из Северной Кореи в Японию. Этот и последующие сценарии, обсуждаемые в третьей части этой статьи, используются для того, чтобы предоставить независимую оценку возможностей ЛВБ. В целом эта статья следует подходу наилучшего варианта для того, чтобы оценить, сможет ли сегодня оказаться сколь-нибудь полезным лазерное оружие большого радиуса действия. Это исследование базируется на работе Исследовательской группы Американского физического общества по системам перехвата на активном участке¹⁰. Эта статья развивает их работу, в особенности в области взаимодействия между лазером и целью.

ВВЕДЕНИЕ В ЛАЗЕРНОЕ ОРУЖИЕ НАПРАВЛЕННОЙ ЭНЕРГИИ

Технические последствия

Лазерное оружие направленной энергии передает энергию от оружия до цели посредством лазерного луча. Успешное поражение предполагает, что цель будет нагрета в такой степени, при которой она перестанет эффективно функционировать. С военной точки зрения, использование лазерного оружия направленной энергии обладает несколькими преимуществами и недостатками по сравнению с метательным оружием. Потенциальными преимуществами лазерного оружия направленной энергии являются следующие:

- Лазерные лучи распространяются со скоростью света. Это очень сильно упрощает прицеливание, поскольку не нужно рассчитывать траекторию снаряда. Лазерный луч распространяется на сотни километров практически по прямой линии. Кроме того, эта особенность усложняет маневры уклонения потенциальной цели.
- Слежение луча за целью производится перемещением зеркала. Поскольку зеркала легче, чем орудийные башни, они могут двигаться быстрее, позволяя отслеживать высоко маневренные цели.
- В лазерном оружии направленной энергии не используются боеприпасы в смысле магазинов для патронов. Вместо этого к лазеру нужно подводить энергию. Источник энергии зависит от типа лазера, и во многих случаях (не включая ЛВБ) он может быть электрическим. До тех пор, пока на лазер подается энергия, и сам лазер может работать непрерывно, не будет ограничений на длительность работы лазера. На практике этот сценарий может работать для электрического лазера на борту самолета-носителя, где имеется практически неограниченный источник энергии. Лазерное оружие для солдата-пехотинца, вероятно, останется в области научной фантастики из-за отсутствия транспортабельного источника энергии.
- Если используется лазер с переменной выходной мощностью, то воздействие на цель можно будет регулировать. Предварительным условием для этого будет хорошее понимание как конечной интенсивности лазерного излучения на цели, так и механизма повреждения. Например, насколько сильно будет ослеплен солдат лазерным оружием, зависит от многих факторов, включая внешнее освещение, погоду и то, надел ли солдат очки.

В зависимости от сценария, эти преимущества будут конкурировать с набором уникальных недостатков, включающих:

- Цель должна находиться в прямой видимости лазера. Это требование может быть снято при использовании ретранслирующих зеркал, но это усложнит процесс слежения.
- Влияние атмосферы может отрицательно подействовать на распространение лазерного луча. Когда луч распространяется в атмосфере, следует принимать во внимание поглощение, рассеяние и турбулентность. В зависимости от дальности и состояния атмосферы, иногда лазер вообще нельзя будет использовать. Особенно неблагоприятными условиями являются дождь, туман, или дым.
- Когда достигается критическая интенсивность лазера, возникают нелинейные эффекты. Лазер сам по себе влияет на атмосферу, начиная с простого эффекта нагрева и кончая ионизацией, когда интенсивность лазера достигает достаточного уровня. Где-то между этими крайними пределами коэффициент поглощения начинает зависеть от интенсивности лазера. По этой причине максимальная интенсивность, которая может быть передана по определенному пути, ограничивается. Нелинейные эффекты становятся особенно важными, если используются импульсные лазеры с большими интенсивностями. Критическая интенсивность зависит от длины волны. Для лазеров с длиной волны 1,3 мкм эта интенсивность по порядку величины равна нескольким мегаваттам на квадратный сантиметр¹¹. Пожалуйста, учтите, что для случаев, рассматриваемых в этой статье, нелинейное поглощение несущественно, поскольку интенсивности не достигают таких уровней.
- В отличие от обычных вооружений, которые высвобождают свою кинетическую и (или) химическую энергию без заметной временной задержки после удара, лазеру обычно требуется некоторое время для прогрева экспонируемой области цели до того, как возникнет существенное повреждение. Механизм слежения лазерной системы должен быть способен отслеживать цель в течение этого времени.
- В дополнение к обычным оборонительным мерам, лазерное излучение может быть отклонено хорошо отражающими поверхностями. Для заданной длины волны можно обеспечить коэффициент отражения до 99 процентов при помощи простых тонких покрытий. Еще большего увеличения отражательной способности можно достичь при помощи многослойных покрытий. Дополнительные меры противодействия включают быстрое движение цели для распределения энергии лазера или применение абляционных покрытий.
- В прошлом лазеры часто были большими и хрупкими оптическими инструментами. Лазерная оптика должна быть защищена от загрязнения, так же как и от нарушения юстировки.

До сих пор последний пункт, вероятно, играл решающую роль в предотвращении развертывания лазерного оружия. Однако, последние достижения могут изменить эту картину.

Последние достижения в лазерном оружии направленной энергии

Современные достижения в системах лазерного оружия направленной энергии могут быть разделены на две категории: проекты, финансируемые промышленностью, в которых используются имеющиеся промышленные лазеры, и исследования, финансируемые правительством, которые направлены на создание лазерных систем большой мощности. Последние исследования нацелены на уровни непрерывной мощности, превышающие мощности гражданских лазеров на два порядка величины. Лазерные источник, разработанные для этих проектов, в настоящее время не имеют промышленного применения. Крупные оборонные компании в Соединенных Штатах и других странах¹² работают в обеих направлениях.

Прототипы лазерного оружия направленной энергии с

использованием гражданской лазерной технологии

Компании Boeing и Raytheon недавно представили демонстрационные образцы тактического лазерного оружия с использованием промышленных полупроводниковых лазеров. Компания Boeing модифицировала свою установку противовоздушной обороны "Avenger" с установленными на ней ракетами класса "земля-воздух". Они заменили одну из пусковых ракетных установок лазерным оружием направленного действия. В качестве лазерного источника в этой системе используется коммерческий полупроводниковый лазер мощностью 2 кВт. Новый "Laser Avenger" использовался для отслеживания и уничтожения беспилотного летательного аппарата, а также взрывных устройств на земле¹³. В пресс-релизе компания Boeing указала, что эта система не выдает своего положения вспышкой от запуска ракеты или выстрела, подчеркнув, что это является преимуществом по сравнению с обычными системами¹⁴. Хотя в настоящее время это высказывание справедливо, рассеянное излучение¹⁵ от луча инфракрасного лазера системы "Avenger" мощностью в 2 кВт в будущем может также использоваться противником для обнаружения такой установки.

Компания Воеілд также работает над демонстрационным образцом оружия большей мощности. В передвижной лазерной системе высокой энергии (RHELS) мощностью 10 кВт используется четыре промышленных лазера с тонкими дисками. Такие лазеры обычно используются в производственных отраслях, например, для сварки автомобильных деталей¹⁶. Система RHELS состоит из лазеров и их компонентов для охлаждения, подачи энергии и слежения. Все компоненты установлены в транспортном контейнере длиной 40 футов (12 метров). Этот передвижной метод был выбран для того, чтобы испытывать этот демонстрационный образец в разных местах.

Промышленные оптоволоконные лазеры, изготовленные компанией IPG Photonics, использовались компанией Raytheon в своей лазерной системе территориальной обороны (LADS). Система LADS представляет собой демонстрационный образец оружия, базирующийся на модифицированной системе противовоздушной обороны "Phalanx". В обычной системе "Phalanx" используются управляемые радаром многоствольные пушки. Система "Phalanx" устанавливается на некоторых кораблях BMC США для того, чтобы защитить их от приближающихся ракет. Компания Raytheon заменила пушки лазером. Модифицированная система испытывалась по нескольким видам целей, включая падающие минометные мины¹⁷.

Лазеры с тонкими дисками и оптоволоконные лазеры, которые использовались в упомянутых выше системах, представляют собой два подхода, которые используются в производственных отраслях для масштабирования полупроводниковых лазеров до высоких уровней мощности. Основной проблемой этого метода является ограниченная эффективность преобразования энергии в процессах, которые создают лазерный луч. Из-за этого большая часть энергии, используемой для создания луча, теряется как избыточное тепло. Это избыточное тепло образуется в среде усиления света в лазере, которое и создает луч. В полупроводниковом лазере эта среда является кристаллом. Образующееся избыточное тепло должно быть выведено из полупроводниковой среды, для того, чтобы избежать перегрева, приводящего в конце концов к уничтожению лазера. Кроме того, неоднородное распределение температуры в усилителе приводит к повышенной по сравнению с идеальной расходимости генерируемого лазерного луча. Это означает, что луч будет размываться по мере удаления по сравнению с идеальным случаем, и плотность энергии на цели будет уменьшаться. Для того, чтобы избежать этого, усиливающая свет среда должна охлаждаться таким способом, который приводит к регулярному профилю температуры. Увеличение площади усилителя упрощает охлаждение. Поэтому геометрия активной среды оптимизируется. В прошлом использовались светящиеся стержни, но сейчас в качестве лазерных усилителей применяются тонкие диски или оптические волокна. В результате получается лучшее качество луча из-за меньшей расходимости при высоких уровнях мощности по сравнению со стандартной стержневой конфигурацией. В дополнение к увеличенной поверхности. оптоволоконные лазеры обладают дополнительным преимуществом в том, что концы самой нити используются для создания лазерного резонатора. Это позволяет создать более жесткую конструкцию, поскольку здесь не требуется юстировка зеркал. Это особенно важно для военного применения лазера. Оптоволоконные лазеры - это недавняя разработка, которая изменила рынок промышленных лазеров и которая может также привести к дальнейшему развитию военных лазеров. В настоящее время оптоволоконные лазеры достигли самых высоких уровней выходной мощности среди всех коммерческих лазеров. Компания IPG предлагает оптоволоконные лазеры с мощностью до 50 кВт. Однако, необходимость охлаждения оптоволоконных и дисковых полупроводниковых лазеров накладывает ограничения на их максимальную мощность.

Военные разработки лазерного оружия направленной энергии

Правительство США финансирует программы по полупроводниковым лазерам, которые сейчас достигают уровней мощности того же порядка величины, как и лазеры, описанные выше. Недавно компания Northrop Grumman заявила об успешном испытании полупроводникового лазера мощностью 100 кВт как части Объединенной программы полупроводниковых лазеров высокой мощно-. Такой уровень мощности обычно рассматривается сти как тот, при котором лазеры становятся полезными для тактического применения. Для стратегического применения желательна мощность лазера в области мегаватт. Такие уровни мощности могут быть достигнуты с химическими лазерами, которые были разработаны для военных программ¹⁹. В отличие от полупроводниковых и твердотельных лазеров с электрическим энергопитанием, в химических лазерах для создания луча используется химическая энергия. Используемые химические вещества непрерывно подкачиваются в камеру реакции. Эти вещества формируют газовый поток, который является усиливающей средой этого класса лазеров, как это показано на рисунке 1. Газовый поток формируется непрерывно и старые прореагировавшие продукты выбрасываются из лазера. Поэтому избыточное тепло не накапливается и выходная мощность не ограничивается необходимостью охлаждения.



Рисунок 1: Принцип работы химического лазера. Энергия лазера предоставляется химической реакцией, которая производит непрерывную струю газа. Газовая струя является активной (усиливающей свет) средой лазера. Надписи на рисунке (слева направо и сверху вниз): 1 химическая реакция; 2 - сопло; 3 - лазерный луч; 4 - зеркало; 5 - газовая струя (активная среда лазера); 6 - зеркало (полупрозрачное).

В настоящее время в США имеются две лазерные системы оружия направленной энергии, которые используют химические лазеры. Это Перспективный тактический лазер (ПТЛ) и Лазер воздушного базирования (ЛВБ). Обе системы в качестве платформ для лазерного оружия направленной энергии используют самолеты. Система ПТЛ представляет собой демонстрационный технологический образец, построенный для оценки возможностей применения лазерного оружия для "сверхточных" атак, например, против коммуникационных платформ или транспортных средств²⁰. Дальность его действия составляет примерно 10 - 20 км²¹. В системе ПТЛ используется химический кислородно-иодный лазер (COIL), выходная мощность которого не раскрывается. В различных источниках приводятся величины от нескольких десятков киловатт до 300 кВт²². Платформой системы ПТЛ является стандартный транспортный самолет С-130. В качестве возможного применения упоминаются секретные операции, а также операции, в которых военные цели располагаются среди гражданских объектов²³. Проект ПТЛ начался в 2002 году с использованием финансирования от Командования специальных операций США. Позднее, в 2008 году, лазер был испытан против наземной цели. Последующие испытания финансировались ВВС США²⁴. Первые летные испытания были проведены в июне 2009 года²⁵.

Лазер воздушного базирования (ЛВБ) является наиболее заметной современной программой лазерного оружия направленного действия. Он построен на базе самолета Боинг-747, который оборудован химическим кислородно-иодным лазером (COIL) с непрерывной выходной мощностью в мегаваттном диапазоне (точная величина засекречена). Его основной задачей является противоракетная оборона на активном участке стратегического диапазона в несколько сотен километров²⁶. Для того, чтобы выполнить эту миссию, один ЛВБ всегда должен находиться в воздухе вблизи возможных площадок запуска ракет. После обнаружения запуска ракеты ЛВБ должен будет атаковать ракету. В дополнение к главному лазеру, датчикам, и аппаратуре слежения, ЛВБ включает также адаптивный оптический компонент, который, как предполагается, будет исправлять ухудшающее влияние атмосферной турбулентности на лазерный луч. Этот компонент является критичным для достижения намеченной дальности действия. В этой статье сценарии боевого применения ЛВБ будут использоваться для изучения конкретного случая. Дополнительные технические сведения об установке ЛВБ приведены в Приложении к этой статье. Дополнительные подробности также можно найти в литературе

Программа ЛВБ была начата в 1994 году²⁸. До 2008 года на систему было потрачено приблизительно 5 миллиардов долларов²⁹. Первоначально первое испытание системы по ракете-мишени планировалось на 2002 год Это испытание откладывалось несколько раз, з последний раз до конца 2009 или начала 2010 года Тем не менее, был достигнут определенный прогресс. В 2008 году все компоненты системы были окончательно установлены внутри самолета и мощный лазер был впервые задействован на земле³². Сертификат летной готовности был выдан в апреле 2009 года³³. В настоящее время проходят дальнейшие испытания компонентов, кульминацией которых станут запланированные летные испытания против запускаемых ракет типа SCUD. Действующая администрация изменила статус этой программы с программы поставок на программу исследований и разработок, и отложила запланированную закупку второго самолета, поскольку остаются сомнения в том, будет ли система обладать какой-либо пригодностью к эксплуата-. После запланированных испытаний будет принято нии) решение о том, будет ли программа продолжена или ан-нулирована³⁵.

Последствия для международной безопасности

В зависимости от своих возможностей, лазерное оружие направленного действия может либо оказать, либо не оказать значительное влияние на международную безопасность. Можно ожидать, что влияние будет оказано, если система проявит новые возможности, которые не могут быть достигнуты иными средствами. Тогда эти системы могут быть охарактеризованы как революционные системы. Если лазерное оружие направленного действия просто заменит существующие обычные системы, не расширяя их возможностей, то значительного влияния не будет, а произойдет только эволюция современных технических систем. Например, скрытые и высокоточные удары возможно осуществить уже сегодня, используя управляемое вооружение или наземные специальные подразделения. Поэтому влияние перспективного тактического лазера на международную политику будет незначительным, даже если его технология и окажется революционной. Напротив, влияние Лазера воздушного базирования (ЛВБ) может быть огромным, поскольку ЛВБ может оказаться первой действующей системой США для противоракетной обороны на активном участке. В этой роли он может быть использован США против малых стран, но он также может нарушить способность к ядерному сдерживанию для крупных стран, обладающих ядерным оружием, атакуя межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) на активном участке.

В дополнение к противоракетной обороне, ВВС США могут также рассматривать другие применения ЛВБ, включая его использование в качестве противоспутнико-вого оружия³⁶. Эти возможности не упоминаются Агентством противоракетной обороны, которое в настоящее время осуществляет контроль над программой ЛВБ. Использование лазера в качестве противоспутникового оружия может стать революционным применением, поскольку оно в принципе предоставляет возможность атаковать спутники с минимальным числом образующихся обломков "космического мусора". В настоящее время атака спутников предполагает использование ракет с кинетическими или взрывающимися боеголовками. Кинетический удар образует "космический мусор", который может оказаться опасным и для космических средств атакующей стороны. Поэтому участвующие в космической деятельности страны не одобряют проведения атак кинетическими средствами. Этот факт проявляется как своеобразный "естественный" контроль над вооружениями. Лазеры могут изменить эту ситуацию, если они будут применяться только для нагрева спутников до такой степени, при которой их электроника выйдет из строя, или только для повреждения их датчиков. Следовательно, атаки на спутники могут стать более вероятными, если в мирное время будет развернуто лазерное оружие на-правленной энергии. Во время кризиса это может привести к дополнительной политической нестабильности, поскольку спутники являются важными средствами раннего предупреждения и разведки.

Для того, чтобы оценить политические последствия конкретного лазерного оружия, необходимо оценить его технические возможности. Для достижения этой цели был разработан метод оценки боевого применения лазерного оружия направленной энергии. В следующем разделе этой статьи рассматривается его применение для оценки сценария противоракетной обороны с использованием ЛВБ. ЛВБ был выбран из-за того, что сегодня он является наиболее перспективным лазерным оружием направленной энергии с последствиями для международной безопасности, будь то для противоракетной обороны, или в качестве лазерного противоспутникового оружия.

ОЦЕНКА БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ ЛВБ В ПРОТИВОРАКЕТНОЙ ОБОРОНЕ

Основные положения метода оценки и изучения конкретного случая

Блок-схема, представленная на рис. 2, иллюстрирует метод оценки, который использовался для моделирования воздействия на облучаемую цель. Он был разработан как часть докторской диссертации одного из авторов³⁷. Перечень вовлеченных учреждений приводится в разделе "Благодарности" этой статьи.

Лазерное оружие направленной энергии создает на цели поток тепла. Следовательно, первым этапом метода оценки будет расчет доступной интенсивности лазерного излучения в точке расположения цели. Эта падающий поток излучения частично поглощается целью, что приводит к повышению температуры со временем, которое рассчитывается на втором этапе оценки. На третьем этапе производится оценка повреждения. В том случае, когда температура повышается выше точки плавления, значительное повреждение облучаемой цели неизбежно. Если точка плавления не достигается, то необходима более детальная оценка повреждения. Например, повышенная температура может отрицательно повлиять на предел прочности металлов и элемент конструкции может разрушиться до того, как произойдет плавление. Для

6 ЯН ШТУПЛ И ГЕТЦ НОЙНЕК

оценки влияния температуры в этом случае необходимо сравнить возникающие напряжения с зависящим от температуры пределом прочности материала.



Рисунок 2: Блок-схема оценки боевого применения лазерного оружия направленной энергии. Интенсивность лазерного излучения, так же, как и воздействие на цель, рассчитываются для того, чтобы определить, нанесет ли лазерное оружие значительное повреждение. Надписи на рисунке (слева направо и сверху вниз): 1 - расчет интенсивности; 2 - расчет температуры; 3 - нет; 4 - оценка воздействия температуры; 5 - да; 6 - нарушена ли миссия цели?; 7 - нет; 8 - да; 9 - нет значительных повреждений; 10 - значительное повреждение; 11 - I: интенсивность; Т: температура; о₁: механическое напряжение; t: время; x, y, z: пространственные координаты.



Рисунок 3: Схема сценария противоракетной обороны, который используется в качестве иллюстративного примера в этой статье. Надписи на рисунке слева (сверху вниз): 1 - пусковая установка; 2 - траектория ракеты; 3 -ЛВБ; 4 - цель ракеты. Надписи на рисунке справа (сверху вниз): 1 - пусковая установка; 2 - ЛВБ; 3 - цель ракеты.

Упомянутые этапы более подробно рассматриваются в Приложениях А, Б, и В. Представленные теоретические соображения применяются к изучению конкретного сценария противоракетной обороны, подробные результаты которого приводятся в конце каждого приложения. В этом месте дается только краткая сводка.

В исследовании оценивается сценарий боевого применения ЛВБ против баллистической ракеты среднего радиуса действия с двигателями на жидком топливе, запущенной из Северной Кореи в Японию. Ракета на жидком топливе была выбрана потому, что такая ракета более уязвима, чем ракета на твердом топливе³⁸. Будет ли ракета успешно перехвачена, зависит как от технических параметров ракеты и ЛВБ, так и от геометрического расположения, то есть от изменения расстояния между ракетой и ЛВБ. Технические параметры ракеты можно найти в Приложении Г, которое базируется на анализе ракеты "Нодонг" в статье Райта и Кадышева³⁹. Технические параметры для оценки характеристик ЛВБ приводятся в ходе подробного рассмотрения, представленного в Приложении А. Начальные положения ЛВБ и ракеты в сценарии выбраны так, как показано на рис. 3. Они выбирались так, чтобы удовлетворить двум предположениям:

- 1. ЛВБ должен оставаться вне зоны действия ракет "земля-воздух".
- Ракеты будут запускаться с позиции, как можно более удаленной от побережья.

Первое предположение возникает из-за того, что сам ЛВБ является хорошо видной и не очень маневренной целью, поскольку его платформой является самолет Боинг-747. Имеются сообщения о том, что у Северной Кореи есть зенитные ракеты с дальностью действия 200 км⁴⁰. Поэтому расстояние между ЛВБ и побережьем Северной Кореи выбиралось так, чтобы ЛВБ находился в безопасном месте. Второе предположение вытекает из вероятности того, что страна, которая захочет запустить ракеты в присутствии ЛВБ. Для этого сценария средней дальности самым легким способом сделать это таким образом, чтобы увеличить расстояние между ракетой и ЛВБ. Для ракеты меньшей дальности могут применяться другие меры.

Траектория ракеты, запущенной из этого начального положения, рассчитывалась с помощью программы GUI Missile Flyout Джеофри Фордена⁴¹. Используя результаты расчета и положение ЛВБ, можно определить зависимость интенсивности на цели от времени. В Приложениях А, Б и В показаны подробности расчетов, необходимых для оценки эффективности боевого применения противоракетной обороны. В Приложении А анализируется интенсивность на цели, которая может быть достигнута. В Приложении Б этот результат используется для определения получающегося повышения температуры цели. Рассчитанный таким образом подъем температуры, вероятно, неспособен вызвать расплавление цели. Однако, в принципе, комбинация вызванного увеличением температуры уменьшения предела прочности, теплового расширения и приложенного механического напряжения на активном участке полета могут привести к неспособности ракеты достичь намеченной цели; это анализируется в Приложении В. Сводка исходных параметрах приводится в табл. 2, 3 и 4 в Приложениях А, Б и В.

Интенсивность излучения на цели будет зависеть от диаметра лазерного луча для распространения в вакууме, уменьшения интенсивности из-за поглощения и рассеяния в атмосфере, и эффективности компенсации атмосферной турбулентности адаптивной оптикой. На рис. 14 и 16 Приложения А показаны результаты расчетов интенсивности при различных предположениях, в частности, об эффективности работы адаптивной оптики. Как объясняется в Приложении А, коррекция адаптивной оптикой инициируется так называемым сигнальным лазером, используемым для измерения влияния турбулентности, и позволяющем проводить его компенсацию. Он будет наиболее эффективным, если пути лучей сигнального и оружейного лазеров настолько близки, насколько это возможно. Термин "анизопланатизм" относится к расхождению этих лучей, и в расчетах анализируются два случая - полный анизопланатизм, где расхождение путей быстро растет со временем, ослабляя интенсивность оружейного лазера, и уменьшенный анизопланатизм, который дает наилучшие результаты для оружейного лазера. За подробными сведениями о применяемой технологии, пожалуйста, обращайтесь к Приложению А

Учитывая рамки этих предположений, максимальная интенсивность излучения на цели может достигать примерно 300 ватт на квадратный сантиметр только в конце активного участка атакуемой ракеты, и она может быть намного меньшей (в предположении, что мощность оружейного лазера равна 3 МВт; для объяснения того, почему была выбрана такая величина, обращайтесь к Приложению А). В течение первых 20 секунд, или около этого, после запуска ракеты, когда она еще находится в нижней атмосфере, ослабление лазерного излучения в атмосфере будет слишком сильным для того, чтобы обеспечить эффективность системы).

Конечно, в первую очередь увеличение температуры будет зависеть от интенсивности излучения; однако, оно также будет существенно зависеть от материала стенки атакуемой ракеты, толщины стенки, поглощения поверхностью, начальной температуры стенки, окружения стенки (например, жидкого топлива) и длительности воздействия лазера на цель. Подробные расчеты, приведенные в Приложении Б, указывают, что при заданном наборе рассматриваемых предположений, максимальная температура ракеты, которая может быть достигнута в течение активного участка, не превышает температуры плавления алюминия. Тем не менее, результирующее повышение температуры понизит предел прочности материала стенки, позволив механическим напряжениям вызвать повреждение ракеты, что обсуждается в Приложении В. В этом приложении мы рассчитаем, при различных предположениях об эффективности адаптивной оптики, самые ранние времена полета, на которых напряжение превысит предел упругости оболочки ракеты. В этот момент увеличенные деформации могут, в принципе, привести к режимам повреждений, обсуждаемым в следующем разделе. По причинам, которые будут объяснены, боеголовка и двигатель ракеты являются неподходящими целями.

Воздействие на траекторию боеголовки

Расчеты, представленные в приложениях, определяют времена полета в 47 и 68 с как наиболее ранние времена полета для представленного варианта, в которые напряжение превосходит предел упругости. В модели ракеты длительность активного участка составляет 70 с. Расчетные времена соответствуют уменьшенному анизпланатизму и полному анизопланатизму; при этом влияние охлаждения жидким топливом с внутренней стороны и аэродинамическим нагревом сверхзвуковым потоком воздуха с внешней стороны секции топливного бака не учитывается.

Ракета может быть повреждена двумя следующими способами . При повышении температуры прочность материала уменьшается. Это может привести либо к разрыву стенки ракеты (локальному или обширному), либо к развалу всей конструкции, если достаточно большие участки стенки будут ослаблены и не смогут более противостоять приложенным механическим нагрузкам. Этот развал может начаться до того, как появятся разрывы. Однако, до тех пор, пока напряжение не превысит предела упругости (см. Приложение В), будут возникать только минимальные деформации, и не возникнет ни один из указанных выше режимов повреждения. После того, как будет превышен предел упругости, После того, как будет превышен предел упругости, повреждение в принципе становится возможным. Какой режим возникнет, будет зависеть от многочисленных факторов, и, среди прочего, от механики разрушения материала конкретной ракеты. В зависимости от режима повреждения, на траекторию ракеты смогут оказать влияние различные эффекты.

Выброс топлива через небольшое отверстие в баке может защитить и (или) охладить окружающий участок и предотвратить дальнейшее воздействие лазера в этом месте. Однако, выброшенное топливо будет потерянным для ускорения и траектория станет короче. Максимальным эффектом для этого случая может быть мгновенная отсечка тяги. В этом случае боеголовка будет продолжать двигаться по траектории, определенной скоростью, которая уже была набрана до этого момента. То же самое может произойти, если боеголовка отделится от ракеты-носителя после разрушающего события, например, после развала ракеты-носителя. Если ракета-носитель развалится и боеголовка останется прикрепленной к ее обломку, то это может повлиять на аэродинамику боеголовки. Эффекты воздействия изменяются в зависимости от внешнего давления, и следовательно, от высоты, на которой они проявляются. Наконец, двигатель может также продолжать ускорять ракету, но в неверном направлении. Изменение курса может быть вызвано деформацией ракеты или выбросом топлива. Вообще говоря, топливо, остающееся в момент превышения предела упругости, может ускорять ракету в произвольном направлении.

Для того, чтобы количественно квалифицировать различные эффекты и сузить интервал возможных точек падения, расчеты траектории повторялись с использованием тех же самых параметров для тяги двигателя и массы ракеты, но с отсечкой тяги на 47 и 68 с. В первом случае ракета пролетит только приблизительно 200 км и ее траектория закончится в Северной Корее. Если ракета будет ускоряться в течение 68 с, то изменившаяся траектория закончится вблизи первоначальной цели. Были также проведены повторные расчеты с изменившейся аэродинамикой. Для первого случая (отсечка тяги и увеличение аэродинамического сопротивления до максимума (маловероятного)) увеличенное сопротивление сократит дальность еще на 25 процентов⁴³. Для второго случая влияние увеличившегося сопротивления на 68 с пренебрежимо мало, поскольку ракета уже достигла высоты более 35 км.

Пожалуйста, отметьте, что до сих пор влиянием охлаждения жидкостью и аэродинамического нагрева пренебрегалось. Если пренебречь влиянием охлаждения жидкостью, но принять во внимание аэродинамический нагрев, то начальная температура стенки T_0 в начале воздействия лазера будет выше 293 К, что предполагалось для представленных результатов. В табл. 1 показано влияние различных начальных температур T_0 на время полета ракеты $t_{\rm Rp0.2}$. Которое пройдет до тех пор, когда будет достигнут предел упругости (представленный напряжением Rp0.2). Время $t_{\rm opt}$ представляет выбранную точку прицеливания, как это описано в Приложении А. Для T_0 выбрано максимальное значение 433 К, представляят выбранную точку поицеливания, как это описано в Приложении А. Для T_0 выбрано максимальное значение 433 К, представляят такая температура не ожидается, однако, ее можно рассматривать как нереалистично высокую верхнюю границу для оценки максимального эффекта.

Таблица 1: Минимальное время полета $t_{Rp0.2}$ до того, как будет достигнут предел упругости. Результат изменения начальной температуры показан для случая полного анизопланатизма. Для T_0 = 433 К точка прицеливания (представленная t_{opt}) была изменена для того, чтобы минимизировать $t_{Rp0.2}$.

<i>T</i> ₀ / K	293	363	433
t _{opt} / c	60	60	55
t _{Rp0.2} / C	68	64	58

Для того, чтобы проиллюстрировать влияние различных результатов на траекторию боеголовки, точки падения для случая мгновенного повреждения двигателя в момент $t_{\text{Rp0.2}}$ показаны на рис. 4. Кроме того, указаны первоначальная траектория и траектория для отсечки двигателя на 64 с. Также указана область, которая может быть достигнута, если двигатель не прекратит работы и оставшееся топливо на время $t_{\text{Rp0.2}}$ = 64 и 58 с используется для ускорения в произвольных направлениях. Для случая полного анизопланатизма все точки падения расположены далеко от точки запуска ракеты. Пожалуйста, отметьте, что боеголовка, вероятно, останется неповрежденной и даже если намеченная цель не будет достигнута, взрыв все еще сможет принести очень большой ущерб.

Меры противодействия

До сих пор вариант обычной ракеты на жидком топливе моделировался в соответствии с доступной информацией о ракете "Нодонг". В том случае, если ЛВБ позже вступит в строй, ракетные силы во всем мире начнут рассматривать меры противодействия лазерной противоракетной обороне. Меры противодействия могут быть разработаны на различных уровнях сложности. Самый простой подход для ракеты, изготовленной из алюминия, будет состоять в том, чтобы соскрести краску и отполировать поверхность. Разница в поглощении, которое может быть уменьшено с 0,10 до 0,4, будет достаточной для того, чтобы предотвратить существенное повышение температуры для представленного исследования кон-кретного варианта, см. рис. 56⁴⁵. Поскольку алюминиевая поверхность быстро окисляется, такой подход без дополнительных мер может оказаться непрактичным. Измерения Фримена и др. показывают увеличение поглощения на длине волны ЛВБ до 0,11, если отполированный образец остается на открытом воздухе в течение трех меся-. Антикоррозийная окраска не поможет предотврацев тить это, поскольку ее поглощение вероятно окажется больше, чем у полированной поверхности, что ликвидирует эффект полировки. Более практичным может оказаться полирование в последний момент, или нанесение тонкого золотого покрытия, которое может уменьшить

8 ЯН ШТУПЛ И ГЕТЦ НОЙНЕК

поглощение до 1 процента⁴⁷ и которое будет более устойчивым к воздействию окружающей среды. Золотое покрытие толщиной 0,1 мм увеличит массу цилиндра диаметром 1,3 м и длиной 15,5 м примерно на 120 кг, что уменьшит дальность ракеты приблизительно на 30 км. Более дешевой альтернативой может служить медь, поглощение которой равно 0,015 на длине волны ЛВБ⁴⁸.



Рисунок 4: Возможные точки падения боеголовки после боевого применения ЛВБ. Рассчитаны возможные сценарии после того, как в момент полета t_F = t_{Rp0.2} будет достигнут предел упругости. Маркером (x) обозначены точки падения для мгновенной отсечки двигателя в момент полета t_{Rp0.2}. Затененные области представляют собой области, которые могут быть достигнуты, если оставшееся в момент t_{Rp0.2} топливо используется для ускорения ракеты в произвольном направлении. Обозначения под рисунком (сверху вниз): 1 - лазерный луч при t_F = t_{opt}; 2 конец активного участка (70 с); 3 - первоначальная траектория (активный участок в 70 с); 4 - траектория, получающаяся при активном участке в 64 с (отсечка двигателя при $t_F = t_{Rp0.2} = 64$ с); 5 - область, достижимая с оставшимся топливом при t_F = t_{Rp0.2} = 58 с; 6 - область, достижимая с оставшимся топливом при $t_F = t_{Rp0.2} = 64$ с; 7 точки падения при отсечке двигателя в t_F = 58 с, 64 с и 68 C.

Другой мерой противодействия может быть вращение ракеты вокруг своей оси, которое будет распределять энергию лазера по большей площади. Влияние вращения с частотой 0,3 Гц довольно драматично, как можно увидеть на рисунке 5с. Будет ли такое вращение технически осуществимым, зависит от системы управления ракетой. Системы управления первого поколения могут оказаться неспособными осуществить такое вращение. Обе упомянутые меры противодействия могут быть скомбинированы друг с другом. Кроме того, имеются и другие способы изолирования ракеты от лазерного излучения, например, абляционные покрытия, подобные пробке.

Помимо этих специфических для лазеров мер противодействия, могут быть применены и обычные наступательные и оборонительные стратегии. Наступающая сторона может постараться преодолеть оборону, одновременно запуская несколько ракет. Другим вариантом для наступающей стороны может быть атака на ЛВБ. Поскольку его платформой является самолет "Боинг-747", ЛВБ является хорошо видимым и относительно уязвимым.

ОБЗОР ДРУГИХ ВАРИАНТОВ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ ЛВБ

В ходе представленного исследования были про-

анализированы дополнительные сценарии боевого применения ЛВБ. Они включают сценарии противоракетной обороны от ракет малого радиуса действия и межконтинентальных ракет, а также один сценарий для оценки применения ЛВБ против спутника на низкой околоземной орбите.



Рисунок 5: Влияние мер противодействия на максимальную температуру в зависимости от времени полета для исследуемого конкретного случая. Распределение интенсивности соответствует случаю уменьшенного анизопланатизма и t_{оpt} = 60 с. Рисунок b) показывает влияние поверхности ракеты с повышенной отражательной способностью. Рисунок с) показывает влияние вращения вокруг оси ракеты. Надписи вверху рисунка (слева направо): а) без мер противодействия; b) повышенная отражательная способность (коэффициент поглощения 0,04); c) вращение с частотой 0,3 Гц. По вертикальной оси отложена температура в K; на горизонтальной оси показано время полета ракеты в секундах.

Ракеты малой дальности перехватывать труднее, чем ракеты большой дальности, поскольку большая часть их активного участка находится в нижних слоях атмосферы, где поглощение и турбулентность повышены. В качестве примера был рассмотрен вариант с ракетой, подобной SCUD В и летящей из Северной Кореи в Южную Корею, в котором использовалось то же самое расстояние между пусковой площадкой и ЛВБ, которое принималось в подробном примере в последнем разделе. Параметры, использованные для оценки, приведены в Приложении Г. В случае полного анизопланатизма ракета нагреется примерно на 80 К, что недостаточно для существенного уменьшения предела прочности материала станки. Даже в предположении уменьшенного анизопланатизма уровни напряжений достигнут зависящего от температуры предела упругости только в конце активного участка. Сомнительно, чтобы ЛВБ мог использоваться для такого сценария.

Для многоступенчатых межконтинентальных баллистических ракет (МБР) ситуация изменяется. Влияние турбулентности становится менее сильным, чем для ракет малой и средней дальности, поскольку активный участок МБР заканчивается на большей высоте. Были рассмотрены сценарии с запуском МБР на жидком топливе из Северной Кореи, Ирана и Китая. В сценариях предполагается, что запуск ракеты производится из центральной части страны и что ЛВБ располагается в 200 км от соответствующего участка побережья в Японском море, Черном море и Желтом море на расстояниях от пусковой площадки в 400, 900 и 1600 км соответственно. С использованием тех же самых исходных данных для второй ступени, которые представлены для ракеты средней дальности (см. табл. 2, 3 и 4 в Приложениях А, Б и В), расчеты сценариев, включающих Иран и Северную Корею, показывают, что уровни напряжений, превышающих предел текучести могут быть индуцированы на активном участке второй ступени как для полного анизопланатизма, так и для уменьшенного анизопланатизма. Пожалуйста, отметьте, что эта оценка зависит от тех же самых предположений, которые представлены в приложении для случая баллистической ракеты средней дальности, запу-щенной из Северной Кореи с целью в Японии. Напротив, в отличие от этого случая, первая ступень МБР уже позволит набрать заметную скорость до того, как будет уничтожена вторая ступень. Это означает, что точка падения боеголовки будет находиться в нескольких сотнях километров от пусковой установки. Кроме того, третья ступень все еще может быть активирована, что дополнительно расширяет возможный район точек падения.

Сценарий с запуском в Китае не позволяет успешно-

го перехвата. На расстоянии приблизительно в 1600 км ракета пройдет около 90 процентов активного участка, прежде чем она поднимется над горизонтом ЛВБ и окажется в прямой видимости лазера. В этот момент луч будет проходить через нижние слои атмосферы, что предотвращает перехват.

По сравнению с вариантами противоракетной обороны рассмотренный противоспутниковый сценарий создает для ЛВБ намного меньше проблем. ЛВБ может маневрировать, занимая идеальную позицию для стрельбы прямо под траекторией спутника, поскольку траектории спутников могут быть предсказаны с большой степенью уверенности. Следовательно, луч может быть направлен вверх и его прохождение через нижние слои атмосферы будет очень коротким по сравнению со всеми представленными сценариями противоракетной обороны. Для расчетов в качестве примера был использован космиче-ский телескоп "Хаббл", поскольку его схема была опубли-кована НАСА⁴⁹. Кроме того, как сообщают, он подобен разведывательным спутникам⁵⁰. Космический телескоп 'Хаббл" движется по орбите высотой 550 км над поверхностью Земли. Расчеты показывают, что во время боевого применения ЛВБ температура внешней оболочки превысит точку плавления более чем на 1000 К. Поэтому разрушение будет почти определенным. Более того, меры противодействия, доступные для ракет, могут быть неприменимы к спутникам. Например, из-за ударов микрочастиц "космического мусора", радиации и повторяющихся циклов экстремальных флуктуаций температуры, хорошо отражающие поверхности со временем в космическом окружении могут потерять свою отражательную способность. В отличие от ракет, на спутниках нельзя применять обработку поверхности непосредственно перед лазерной атакой. И хотя датчики могут быть защищены шторками, датчики не будут доступными, пока шторки находятся на месте.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Развитие лазерного оружия направленной энергии происходит по двум направлениям. С одной стороны, используется доступная гражданская технология; с другой стороны, создаются химические лазеры высокой мощности, которые сегодня не находят гражданского применения. В обеих направлениях создаются прототипы, которые проходят испытания. Вызовет ли развертывание лазерного оружия направленной энергии последствия для международной безопасности, или нет, зависит от технических возможностей этих систем. Эта статья представляет основанный на физике метод оценки боевых применений лазерного оружия направленной энергии, использующий американскую систему "Лазер воздушного базирования" в качестве исследования конкретного варианта.

В предположении выходной мощности в 3 МВт и отсутствия мер противодействия лазерной атаке на поражаемых ракетах, ЛВБ может в принципе быть использован против анализируемого типа ракет средней дальности и межконтинентальных ракет с жидким топливом, если они запускаются из малой страны, такой, как Северная Корея. Эта возможность в первую очередь зависит от способности ЛВБ корректировать отрицательное влияние атмосферной турбулентности на распространение лазерного луча. Успешное применение коррекции адаптивной оптикой с использованием распределенного маячка на корпусе поражаемой ракеты является критически важным. Возможность такого подхода на необходимых расстояниях в несколько сотен километров подвергается сомнению. В том случае, если метод распределенного маячка не будет работать, возникнет полный анизопланатизм. Для полного анизопланатизма представленный вариант ракеты с жидким топливом с дальностью полета 100 км будет пределом возможного боевого применения, даже для малой страны, подобной Северной Корее. Полезность ЛВБ будет ограничена ракетами с более длинным активным участком. Во всех представленных случаях интенсивность излучения, обеспечиваемая ЛВБ, будет недостаточной для уничтожения боеголовок. Следовательно, боевое применение ЛВБ приведет к сокращению активного участка стартующей ракеты и к укорачиванию ее траектории, но лазер не сможет уничтожить боеголовку. Кроме того, плотные слои нижней атмосферы не позволяют боевого применения ЛВБ на ранней стадии, и по этой причине в рассматриваемых оборонительных сценариях ЛВБ не сможет обезоружить ракеты поблизости от их пусковых установок и их боеголовки перед падением пролетят несколько сот километров.

Сложность представленного анализа сама по себе указывает на то, что успешное боевое применение противоракетной обороны зависит от многих факторов, включающих параметры как ракеты, так и лазера. Например, поражение секций топливного бака с одиночной стенкой не окажется возможным, если стенка будет охлаждаться топливом. Это неправильно для ракет с двойными стенками и криогенным топливом, но в них может использоваться дополнительная тепловая изоляция. Ракеты с твердым топливом, вообще говоря, труднее уничтожить, чем ракеты с жидким топливом, что было детально рассмотрено исследовательской группой Американского физического общества. Поэтому необходимо знать подробную конструкцию атакуемой ракеты. Использование мер противодействия может сделать бесполезной всю систему.

Далее, последние заявления действующего министра обороны в конгрессе показывают, что ЛВБ в действительности может функционировать еще хуже, чем представлено в этой статье. Р. Гейтс сказал, что ЛВБ должен будет находиться в воздушном пространстве Северной Кореи или Китая для того, чтобы выполнять функции противоракетной обороны в сценарии, включающем Северную Корею⁵¹. Это позволяет предположить, что программа ЛВБ столкнулась с серьезными дополнительными проблемами с одним, или несколькими компонентами ЛВБ. Из этого также следует, что оборонительная роль ЛВБ будет очень сильно ограничена, поскольку вторжение в воздушное пространство такой страны, как Северная Корея, естественно, будет весьма провокационным.

Наконец, в этой статье было показано, что боевое применение ЛВБ против спутников на низких околоземных орбитах намного проще, чем боевое применение в противоракетной обороне. Развертывание ЛВБ поэтому может рассматриваться другими участвующими в космической деятельности странами как угроза, ведущая к новой гонке вооружений и распространению этой технологии. Превентивные мероприятия по контролю над вооружениями с переговорами перед развертыванием лазерного оружия направленной энергии во всем мире стали бы значительным шагом вперед.

БЛАГОДАРНОСТИ

Статья развивает работу, сделанную Яном Штуплом во время подготовки его диссертации⁵², которая проводилась в Институте исследований политики мира и безопасности (IFSH) Гамбургского университета, Германия, Институте лазерных и системных технологий (iLAS) Гамбургского технического университета и в Институте экспериментальной физики (IEXP) Гамбургского университета с 2005 по 2008 год. Руководителями диссертационной работы были профессоры Хартвиг Шпитцер (IEXP), Клаус Эммельманн (iLAS) и Гетц Нойнек (IFSH), который также является автором этой статьи.

Авторы хотят поблагодарить профессоров Хартвига Шпитцера и Клауса Эммельманна за их длительную исключительно ценную поддержку во время диссертационного проекта. Институт лазерных и системных технологий (iLAS) предоставил лабораторную поддержку для большинства проведенных экспериментов. Дополнительные эксперименты проводились в Институте прикладной радиационной техники имени Бремера (BIAS) в Бремене, Германия. Ян Штупл желает поблагодарить сотрудников института iLAS за предоставление стимулирующего рабочего окружения и личную поддержку. Он также признателен Междисциплинарной исследовательской группе по разоружению, контролю над вооружениями и технологиям риска (IFAR) в институте IFSH за их вклад в анализ последствий для безопасности и их личную поддержку, также как и Центр исследований науки и мира имени Карла Фридриха фон Вайцзеккера в Гамбургском университете.

Авторы хотят поблагодарить Скотта Флэгга, Харви Линча, Дина Уилкенинга и анонимных рецензентов за их полезные комментарии первых вариантов статьи. Авторы также признательны Юргену Алтманну, Джеоффри Фордену, Кейт Марвел и Павлу Подвигу за полезные обсуждения.

Ян Штупл желает поблагодарить Центр международной безопасности и сотрудничества (CISAC) в Стэнфордском университете за предоставление стимулирующего рабочего окружения и за поддержку этой работы.

ПРИЛОЖЕНИЕ А: РАСЧЕТ ИНТЕНСИВНОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ НА ЦЕЛИ

Введение

Источник лазерного луча в заданной точке z = 0 выдает определенную выходную мощность *P*. Расстояние до цели по линии зрения равно *L*. Энергия распространяется вдоль пути луча до цели в точке z = L, как это показано на рис. 6. Высота над уровнем моря h(z) может изменяться. Вдоль этого пути будет изменяться распределение интенсивности в плоскости, перпендикулярной пути распространения. Обычным способом описания этих изменений является определение диаметра луча. Диаметр луча обычно определяется при определенном пороге интенсивности *I* в заданной плоскости *z*₁.



Рисунок 6: Иллюстрация величин, используемых для расчета интенсивности лазерного излучения *I*. Лазер расположен при z = 0 на высоте h(z = 0) над уровнем моря. Цель расположена при z = L. L - это расстояние между лазером и целью по линии зрения. Высота h(z) над уровнем моря может изменяться вдоль пути луча через атмосферу. При $z = z_1$ иллюстрируется распределение интенсивности в плоскости, перпендикулярной к пути луча. Надписи на рисунке (слева направо): 1 - лазер; 2 - земная поверхность; 3 - высота; 4 - цель.



Рисунок 7: Распределение интенсивности гауссова пучка в заданной плоскости $z = z_1$. Распределение нормировано на максимальную интенсивность $l_0(z_1)$, расстояние r в этой плоскости нормировано на радиус луча $w(z_1)$ при $z = z_1$.

Для того, чтобы максимизировать воздействие на цель, используется обычный подход фокусирования луча до минимально возможного диаметра луча в расположении цели. Меньший диаметр луча означает, что на меньшей площади сосредоточится больше энергии. В любом случае, минимальный диаметр луча определяется расстоянием *L* между лазером и целью, длиной волны лазера и диаметром используемой оптики. Если луч проходит через атмосферу, то интенсивность на цели еще более уменьшается. Во-первых, на проходимом лучом участке атмосферы будет поглощаться часть энергии. Во-вторых, диаметр луча не будет достигать своего минимума, поскольку расходимость луча возрастает из-за нескольких эффектов, включая атмосферную турбулентность и характеристики лазера. Как поглощение, так и увеличенная расходимость зависят от пути луча в атмосфере, поскольку поглощение и турбулентность зависят от высоть *h*. Вообще говоря, этот путь может изменяться в течение боевого применения лазерного оружия направленной энергии. В следующих параграфах рассматривается оценка различных эффектов, начиная с с минимального диаметра луча.

Минимальный диаметр лазерного луча для распространения луча в вакууме

Распространение лазерного луча может быть описано с помощью концепции гауссовых пучков⁵³. Для упрощения рассмотрения в этом месте предполагается аксиально-симметричное распределение интенсивности в направлении распространения луча, что получается, когда внутри лазера используется круглая оптика. Как показано на рис. 7, имеется максимум интенсивности I₀, который определяет центр луча. Расстояние r, на котором интенсивность уменьшается до 14% от максимального значения в заданной плоскости $z = z_1$, называется радиусом луча $w(z_1)$. Как показано на рис. 8, во время распространения луча его радиус не остается постоянным. Минимальный радиус луча wo достигается в фокальной плоскости. Используя концепцию гауссовых пучков, можно рассчитать минимальный радиус луча на заданном расстоянии *L* от фокусирующего элемента с диаметром *D*, как показано Сигменом⁵⁴. Предполагается, что диаметр луча в положении фокусирующего элемента корректируется таким способом, что теряется менее одного процента энергии луча, поскольку это перегружает линзу. Тогда минимальный радиус луча равен:



Рисунок 8: Минимальный фокальный диаметр d_0 лазерного луча на расстоянии *L*. *D* - это диаметр фокусирующего элемента.

Для случая ЛВБ, в котором используется зеркало диаметром 1,5 м и химический кислородно-иодный лазер (COIL) с длиной волны 1,3 мкм, уравнение (1) приводит к минимальному фокальному диаметру около полуметра на расстоянии в 300 км.

Радиальное распределение интенсивности при заданном минимальном фокальном диаметре на цели на расстоянии *L* выражается формулой:

$$I(L,r) = \frac{2P}{\pi w_0^2} \exp\left(-\frac{2r^2}{w_0^2}\right)$$
(2)

В этом уравнении *г* является расстоянием от центра луча в плоскости *z* = *L* и *P* равняется выходной мощности лазера.

Помимо диаметра луча, на интенсивность влияют также угол падения на цель и потери в атмосфере. Как показано на рис. 9, в случае наклонного падения луча одна и та же мощность распределяется по большей площади цели, чем при перпендикулярном падении, что приводит к уменьшению интенсивности. Для лазерного луча с аксиально-симметричным распределением интенсивности этот эффект можно учесть с помощью двух углов, α и β . Угол α является углом между лазерным лучом и вектором скорости ракеты. Угол β зависит от точки прицеливания. Поскольку ракета имеет форму цилиндра, он может быть выбран таким образом, что для заданного времени t_{opt} β равно 90 градусам. В зависитот тракетории ракеты, наведение на эту точку прицеливания может привести к изменению обеих углов во время боевого применения. Пока мы предположим, что ракета не вращается вокруг своей оси.



Рисунок 9: Влияние угла падения на интенсивность. В том случае, когда луч не параллелен вектору нормали к плоскости поверхности **N**_{surf}, луч будет распределен по большей площади и эффективная интенсивность уменьшится. Надписи на рисунке (слева направо): 1 - лазерный луч; 2 - нормальное падение; 3 - траектория; 4 - поверхность цели; 5 - наклонное падение.

В случае использования ЛВБ в противоракетной обороне луч будет проходить через атмосферу и уравнение (2) надо будет изменить, включив в него поглощение, увеличенную расходимость и угол падения. Это делается с помощью углов α и β, а также двух дополнительных параметров, атмосферного пропускания *т* и отношения Штреля:

$$I(L,r) = \cos(\alpha)\cos(\beta)S_{sum}\tau \frac{2P}{\pi w_0^2}\exp\left(-\frac{2S_{sum}r^2}{w_0^2}\right)$$
(3)

Атмосферное пропускание *г* учитывает реальные потери энергии из-за рассеяния и поглощения. Отношение Штреля S_{sum} учитывает все эффекты, которые уменьшают интенсивность из-за увеличения радиуса луча по сравнению с идеальным. Отношение Штреля определяется как:

$$S = \frac{I_{0real}(z)}{I_{0ideal}(z)}$$
(4)

В действительности прохождение через турбулентную атмосферу может привести к негауссову распределению интенсивности в плоскости цели. В этом случае уравнение (3) будет лишь приближением. Однако, введение отношения Штреля обеспечивает, что расчетная максимальная интенсивность все еще останется верной.

Для того, чтобы рассчитать эту величину, различные эффекты учитываются индивидуальными отношениями Штреля. Эти индивидуальные отношения объединяются уравнением (5), которое находится в хорошем согласии с цитированными в литературе экспериментальными данными^{ээ}. Помимо влияния атмосферы, одно индивидуальное отношение Штреля учитывает различие между реальными лазерными лучами и идеальными гауссовыми лазерными лучами. Реальные лазерные лучи не обязательно следуют гауссову распределению, показанному на рис. 7, которое в конце концов приводит к большей расходимости луча. Тем не менее, законы распространения гауссовых лучей все еще остаются применимыми, если ввести фактор качества луча, учитывающий увеличенную расходимость, как показано Сигменом⁵⁶. Этот фактор качества луча может быть преобразован в отношение Штреля.

$$S_{sum} = \frac{1}{1 + \sum_{i} \left(S_{i}^{-1} - 1 \right)}$$
(5)

В следующих параграфах атмосферные эффекты будут описаны более подробно. Сначала будет проведена оценка атмосферного поглощения и рассеяния, а затем будет рассмотрена оценка влияния турбулентности атмосферы на отношение Штреля.

Уменьшение интенсивности из-за поглощения и рассеяния в атмосфере

Поглощение и рассеяние в атмосфере уменьшает мощность, передаваемую лазерным лучом. Это уменьшение учитывается введением пропускания *т* в уравнение (2). Пропускание *т* определяется по закону Бера-Ламберта:

$$\tau = \exp\left[-\int_{0}^{L} \alpha(z) dz\right]$$
(6)

где *α*(*z*) - локальный коэффициент поглощения, который интегрируется вдоль пути луча. Локальный коэффициент поглощения является кумулятивным фактором, включающим поглощение на молекулярном и атомном уровнях, так же как и рассеяние на молекулярных составляющих, включая аэрозоли:

$$\alpha(z) = \sum_{i} \alpha_{i}(z) \tag{7}$$

Коэффициенты α_i(*z*) зависят от локальной плотности составляющей *i*, температуры и давления, также как и от длины волны распространяющегося лазерного луча. При высоких интенсивностях возникнут нелинейные эффекты, и в этом случае α станет зависеть также и от интенсивности луча. В представленном анализе вариантов такие интенсивности не достигаются.

Рассеяние и поглощение являются эффектами, которые возникают на квантовом уровне, и одиночные фотоны будут удаляться из лазерного луча статистическим образом. Поэтому диаметр луча не изменится, и уменьшится только общая мощность Р, которая передается вместе с лучом. Для определения т нет аналитического метода, но в прошлом были разработаны численные подходы. В представленном исследовании был использован программный пакет MODTRAN 4. Пакет MODTRAN является стандартным средством физики атмосферы пакет включает в себя модели атмосферы для описания распределения атмосферных составляющих на различных высотах, спектроскопическую базу данных для того, чтобы рассчитывать зависящее от длины волны поглощение, а также алгоритмы для расчета пропускания на различных путях распространения. На рис. 10 показан пример результатов расчетов по программе MODTRAN для видимой и ближней инфракрасной области спектра. Для длины волны мощного лазера ЛВБ (1,3 мкм) и пути в 100 км на высоте 12 км пропускание равно 96 процентам. Для пути, начинающегося на высоте 12 км, и достигающего земной поверхности на расстоянии 100 км пропускание будет равно 22 процентам. Обе величины соответствуют ясному небу без облаков и дождя. Расчеты с дождем на пути луча приводят к 100-процентному поглощению, или нулевому пропусканию.

Это показывает, что поглощение в атмосфере может привести к существенному влиянию на возможное применение в противоракетной обороне, в особенности в начале активного участка, когда ракета находится вблизи земной поверхности. На высоте в 12 км ЛВБ большую часть времени не подвержен влиянию погоды, так что эти эффекты менее важны для боевого применения ЛВБ в рассмотренных вариантах. Однако, грозовые облака наблюдались на высотах до 20 км⁵⁸, что может нарушить распространение луча. Для расчетов в иссследовании представленного варианта предполагалось ясное небо без дождя. Так было сделано для того, чтобы провести исследование возможностей ЛВБ для наилучшего случая.



Рисунок 10: Влияние угла падения на интенсивность. В том случае, когда луч не параллелен вектору нормали к плоскости поверхности **N**_{suf}, луч будет распределен по большей площади и эффективная интенсивность уменьшится. Надписи на рисунке (слева направо): 1 - лазерный луч; 2 - нормальное падение; 3 - траектория; 4 - поверхность цели; 5 - наклонное падение.

Уменьшение интенсивности из-за некомпенсированной турбулентности

Если атмосферное поглощение и рассеяние понижают интенсивность на цели, уменьшая полную передаваемую мощность, то влияние турбулентности понижает интенсивность, увеличивая диаметр сфокусированного луча. Турбулентность приводит к локальным изменениям показателя преломления вдоль пути луча. Поскольку эффект турбулентности изменяется со временем, ее влияние сравнимо с установкой деформированной линзы с изменяющимися оптическими свойствами. Видимым проявлением этого эффекта является мерцание звезд на ночном небе. Свет преломляется по разному с течением времени, и на земной поверхности звезда кажется движущейся. Этот эффект вызывает наклон или дрожание, и является оптическим эффектом турбулентности низшего порядка. Кроме того, луч испытывает отклонения фазы, которые приводят к оптическим аберрациям более высокого порядка, например, к эффекту расфокусировки⁵⁹. Сильная турбулентность может даже разбить луч на несколько пятен меньшего размера.

Влияние турбулентности является более сильным вблизи земной поверхности, чем на больших высотах. Поэтому эффективная дальность действия лазерного оружия будет зависеть от высоты лазера и поражаемой цели. Ракеты, которые приближаются к концу своего активного участка, будут более уязвимыми целями, чем сразу же после запуска.

Согласно Ричардсону и Колмогорову⁶⁰, турбулентность можно трактовать как статистическую задачу. Она вызывает флуктуации локального показателя преломления *n*. Для того, чтобы количественно оценить влияние турбулентности на распространение лазерного луча, статистика турбулентности включается в расчеты распространения электромагнитной волны. На расстоянии *s* от точки *r* среднее изменение показателя преломления <[*n*(*r*+*s*)-*n*(*r*)]² может быть выражено через расстояние *s* и единственный параметр $C_n^2(r)$, называемый структурным параметром⁶¹. Среднеквадратичное изменение показателя преломления между точками *r* и *r*+*s* меняется согласно уравнению (8), если расстояние s находится в пределах от l_0 до L_0 :

$$\left\langle \left[n(\vec{r}+\vec{s})-n(\vec{r})\right]^{2}\right\rangle =C_{n}^{2}\left(\vec{r}\right)$$
(8)

Границы I_0 и L_0 изменяются в зависимости от атмосферных условий и они составляют порядка нескольких миллиметров для I_0 и от нескольких метров до сотен метров для L_0^{62} . $C_n^2(r)$ меняется с высотой и подвержена географическим и сезонным изменениям. Она также зависит от времени суток и погоды. Для того, чтобы провести оценку влияния турбулентности на распространение светового излучения в прошлом были разработаны несколько моделей среднего поведения C_n^2 на различных высотах *h*. ЛВБ сконструирован для работы при турбулентности, вдвое более сильной, чем предсказывается моделью CLEAR I Night⁶³. Это кажется несколько произвольным выбором, поскольку измерения C_n² показывают изменения на один или два порядка величины только в течение суток. Кроме того, справедливость модели CLEAR I Night оспаривается, потому что модель была разработана на базе ночных измерений над пустыней в штате Нью-Мексико и реальная турбулентность в реальных оперативных условиях может быть более высокой⁶⁵. Тем не менее, поскольку модель 2 × CLEAR I использовалась также исследовательской группой Американского физического общества по противоракетной обороне на активном участке, в этом исследовании также было примемено это предположение для того, чтобы предоставить сравнимые результаты. Для иллюстрации зависимости C_n^2 от высоты в соответствии с CLEAR I и алгоритмом модели, пожалуйста, обращайтесь к рис. 28 в Приложении Г

Предсказанные флуктуации включаются в волновое уравнение, используя подход возмущений первого порядка, называемый приближением Рытова. Приближение Рытова действительно для случая слабой турбулентности, как это и ожидается на высоте ЛВБ. Для подробного описания применения теории, в особенности для оценки ЛВБ, пожалуйста, обращайтесь к исследованию Американского физического общества по противоракетной обороне на активном участке⁶⁶. Для краткого введения в оптическую турбулентность, пожалуйста, обращайтесь к публикациям Андреаса, Тайсона, или Смита⁶⁷. Подробную информацию можно найти в публикациях Сасиела и Стробена⁶⁸.

Для того, чтобы оценить влияние турбулентности, решались интегралы по пути вдоль распространения луча, как это показано на рис. 6. Мерой глобальной турбулентности вдоль пути луча является длина когерентности Фрида *r*₀ и вариация Рытова *σ*_R²:

$$r_{0} = \left[0.423k^{2} \int_{0}^{L} C_{n}^{2} \left(h(z)\right) \left(1 - \frac{z}{L}\right)^{5/3} dz\right]^{-3/5}$$
(9)

$$\sigma_{R}^{2} = 0.563k^{7/6} \int_{0}^{L} C_{n}^{2}(h(z)) \left[z \left(1 - \frac{z}{L} \right) \right]^{5/6} dz$$
 (10)

Используя параметр Фрида *r*₀, Сасиела определил асимптотический ряд для расчета отношения Штреля после прохождения турбулентности (для *D* > *r*₀):

$$S \approx \left(\frac{r_0}{D}\right)^2 - 0.6159 \left(\frac{r_0}{D}\right)^3 + 0.05 \left(\frac{r_0}{D}\right)^5 + 0.0061 \left(\frac{r_0}{D}\right)^7 \pm \dots (11)$$

Для ЛВБ диаметр оптики *D* равен 1,5 м, его крейсерская высота, как сообщают, равна 12 км. Для луча, начинающегося на высоте 12 км и направленного точно в зенит, отношение Штреля по уравнению (11) равно 0,44, если используется турбулентность по модели 2 × CLEAR I Night. Таким образом, максимальная интенсивность уменьшается более, чем на 50 процентов. Для пути, составляющего 100 км на высоте 12 км, фактор Штреля равен 0,08, так что в этом случае максимальная интенсивность будет меньше, чем 10 процентов от интенсивности для распространения в вакууме. Это уменьшение является результатом высокой турбулентности на малых высотах. Если использовать турбулентность по модели 10 × CLEAR I, то получающиеся отношения Штреля будут соответственно равны 0,1 и 0,01.

Из уравнения (11) следует, что факторы Штреля уменьшаются при увеличении диаметра оптики *D*. Это происходит из-за того, что при увеличении диаметра луча на пути луча появляется больше ячеек турбулентности с различными оптическими свойствами. Поэтому в случае распространения в атмосфере при увеличении диаметра оптики максимальная интенсивность излучения на цели будет увеличиваться только до определенного предела.

Адаптивная оптика и ее ограничения

По этой причине полезный диаметр фокусирующей оптики лазерного оружия будет ограничен по своему размеру, если не предпринять никаких дополнительных действий. То же самое относится и к наземным астрономическим телескопам. Впервые использование так называемой адаптивной оптики для преодоления влияния турбулентности было предложено в астрономии. Если атмосферная турбулентность работает как деформированная линза, то ее влияние может быть компенсировано другим оптическим элементом. Корректирующий элемент должен быть адаптивным, поскольку эффекты турбулентности меняются со временем, откуда и возник термин "адаптивная оптика".

В астрономии для измерения фазовых отклонений приходящих световых волн используется свет яркой . Компьютерная система рассчитывает необхозвезды димые изменения в оптической системе в реальном времени. Дрожание обычно компенсируется быстрым управляемым зеркалом. Фазовые искажения более высокого порядка корректируются с помощью деформируемого зеркала, где несколько исполнительных механизмов локально изменяют форму его поверхности на доли длины волны падающего света. Для лазерного оружия направленной энергии применяется такой же принцип действия. Вместо использования света яркой звезды часть цели освещается так называемым сигнальным лазером (маячком). Свет, возвращающийся от такого маячка, используется для измерения фазовых искажений для такого пути через атмосферу. Оптика предварительно деформируется для того, чтобы корректировать возникающие искажения луча. Действие такой системы адаптивной оптики ограничивается разрешением измерений наклона и фазы, количеством и точностью исполнительных механизмов, качеством применяемых алгоритмов и эффективной шириной полосы всей системы.

Адаптивная оптика ЛВБ испытывалась до начала реализации системы в целом и результаты испытаний были опубликованы⁷¹. Исследовательская группа Американского физического общества обработала результаты и опубликовала соотношение между вариацией "Рытова и ожидаемым для системы отношением Штреля⁷². Это соотношение справедливо, если свет от маячка распространяется по тому же самому пути, что и лазерный луч высокой энергии. Оно используется в этой статье для расчета отношения Штреля, характеризующего качество адаптивной оптики.

Для пути луча, начинающегося с высоты в 12 км и направленного в зенит, оно приводит для модели атмосферы 2 × CLEAR I к отношению Штреля, равному 0,88, почти удваивая интенсивность по сравнению с некомпенсированным случаем без адаптивной оптики. Для пути в 100 км на высоте 12 км отношение Штреля равно 0,42, что в пять раз выше, чем в некомпенсированном случае.

Однако, эти результаты применимы только тогда, когда свет от маячка распространяется по тому же самому пути в воздухе, что и луч лазера высокой энергии. Если ЛВБ нацелен на быстро движущуюся ракету, то имеется естественный предел, который препятствует такому сценарию: конечная скорость света с. Предположим, что система адаптивной оптики получает информацию о турбулентности от освещающего маячка на верхнем конце ракеты в момент времени $t = t_1$, как это показано на рис. 11. Если расстояние до ЛВБ равно 300 км и ракета движется со скоростью 6 км/с, то она пролетит 12 м, когда луч лазера высокой энергии подойдет к ракете. Система слежения ЛВБ сможет компенсировать такое движение, чтобы нацелиться на произвольные точки прицеливания на ракете, но если выбранная точка прицеливания будет выше или ниже рассчитанных 12 м, то реальный лазерный луч высокой энергии будет распространяться по другому пути, чем свет от маячка. Как показано на рис. 11, в таких случаях появляется угол в между путем лазерного луча высокой энергии и путем сигнального луча. Здесь можно говорить об анизопланатизме, поскольку два пути больше не будут одинаковыми. В этом случае возникает деградация коррекции адаптивной оптикой.



Рисунок 11: Анизопланатизм: способность корректировать турбулентность ограничена, если свет от маячка не проходит по тому же самому пути, что свет оружейного лазера. Свет от маячка уходит от ракеты в момент времени $t = t_1$. Свет оружейного лазера подходит к точке прицеливания в момент времени $t = t_2$, в то время как точка прицеливания корректируется на движение ракеты. Между путями сигнального луча и луча оружейного лазера возникает существенный угол θ , зависящий от скорости ракеты, дальности и скорости света. Надписи на рисунке (слева направо): 1 - свет от маячка; 2 - оружейный лазер; 3 - турбулентность 1; 4 - турбулентность 2.

Размер возникающих ячеек турбулентности лежит в пределах от нескольких сантиметров до сотни метров. Их размер обычно возрастает с увеличением высоты. Турбулентность меняется соответствующим образом. Вблизи земной поверхности смещение на 12 м поэтому может оказаться существенным, в то время как на больших высотах это может измениться. Обычно для оценки существенности эффекта используется так называемый изопланатический угол θ_0 . Он рассчитывается интегрированием параметра турбулентности вдоль пути луча, как это указано в уравнении (12). Участки луча за пределами атмосферы вклада не вносят, поскольку C_n^2 в вакууме равно нулю.

$$\theta_0 = \left[2.914k^2 \int_0^L C_n^2(h(z)) z^{5/3} dz \right]^{-3/5}$$
(12)

Если реальный угол θ больше, чем θ_0 , то следует ожидать значительного ухудшения качества адаптивной оптики. Этот эффект описывается отношением Штреля S_{θ} . Оно рассчитывается по реальному углу θ и изопланатическому углу θ_0 :

$$S_{\theta} \approx \exp\left[-\rho_{op}\left(\frac{\theta}{\theta_0}\right)^{5/3}\right]$$
 (13)

Коэффициент ρ_{op} учитывает тот факт, что не все оптические аберрации влияют на интенсивность на цели. Например, добавление постоянной фазы к волновому фронту не влияет на интенсивность. Дальнейшие подробности можно найти в работах Бартона и др.⁷³ и Строуда⁷⁴.

Действительное значение угла θ₀ сильно зависит от особенностей боевого применения.

Например, предположим, что в момент времени t_1 ракета движется со скоростью v_1 . Для того, чтобы использовать один и тот же путь для лучей сигнального лазера и лазера высокой энергии (и таким образом избежать анизопланатизма), прицеливание на ракету надо будет произвести в точку на расстоянии $d_1 = 2Lv_1/c$ от сигнального луча, как это показано на рис. 12b. Ограничением для этого подхода будет длина ракеты. Если длина ракеты меньше, чем d_1 , то всегда будет возникать анизопланатизм. Если длина ракеть на ракете, но не будет гарантировано, при этом ракета будет уязвимой.

Другой проблемой является изменение скорости *v* ускоряющейся ракеты. Если *v* отличается от *v*₁, то и *d* будет отличаться от *d*₁. Однако, для того, чтобы нагреть одну точку на ракете так быстро, насколько это возможно, точка прицеливания должна быть зафиксирована и она не может изменяться при изменении скорости ракеты, поскольку изменение точки прицеливания приведет к распределению энергии вдоль длины ракеты. Если сиг-

нальный луч и точка прицеливания будут зафиксированы на ракете, то анизопланатизм появится, как только скорость *v* будет отличаться от v_1 , как это показано на рис. 12. Если $v = v_1$, то анизопланатизма не будет. Если $v > v_1$, то до для точки *d* избежать анизопланатизма нельзя, поскольку нет способа направить сигнальный луч выше переднего конца ракеты.



Рисунок 12: Влияние анизопланатизма зависит от скорости ракеты *v*. Если точка прицеливания и сигнальный луч на ракете зафиксированы, то пути сигнального луча и луча оружейного лазера будут совпадать только при одной скорости *v* = *v*₁. Надписи на рисунке (слева направо): 1 - оружейный лазер; 2 - сигнальный луч; 3 - сигнальный луч; 4 - оружейный лазер; 5 - сигнальный луч; 6 - оружейный лазер.

При *v* < *v*₁ имеется два способа уменьшения анизопланатизма. Один из них состоит в *изменении положения сигнального луча во время экспозиции*, другой заключается в *использовании информации о турбулентности*, *уже полученной в ходе предыдущих измерений*.

Изменение положения сигнального луча. Перемещение сигнального луча вдоль ракеты от ее переднего конца сталкивается с двумя главными проблемами. Вопервых, коррекция наклона станет более трудной, а вовторых, сигнальный луч больше не будет точечным источником.

Для коррекции наклона требуется резко выраженный край, предоставляющий точку отсчета. Перемещение сигнального луча вниз от переднего конца ракеты может привести к потере этой информации. Для того, чтобы обеспечить компенсацию наклона и продолжать перемещать сигнальный луч, ЛВБ будет использовать два отдельных сигнальных лазера, один для коррекции высших порядков под названием сигнальный подсвечивающий лазер (Beacon Illuminator Laser - BILL) и второй, подсвечивающий лазер слежения (Tracking illuminator Laser -TILL), для коррекции наклона⁷⁵. Поэтому при использовании этого подхода могут быть исправлены только моды высшего порядка с уменьшением анизопланатизма при использовании подвижного сигнального луча, но не наклон, поскольку подсвечивающий лазер слежения (TILL) все еще фиксируется на переднем конце ракеты. Остается так называемый анизопланатизм наклона.

В то время как освещенный передний конец ракеты будет приблизительно действовать как точечный источник, сигнальный подсвечивающий лазер (BILL), наводящийся на корпус ракеты, будет распределен по большей области, минимальный размер которой определяется уравнением (1), но реальный размер которой будет намного больше, поскольку сигнальный луч не компенсируется на турбулентность. Поскольку поверхность ракеты не является идеально гладкой, шероховатость поверхности будет вводить свои собственные искажения. Поэтому сигнальный луч в этом случае будет не только некогерентным, но и распределенным. Фазовые измерения не будут непосредственными, и проведение коррекции турбулентности с помощью такого сигнального луча вызывают сомнения⁷⁶.

Использование уже полученной информации о турбулентности. Для того, чтобы избежать анизопланатизма наклона, может быть использован второй подход. Передний конец ракеты, и, следовательно, сигнальный луч лазера TILL уже пройдут определенную точку в атмосфере, перед тем, как туда попадет выбранная точка прицеливания. Если информация из этой точки уже будет получена ЛВБ, то эта "старая" информация также может быть использована. Проблема, связанная с этим подходом, состоит в том, что существует задержка между сбором информации и применением коррекции. Во время этой задержки атмосфера не изменится слишком сильно, но сам ЛВБ переместится в другое положение, как это показано на рис. 13. Поэтому, хотя путь луча лазера высокой энергии и совпадет с положением сигнального луча на ракете, сам путь сместится. Следовательно, возникнет так называемый "анизопланатизм задержки". Он связан не с перемещением ракеты, а со скоростью ветра и движением самолета.



Рисунок 13: Действие коррекции турбулентности адаптивной оптикой при использовании имеющейся информации. Движение самолета вносит так называемый "анизопланатизм задержки", даже если атмосфера в точке прицеливания заметно не изменится между измерением турбулентности и прохождением луча оружейного лазера. Надписи на рисунке (слева направо): 1 - оружейный лазер; 2 - сигнальный луч.

Бартон и др.⁷⁷ рассчитали разность фаз для этого сценария. Используя их результаты, можно рассчитать отношение Штреля S_{del} , обусловленное временной задержкой Δt и скоростью ветра v_w :

$$S_{del} = \exp\left(-1.58 \cdot \left(\frac{v_w \Delta t}{r_0}\right)^2 \cdot \left(\frac{r_0}{D}\right)^{1/3}\right)$$
(14)

Скорость ветра *v*_w является скоростью поперечного ветра, складывающейся из движения самолета и реального ветра в различных слоях атмосферы. Крейсероская скорость Боинга 747-400 примерно равна 250 м/с⁷⁸ и луч будет скорее всего перпендикулярен направлению поле та⁷⁹. Поэтому скорость реального ветра⁸⁰ будет оказывать незначительное влияние и в этом анализе ей пренебрегали. Скорость поперечного ветра предполагалась равной скорости самолета.

Расчеты интенсивности для исследования представленного варианта

Интенсивность на цели в значительной части будет зависеть от качества адаптивной оптики. Поскольку неясно, насколько хорошо будет работать в реальном сценарии распределенный сигнальный луч системы адаптивной оптики ЛВБ, были исследованы два различных случая.

Полный анизопланатизм. В этом случае предполагается, что от сигнального луча на переднем конце ракеты была собрана полная информация. Наведение на определенную точку прицеливания с минимальным анизопланатизмом может осуществляться только в течение короткого времени, поскольку изменение скорости ракеты вызовет увеличение угла θ между путем сигнального луча и лучом лазера высокой энергии, приводящее к анизопланатизму.

Уменьшенный анизопланатизм. Здесь предполагается, что комбинация сигнального лазера (BILL) и лазера слежения (TILL) работает идеально. До тех пор, пока *v* < *v*₁ (сравните с рис. 12), луч сигнального лазера (BILL) может быть размещен на ракете существенно выше точки прицеливания. Искажения высшего порядка не появляются, остается только наклон. Анизопланатизм наклона исключается настолько, насколько это возможно, используя уже собранную информацию о турбулентности. Следовательно, для *v* < *v*₁ остается только изопланатизм временной задержки. Для *v* > *v*₁ устанавливается полный изопланатизм.

Кроме того, интенсивность сильно зависит от выбора

точки прицеливания. Например, если точка прицеливания находится на переднем конце ракеты, то немедленно устанавливается полный анизопланатизм, потому что сигнальный луч нельзя разместить выше. Для того, чтобы проанализировать влияние выбора различных точек прицеливания, эта выбранная точка прицеливания ниже будет описываться в терминах оптимального времени экспозиции t_{opt} . Во время полета t_{opt} точка прицеливания выбирается таким образом, чтобы анизопланатизм былимальным, обычно на расстоянии $d = 2 \cdot L(t_{opt}) \cdot v(t_{opt})/c$ от переднего конца ракеты, или на нижнем ее конце, если d превышает длину ракеты. Во все другие моменты времени будут наблюдаться различные уровни

Таблица 2: Исходные параметры для расчета интенсивности.

деградации луча из-за анизопланатизма.

В табл. 2 приводится сводка других исходных параметров оцениваемого сценария. Пожалуйста, отметьте, что реальная выходная мощность главного химического лазера ЛВБ засекречена, и официальное заявление утверждает, что лазер относится к "мегаваттному" классу⁸³. Предполагаемая величина в 3 МВт была опубликована в выпуске "Jane's ElectroOptical systems" за 2003 год, но она исчезла из последующих изданий⁸⁴. Поскольку исследовательская группа Американского физического общества также использовала это значение, было решено действовать так же, чтобы получить сопоставимые результаты.

ЛВБ		Атмосфера		Ракета	
Выходная мощность Р	3 MBт	Турбулентность	2×CLEAR I-Night	Активный участок	70 c
Длина волны λ	1,315 мкм	Состав	US Standard	Параметры	См. Приложение Г
			(1976)	траектории	
Диаметр оптики D	1,5 м	Аэрозоли	Сельская мест-	Длина	15,5 м
			ность, види-		
			мость 23 км		
Swindow	0,8	Сезон	Весна / Лето		
Sbeam quality	0,69				
Высота полета	12 км				
Скорость полета	250 м/с				
Качество адаптивной	Бартон и др. ⁸²				
оптики					

Помимо факторов Штреля, связанных с общим качеством адаптивной оптики и влиянием анизопланатизма, имеются еще два дополнительных фактора. Во-первых, химический лазер, используемый в ЛВБ, не является идеальным лазером в гауссовом смысле. В спецификациях ЛВБ это отражается введением дополнительного фактора Штреля S_{beam quality}, равного 0,69⁸⁵. Во-вторых, собственное движение ЛВБ через воздух приводит к появлению около окна, через которое луч лазера выходит из самолета, пограничного слоя с высокой турбулентностью. Влияние локальной турбулентности характеризуется фактором Штреля S_{window}, равным 0,80⁸⁶. Суммарный фактор Штреля, включающий общее качество адаптивной оптики и влияние анизопланатизма, рассчитывается с помощью уравнения (5).

Пожалуйста, отметьте, что в любом реальном боевом применении другие факторы могут повлиять на характеристики ЛВБ и еще более уменьшить интенсивность лазерного излучения на цели. Обнаружение цели, дискриминация и слежение на расстоянии в несколько сотен километров создают дополнительные проблемы. Например, для того, чтобы навести лазерный луч на определенную точку прицеливания с точностью в полметра на расстоянии в 400 км, точность углового наведения поворотного зеркала должна быть порядка 10⁶ радиана, при том, что оптическая установка размещается на движущемся самолете. Поскольку эта статья следует анализу наилучшего случая, предполагается, что все эти проблемы могут быть решены.

На рис. 14 - 16 представлены результаты расчетов конкретного варианта, показанного на рис. 3. Рис. 14а и 14b иллюстрируют детали траектории ракеты. Быстрое увеличение скорости ракеты на 70 секундах активного участка является потенциальным источником сильного анизопланатизма. Следующие графики ограничиваются только активным участком, поскольку ЛВБ предназначен для уничтожения ракет в течение этого времени. На рис. 14c показание изменения пропускания лазерного излучения во время активного участка. Нижняя атмосфера сильно поглощает и должно пройти примерно 20 секунд, прежде чем может быть достигнуто значительное пропускание. Уничтожение ракеты на пусковой площадке невозможно только по одной этой причине.

На рис. 15 показаны максимальные результирующие интенсивности на цели для различных вариантов анизопланатизма. На рис. 15а показано изменение максимальной интенсивности во время полета ракеты, если анизопланатизмом можно пренебречь. Резкое увеличение вблизи окончания активного участка вызвано уменьшением турбулентности на больших высотах. Рисунки 15b и 15c иллюстрируют случай полного анизопланатизма для различных точек прицеливания, представленных выбором оптимального времени экспозиции *t*_{opt}. Из-за изменения скорости ракеты максимальные интенсивности могут поддерживаться только в течение короткого времени вблизи *t*_{opt}, до того, как анизопланатизм станет существенным фактором.



Рисунок 14: Зависящие от времени параметры траектории и пропускания атмосферы для исследуемого конкретного сценария. Пропускание (рисунок с) показано только для активного участка и оно существенно зависит от набора высоты ракетой. Надписи на рисунке а (сверху вниз): 1 - а) траектория ракеты; 2 - высота (км); 3 - активный участок (70 с); 4 - время полета ракеты (с). Надписи на рисунке b (сверху вниз): 1 - b) скорость ракеты v; 2 скорость (км/с); 3 - активный участок (70 с); 4 - время полета ракеты (с).

Рис. 15d иллюстрирует случай уменьшенного анизопланатизма идеально работающей комбинации лазеров BILL и TILL на борту ЛВБ. Если проблемы, связанные с распределенным сигнальным лучом, смогут быть преодолены, то до времени полета $t_{opt} = 60$ с перемещающийся сигнальный луч предотвратит анизопланатизм для всех искажений высшего порядка. Останется анизопланатизм наклона, вызванный в этом случае временной задержкой. Для $t > t_{opt}$ выбранная точка прицеливания расположена выше *d*. В этом случае, даже если оба подсвечивающих луча будут наведены на передний конец ракеты, полный анизопланатизм наклона станет неизбежным и поэтому графики 15с и 15d при t > 60 с совпадают.



Рисунок 15: Расчетные максимальные достижимые интенсивности лазерного излучения на цели для различных случаев анизопланатизма в исследуемом варианте в течение активного участка траектории ракеты: а) нет анизопланатизма, турбулентность измеряется точно и корректируется в максимальных пределах возможности адаптивной оптики ЛВБ; интенсивность определяется диффракцией, пропусканием атмосферы и общими характеристиками адаптивной оптики ЛВБ; b) и c): полный анизопланатизм, только для двух различных оптимальных времен экспозиции (40 и 60 с соответственно), турбулентность измеряется идеально, для всех других времен на активном участке анизопланатизм уменьшает эффективность адаптивной оптики; d): уменьшенный анизопланатизм: максимальная интенсивность для случая идеально работающей комбинации сигнального лазера BILL и лазера слежения TILL на борту ЛВБ, положение сигнального луча на ракете не фиксировано. На вертикальной оси отложена максимальная интенсивность в MBт/м² на горизонтальной оси показано время полета ракеты в секундах. Надписи на рисунках (снизу вверх и слева направо): а) нет анизопланатизма; b) полный анизопланатизм (t_{opt} = 40 c); c) полный анизопланатизм (t_{opt} = 60 c); d) уменьшенный анизопланатизм (*t*_{opt} = 60 c).

Сравнение графиков 15b и 15c подчеркивает важность выбора точки прицеливания в отношении эффективности адаптивной оптики. Для того, чтобы позволить провести более подробный анализ результирующих эффектов на рис. 16 показана зависимость плотности максимальной энергии, которая может быть доставлена в течение активного участка от времени оптимальной экспозиции topt. Данные были получены интегрированием максимальных интенсивностей (как они показаны для topt = 60 с и t_{opt} = 40 с на рис. 15b и 15 с) по всему активному участку для интервала различных точек прицеливания. Вообще говоря, доставленная энергия может быть максимизирована, если точка прицеливания выбирается для времени topt вблизи окончания активного участка, поскольку ракета в это время достигает большей высоты с меньшей турбулентностью. Однако, когда облучаемая ракета приближается к самому концу активного участка, доставленная энергия уменьшается, поскольку время, остающееся для облучения цели, также сокращается.

Для последующих расчетов температуры рассматриваются случаи как полного, так и уменьшенного анизопланатизма, поскольку нет уверенности в том, что ЛВБ сможет достичь идеальной коррекции турбулентности с использованием распределенного сигнального луча лазера BILL. Для обеих случаев была выбрана точка прицеливания, соответствующая $t_{opt} = 60$ с. Для такого выбора может быть обеспечена передача 90 процентов максимальной энергии на единицу площади, или более, как это показано на графиках рис. 16а и 16b. Дальнейшая задержка может привести лишь к незначительному увеличению переданной энергии, но она может привести также к большей дальности пораженной ракеты, поскольку в конце активного участка ускорение ракеты увеличивается. Это указывает на то, что какое бы воздействие не оказал лазер, ракета или ее обломки упадут ближе к намеченной цели.



Рисунок 16: На вертикальной оси отложена максимальная переданная энергия на единицу площади в десятках МДж/м², на горизонтальной оси показано оптимальное время экспозиции в секундах. Надписи на рисунках (слева направо): а) полный анизопланатизм (*t*_{opt} меняется); b) уменьшенный анизопланатизм (*t*_{opt} меняется).

Однако, выбор момента времени $t_{opt} = 60$ с и соответствующей точки прицеливания на этот момент выглядит довольно произвольным и влияние этого выбора будет изучено позже. При этом выборе достижимое распределение интенсивности теперь определится для всего активного участка. Выбор точки прицеливания определяет также угол падения на ракете. Возрастание температуры на мишени рассчитывается с использованием этой информации.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б: РАСЧЕТ ТЕМПЕРАТУРЫ ЦЕЛИ

Введение

Для расчета температуры на цели требует знание ее композиции. Одноступенчатая ракета на жидком топливе состоит из секции боеголовки наверху, топливных баков посередине и секции двигателя, как это показано на рис. 17а. Многоступенчатые ракеты включают несколько секций топливных баков и двигателей. Вообще говоря, ЛВБ можно нацелить на любые секции ракеты, включая боеголовку. Как было показано в предыдущем разделе, положение точки прицеливания может быть ограничено эффективностью коррекции турбулентности, в особенности, эффектами анизопланатизма. Кроме того, важна уязвимость различных частей ракеты.

В настоящем исследовании конкретного варианта максимальная интенсивность лазерного излучения на поверхности ракеты меньше, чем 300 Вт/см². Только часть этой интенсивности будет поглощаться на облучаемой поверхности и преобразовываться в поверхностный тепловой поток. В противоположность этому, на боеголовку, входящую в атмосферу в конце своей траектории, действует тепловой поток порядка 2000 Вт/см². ⁸⁸ По этой причине боеголовки снабжаются тепловом изоляцией, способной противостоять такому тепловому потоку. Двигатель в основном закрыт внешней стенкой и также приспособлен к действию высоких температур, и поэтому лазер в этом сценарии не окажет значительного воздействия, если он будет нацелен на боеголовку или двигатель. Поэтому эта оценка относится к сценарию прицеливания на топливный бак.

Как показано на фотографии иракской ракеты "Аль Самуд-2", внешняя стенка бака является и внешней стенкой ракеты и, следовательно, элементом конструкции.

Хотя иракские ракеты не имеют отношения к сегодняшней ситуации, общая схема ракет на жидком топливе таких стран, как Северная Корея или Ирак, очень похожа на схему, представленную на рис. 17⁸⁹. Поэтому последующая оценка повреждения сводится к лазерному облучению полого цилиндра.



Рисунок 17: Макет ракеты на жидком топливе (на базе источника⁸⁷. Расстояние *Н* между двумя упрочняющими кольцами приблизительно равно 2/3 диаметра *D*_z. Надписи на рисунках (сверху вниз): 1 - а) разрез ракеты на жидком топливе; 2 - баки; 3 - двигатель; 4 - боеголовка; 5 - укрепляющие кольца; 6 - b) реальная секция бака; 7 - топливный трубопровод.



Рисунок 18: Схема постановки задачи для расчета температуры в корпусе ракеты. Показаны схематический разрез стенки топливного бака и возникающие источники и стоки тепла. При движении ракеты в атмосфере возникает поток воздуха на внешней границе. В зависимости от скорости ракеты *v* поток воздуха может действовать либо как источник тепла, либо как его сток. Внутренняя часть заполнена уменьшающимися запасами топлива. Надписи на рисунке (сверху вниз и слева направо): 1 - снаружи; 2 стенка (толщина *d*); 3 - тепловое излучение *q*_s; 6 - теплопроводность *q*_i; 7 - поток воздуха (скорость *v*); 8 - конвекция *q*_k; 9 - параметры материала (плотность *ρ*, теплопроводность *k*, теплоемкость *c*_p); 10 - конвекция *q*_k; 11 - частично заполнено жидким топливом.

Метод оценки

На рис. 18 показана схема теплофизической проблемы. Лазерный луч облучает внешнюю стенку цилиндрического бака. Для этого случая интерес представляют только температуры ниже точки плавления, потому что плавление будет означать разрешение ракеты. Следовательно, внутри стенки нет никаких источников или стоков тепла и температура T(x,y,z,t) внутри объема облачаемой стенки определяется уравнением теплопроводности

$$\rho c_{p} \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial t} = div \left(\kappa grad\left(T(x, y, x, t)\right)\right)$$
(15)

где C_p - теплоемкость, κ - теплоемкость и ρ - плотность облучаемого материала. Для решения этого дифференциального уравнения были установлены начальные и граничные условия для заданного сценария. Начальное состояние является распределением температуры до начала лазерного облучения, граничное состояние представляет собой суммарный поток тепла q в любой заданной точке поверхности стенки:

$$q(\vec{r},t)\big|_{\vec{r}} = \sum q_i \tag{16}$$

Возможными источниками тепла являются поглощенная энергия лазера *А*·*I*(*x*,*y*,*z*,*t*) и трение о воздух при движении ракеты со скоростью, превышающей скорость света. Тепловыми стоками являются тепловое излучение и теплопроводность в объем стенки. На внутренней стенке в качестве дополнительного стока тепла появляется конвективное охлаждение, вызванное жидким топливом, когда нагреваемая часть бака заполнена им.

Эта задача переноса тепла не может быть решена аналитически, поскольку интенсивность падающего лазерного излучения зависит от времени, а параметры материалов стенки зависят от температуры. По этой причине была создана численная модель с использованием коммерческого математического обеспечения COMSOL Multiphysics. В программе COMSOL для решения уравнения теплопроводности используется метод конечных элементов. Подробности применения метода конечных элементов для решения этих проблем можно найти в литературе⁹⁰.



Рисунок 19: Экспериментальная установка для измерения температуры металлических листов. Металлический лист облучается лазерным лучом. Увеличение температуры с обратной стороны образца измеряется тепловой камерой, которая защищена образцом от воздействия луча. Для подтверждения измерений используется дополнительная термопара. Надписи на рисунке (сверху вниз): 1 - металлический лист; 2 - тепловая камера; 3 оптика; 4 - лазер; 5 - термопара.

Для подтверждения разработанной модели во время диссертационной работы одного из авторов было прове-дено несколько экспериментов⁹¹. Одна экспериментальная установка показана на рис. 19. Металлический лист облучается лазерным лучом и получающееся распределение температуры измеряется тепловой камерой на обратной стороне образца. Используется непрерывный лазер с длиной волны 1,03 мкм и максимальной выходной мощностью 1270 Вт. Диаметр пучка и выходная мощность в разных экспериментах изменяются с интенсивно-стями в диапазоне от 100 до 3200 Вт/см². В качестве образцов использовались алюминиевые и стальные листы толщиной в 1 или 2 миллиметра. Толщина листов и интенсивности лазерного луча соответствуют параметрам выбранных сценариев противоракетной обороны. На рис. 20 показано сравнение предсказаний модели и экспериментальных результатов для одного примера; подробности приведены в подписи к рисунку. Температуры, предсказанные моделью, находятся в хорошем согласии с измерением92.



Рисунок 20: Подтверждение предсказаний модели экспериментальными результатами. Образец: алюминий (99%), толщина 2 мм. Лазер: длина волны 1,03 мкм, радиус луча на мишени 0,5 см, мощность лазера 1270 Вт (непрерывная). Слева: распределение температуры на линии, пересекающей центр луча после облучения в течение 20 с. На расстоянии примерно в 1 см от центра поле зрения камеры блокировано термопарой. Справа: изменение максимальной температуры во времени, включая время, когда лазер выключен. Надписи на рисунке слева (сверху вниз): 1 - а) оценка пространственного распределения; 2 - температура (К); 3 - эксперимент; 4 - модель; 5 - расстояние (см). Надписи на рисунке справа (сверху вниз и слева направо): 1 - b) оценка зависимости от времени; 2 - лазер включен; 3 - лазер выключен: 4 температура (К); 5 - эксперимент; 6 - модель; 7 - время (C).

Расчеты температуры для исследования представленного варианта

Разработанная численная модель использовалась для расчета распределения температуры в стенке секции бака ракеты во время боевого применения противоракетной обороны. В табл. З приведена сводка исходных параметров модели. Был выбран алюминиевый сплав AL 5083, потому что в прошлом он использовался для ракет на жидком топливе⁹³. Подробные сведения о теплофизических свойствах этого материала можно найти в Приложении Г. Выбранная толщина стенки является нижней границей значений, опубликованных UNMOVIC и Форденом⁹⁴, диаметр соответствует значениям, опубликованным Райтом⁹⁵.

Таблица 3: Исходные параметры для расчетов температуры

Материал стенки	AL 5083-H321
Толщина стенки	2 мм
Диаметр	1,3 м
Покрытие	Белая краска
Поглощение (при λ = 1,315 мкм)	0,1
Излучательная способность	0,9
Начальная температура	293 K

Модель ограничивается цилиндром высотой в 2/3 от ее диаметра. Эта высота используется потому, что она представляет собой обычно применяемое расстояние между двумя усиливающими кольцами, которые используются для стабилизации бака. Верхняя и нижняя границы предполагаются теплоизолированными. Этот способ гарантирует отсутствие недооценки температуры в том случае, когда сечение пучка выходит за размеры моделируемой секции. Стенка предполагается тонкой с однородной по толщине температурой. Ошибка этого предположения пренебрежимо мала, как показывают проведенные полностью трехмерные расчеты.

Поток тепла на внешних границах учитывается следующим образом:

 Поток тепла, вызванный интенсивностью падающего лазерного излучения, в соответствии с уравнением (3) определяется поглощением А поверхностью ракеты. Хотя, вообще говоря, поглощение А зависит от температуры, для рассматриваемого диапазона

температур оно будет приблизительно постоянным⁹⁶. Теоретически А может находиться в интервале от единицы до нуля. Поглощение, близкое к единице, соответствует сильно поглощающей поверхности. Для многослойных диэлектрических покрытий это величина может приближаться к нулю. У золотого покрытия на длине волны ЛВБ поглощение равно 0,01⁹⁷. Поглощение алюминиевой поверхности на длине волны ЛВБ может лежать в диапазоне от 0,30 до 0,04, в зависимости от чистоты поверхности и окисления, величина 0,04 соответствует хорошо от-полированной поверхности⁹⁸. Для этого исследова-ния была выбрана величина 0,10, поскольку она также представляет поглощение простой белой крас-. В присутствии ЛВБ страна, запускающая ракекой ту, должна будет принять меры хотя бы для того, чтобы использовать белую краску для повышения вероятности успеха полета. Если ЛВБ будет развернут, то в конце концов не исключено будет применение золотых покрытий, но на сегодня белая краска кажется более вероятной. Коэффициент поглощения 0,10 для рассматриваемого случая соответствует потоку в 30 Вт/см²

- Потери тепла за счет *теплового излучения* учитываются с помощью закона Стефана-Больцмана. Предполагается излучательная способность в 0,9, соответствующая белой краске¹⁰⁰.
- Конвективный поток тепла возникает как снаружи, так и изнутри секции бака. С внешней стороны проявляется аэродинамический нагрев ракеты, движущейся со сверхзвуковой скоростью¹⁰¹. В зависимости от аэродинамики задачи, это может привести к тепловому потоку от 3 до 20 Вт/см² для турбулентного пограничного слоя, или примерно вдвое меньше для ламинарного потока¹⁰².

Наиболее существенным фактором на внутренней стороне является охлаждение жидким топливом. Когда топливо внутри ракеты достигает точки кипения, оно действует как сток тепла с тепловыми потоками до 400 Вт/см²¹⁰³. Точки кипения обычного ракетного топлива лежат в пределах значительного увеличения температуры.

Поэтому оба конвективных эффекта существенны для боевого применения ЛВБ. Если охлаждение жидким топливом предотвращает любой значительный нагрев, то нагрев дает лазеру преимущество. В действительности взаимное действие этих эффектов может определить исход боевого применения ЛВБ. До тех пор, пока облученный участок секции бака все еще заполнен жидким топливом, в исследуемых ракетах с одной стенкой не произойдет никакого значительного повышения температуры. После того, как бак опустеет, аэродинамический нагрев может оказаться существенным, но это сильно зависит от точки прицеливания на ракете. Например, на переднем конце ракеты "Ариан-1" на ее активном участке наблюдается повышение температуры примерно на 150 К, в то время как на нижнем крае обтекателя температура повышается всего на 10 К¹⁰⁴.

Пока на этот момент конвективный нагрев и охлаждение не учитываются. Возможное влияние этого предположения на анализ сценария будет проверено позже.

Указанные предположения определяют поток тепла, приводя к следующему уравнению, определяющему граничное условие для уравнения теплопроводности:

$$q(\vec{r},t)\Big|_{\vec{r}} = -\vec{N}_{surf} \cdot \left(\kappa grad(T)\right) = AI_{eff} - \varepsilon\sigma \left(T^4 - T_U^4\right) \quad (17)$$

Используя интенсивность *I*(*x*,*y*,*z*,*t*), рассчитанную в предыдущем разделе, и начальную температуру 293 К, было рассчитано распределение температуры. На рис. 21 показано распределение температуры после 68 с летного времени в случае максимального анизопланатизма. Рис. 22 показывает максимальную температуру во время полета для случаев полного анизопланатизма и уменьшенного анизопланатизма. В обеих случаях максимальная температура на активном участке не превышает температуры плавления алюминия, которая приблизительно равна 930 К. По этой причине была проведена более расширенная оценка повреждения, включающая влияние механического напряжения.



Рисунок 21: Расчетная температура для исследования рассматриваемого варианта (сравните с рис. 3). Показано распределение температуры после 68 с времени полета для распределения интенсивности, соответствующего случаю полного анизопланатизма. Справа показана температурная шкала оттенков.



Рисунок 22: Расчетная температура для исследования рассматриваемого варианта (сравните с рис. 3). Показана максимальная температура для двух случаев различной падающей интенсивности в течение активного участка. На вертикальной оси отложена максимальная температура в градусах Кельвина, на горизонтальной оси показано время полета ракеты в секундах. Надписи над рисунками: а) полный анизопланатизм ($t_{opt} = 60$ с); b) уменьшенный анизопланатизм ($t_{opt} = 60$ с).

ПРИЛОЖЕНИЕ В: РАСЧЕТ МЕХАНИЧЕСКОГО НАПРЯЖЕНИЯ

Введение

Материалы могут выдержать только определенную величину механического напряжения σ. Напряжение определяется как отношение силы *F* к площади *A*. На рис. 23а показано поведение пластичного металлического сплава. Увеличение напряжения о приводит к удлинению образца. Относительное удлинение называется деформацией г. В режиме упругости деформация является обратимой. Если сила пропадает, то образец возвращается к своей первоначальной форме. В случае пластической деформации сохранится некоторое удлинение. По определению, если эта сохранившаяся деформация превысит 0,2 процента, то напряжение превысило предел текучести R_{p0.2}, который также называют пределом упругости. Если напряжение повысится выше этого предела, то возникнут обширные деформации. Дальнейшее увеличение напряжения в конце концов приведет к разрушению материала. Поскольку деформация мешает функционированию конструкции, величина *R*_{p0.2} является определяющей для оценки приложения механического напряжения.

Для целей оценки противоракетной обороны важно заметить, что $R_{\rm p0.2}$ сильно зависит от температуры. У алюминиевого сплава AI 5083, выбранного для нашего

исследования конкретного варианта, при повышении температуры на 300 К от комнатной температуры предел текучести уменьшится примерно на 80 процентов, как это показано на рис. 23b. Боевое применение ЛВБ в противоракетной обороне приведет к повышению температуры стенки, которое понизит величину $R_{\rm p0.2}$. Как только $R_{\rm p0.2}$ уменьшится до уровня напряжения внутри стенки, появится пластическая деформация. Это не повлечет за собой мгновенного разрушения материала и уничтожения кеты, но дает нижнюю границу существенного влияния лазерного нагрева. Для целей этого исследования значение $R_{\rm p0.2}$ выбрано в качестве индикатора успешного боевого применения противоракетной обороны. Это можно понимать как анализ наилучшего случая в пользу ЛВБ.



Рисунок 23: Определение предела текучести $R_{p0.2}$ и его зависимость от температуры. а) Как только механическое напряжение превысит предел текучести, возникает пластическая деформация. Дальнейшее повышение приводит к сильной деформации и окончательному разрушению материала. b) Зависимость предела текучести от температуры. Источники: а) основано на работе Сигмунда¹⁰⁵; b) маркеры данных: Кауфман¹⁰⁶. Надписи на рисунке слева (сверху вниз): 1 - а) диаграмма деформация; 5 - напряжение; 6 - упругая деформация; 7 - напряжение при разрушении; 8 - напряжение. Надписи на рисунке справа (сверху вниз): 1 - b) тепловое поведение предела текучести; 5 - температура (К).

Метод оценки

Рис. 24 иллюстрирует постановку задачи для оценки напряжений при облучении секции бака ракеты. Давление внутри бака поддерживается постоянным за счет подачи внешнего давления для стабилизации тонкостенного цилиндра и обеспечения питания топливных турбонасосов двигателя¹⁰⁷. Во время ускорения двигатель ракеты прилагает силу F_z , приблизительно параллельную оси цилиндра. В соответствии с третьим законом Ньютона, эта сила равна сумме сил гравитации, инерции и торможения в нижней точке ракеты. Для того, чтобы рассчитать максимальное напряжение, в расчетах для исследуемого случая используется максимальная сила.

Лазерный луч создает расчетное зависящее от времени температурное поле. Возросшая температура обуславливает тепловое расширение материала и изменение его свойств. Этими свойствами являются плотность ρ , коэффициент теплового расширения $\alpha_{\rm L}$, модуль упругости E и отношение Пуассона v. Все эти параметры зависят от температуры. Дополнительными исходными параметрами являются толщина стенки d, диаметр секции бака D_z и ее высота H.

Выбор *R*_{p0.2} в качестве параметра оценки ограничивает наши механические расчеты режимом упругости. Закон Гука справедлив в хорошем приближении и отношение между деформацией и напряжением является линейным:

$$\sigma = E\varepsilon \tag{18}$$



Рисунок 24. Постановка задачи для расчета напряжения в корпусе ракеты. Показаны схематический разрез топливного бака и действующие силы и нагрузки во время боевого столкновения противоракетной обороны. Бак находится под внутренним давлением (р), внешние силы аппроксимируются осевой нагрузкой **F**₂. Параметры материала зависят от температуры, поскольку на них влияет индуцированное лазером температурное поле. Надписи на рисунке (слева направо и сверху вниз): 1 - параметры материала; 2 - деформация; 3 - лазерный луч; 4 - локальная температура стенки.

Данная задача является трехмерной. Вместо линейного удлинения в нее включена трехмерная деформация твердого тела в результате действия внешних сил. В механике непрерывной среды эта деформация описывается при помощи векторов смещения. Новое местоположение определенного элемента твердого тела после его смещения указывается вектором смещения U(x,y,z,t), или использованием координат смещения u, v, и w.

$$\vec{U}(x, y, z, t) = \begin{pmatrix} u(x, y, z, t) \\ v(x, y, z, t) \\ w(x, y, z, t) \end{pmatrix}$$
(19)

Напряжение, деформация и модули Юнга описываются при помощи тензоров. Например, в общем случае деформация задается тензором *є*:

$$\widehat{\varepsilon} = \begin{bmatrix}
\varepsilon_{xx} & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\
\varepsilon_{yx} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{yz} \\
\varepsilon_{zx} & \varepsilon_{zy} & \varepsilon_{zz}
\end{bmatrix}$$

$$\varepsilon_{xz} = \frac{\partial u}{\partial x} \quad \varepsilon_{xy} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} \quad \varepsilon_{yz} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z} \quad \varepsilon_{xz} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)$$
(20)

Аналогичные определения применимы к тензору напряжений и параметрам материалов, как это описано в литературе по механике непрерывной среды. Тензор напряжений рассчитывается с помощью анализа основных компонент. Полученное первое основное напряжение является самым большим возникающим напряжением, которое сравнивается с пределом прочности материала.

Закон Гука также действует в трех измерениях. Если учитывать тепловое расширение, то он принимает вид:

$$\widehat{\sigma} = \widehat{E} \cdot \left(\widehat{\varepsilon} - \widehat{\varepsilon}_{therm}\right) \quad \widehat{\varepsilon}_{therm} = \widehat{\alpha} \cdot \left(T - T_0\right) \tag{21}$$

где *T*₀ - начальная температура и *T* - поле температуры в момент времени *t*.

Уравнение (21) описывает поведение материала стенки. Для решения механической проблемы в целом внутренние и внешние силы должны быть сбалансированы. Как и для тепловой модели, был использован численный метод с использованием программы конечных элементов COMSOL.

Принятый численный метод, использованный для расчета температуры, был расширен для расчета меха-

нических напряжений. Зависящее от времени поле температуры является движущим фактором для механической модели, приводящим к тепловому расширению и изменению свойств материала. Для каждого момента времени локальное значение зависящего от температуры предела текучести $R_{p0.2}(T)$ сравнивалось с возникающими напряжениями для того, чтобы определить времена полета ракеты, необходимые лазеру для того, чтобы привести к значительному повреждению.

Модель была успешно подтверждена в масштабируемых экспериментах во время работы одного из авторов над своей диссертацией¹⁰⁸. Перечень вовлеченных учреждений приводится в разделе "Благодарности" этой статьи. Были облучены небольшие (высота 163 мм) полые цилиндры под давлением¹⁰⁹ и была измерена зависящая от времени деформация с помощью метода проекции шаблона, разработанного Боте и др.¹¹⁰ Изменение радиуса цилиндра сравнивалось с предсказаниями модели. Экспериментальная установка и одно иллюстративное измерение показаны на рис. 25.





Рисунок 25: Экспериментальное подтверждение механической модели. Во время лазерного облучения измерялась деформация цилиндра. Образец: полый цилиндр диаметром 66 мм и высотой 163 мм с толщиной стенки 0,1 мм, материал Al3104, покрашенный белой краской (TiO₂), внутреннее давление 1,5 бар. Лазер: мощность 200 Вт (непрерывная), диаметр луча на мишени 3 см, время облучения 40 с, измерение проводилось в момент времени 40 с в течение облучения. Надписи на верхнем рисунке (сверху вниз): 1 - а) экспериментальная установка; 2 - проекция шаблона; 3 - луч лазера; 4 - ПЗС-камера. Надписи на нижнем рисунке (сверху вниз и слева направо): 1 - b) измерение радиуса деформированного цилиндра; 2 - путь определения; 3 - деформация (мм); 4 деформация (мм); 5 - модель; 6 - эксперимент; 7 - длина дуги (мм); 8 - определение вдоль аксиальной координаты z; 9 - определение вдоль окружности цилиндра.

В дополнение к измерениям деформации, были проведены испытания разрушения тех же самых образцов. В этих случаях облучение образцов проводилось до разрушения материала. Для случая, показанного на рис. 26, разрушение материала произошло при температуре примерно на 300 К ниже точки плавления. Остаточная пластическая деформация легко обнаружима. Это согласуется с моделью, которая для этого случая предсказывает, что механическое напряжение превысит предел упругости после 2,7 с, в то время как разрушение наблюдалось при 4,5 с.



Рисунок 26: Лазерное облучение полого цилиндра до разрушения материала. Разрушение происходит после 4,5 с при максимуме температуры примерно 600 К. Установка: внутреннее давление в цилиндре 2 бара, диаметр луча 7,5 см, мощность лазера 1 кВт, свойства цилиндра, как указано на рис. 25.

Расчеты напряжения для исследования представленного варианта

Поскольку механическая модель является расширением тепловой модели, в ней используются те же самые геометрические параметры, которые приведены в табл. 3. Дополнительные механические параметры можно найти в табл. 4. Оценивается поведение секции бака между двумя усиливающими кольцами. Предполагается, что материал стенки приварен к этим усиливающим кольцам, как обычно делается в ракетах на жидком топливе¹¹¹.

Таблица 4: Исходные параметры для расчета напряжения.

Внутреннее давление	2 бара
Тяга	5∙10 [°] H
Геометрия	См. табл. 3
Поле температуры	Как рассчитано ранее

В качестве граничных условий одно кольцо зафиксировано в пространстве, а другое находится под постоянной нагрузкой от тяги двигателя, параллельной оси недеформированного цилиндра. Для цилиндра это преобразуется в нагрузку сжатия. Кроме того, на цилиндр действует постоянная нагрузка от внутреннего давления. Предполагаемая тяга выбиралась в соответствием с анализом ракеты "Нодонг" Райтом и Кадышевым¹¹². Внутреннее давление в ракете с жидким топливом обычно лежит в пределах от 1 до 2 бар¹¹³. Для того, чтобы обеспечить анализ наилучшего случая в пользу ЛВБ, был выбран верхний предел.

На рис. 27 показано распределение относительных напряжений вдоль стенки цилиндра после 68-ой секунды полета для распределения интенсивности, соответствующего полному анизопланатизму. Если относительное напряжение в определенном месте превышает единицу, то в этой точке первое основное напряжение превышает зависящий от температуры предел текучести. В случае полного анизопланатизма это происходит после 68 секунд полета. В этот момент механическое напряжение превышает предел упругости вблизи усиливающих колец и при максимальной температуре. Это происходит в этих местах, поскольку максимальная температура приводит к максимальному уменьшению предела прочности и деформация ограничена расположением усиливающих колец, что приводит к увеличению механического напряжения в этой точке.

Для случая уменьшенного анизопланатизма (рис. 15d) относительные напряжения превышают предел упругости гораздо раньше. Оптимизация точки прицеливания (в соответствии с минимальным анизопланатизмом при t_{opt} = 45 с) приводит к критическим напряжениям после 47 секунд полета ракеты.



Рисунок 27: Расчет напряжения в исследуемом варианте (сравните с рис. 3). Относительное напряжение для случая полного анизопланатизма. а) Максимальное относительное напряжение на активном участке. b) Распределение напряжения в цилиндре на 68-ой секунде полета. Надписи на рисунке (сверху вниз и слева направо): 1 - а) максимальное относительное напряжение; 2 - b) распределение относительного напряжения на 68-ой секунде полета; 3 - максимальное относительное напряжение; 4 время полета ракеты (с).

ПРИЛОЖЕНИЕ Г: ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ ДЛЯ ОЦЕНИВАЕМЫХ СЦЕНАРИЕВ

Параметры траектории для исследуемого случая обороны против ракет средней дальности

Параметры модели основаны на анализе Райта и Кадышева¹¹⁴. Траектория рассчитывалась с помощью программы GUI_Missile_Flyout (версия 2.02) Фордена¹¹⁵.

Таблица 5: Параметры ракеты.

Параметр	Значение
Удельный импульс	240 c
Время работы	70 c
Масса топлива	16000 кг
Сухой вес	3900 кг
Полезная нагрузка	1000 кг
Тяга	5.10 [°] H

Таблица 6: Параметры запуска.

Параметр	Значение
Широта	41,064° с.ш.
Долгота	126,784° в.д.
Высота	0 м
Азимут	160,9732°
Угол запуска	45,032°
Изменение угла запуска	6,522 °/c





Рисунок 28: Зависимость турбулентности от высоты согласно модели турбулентности Clear-1 Night, основанная на данных работы Беланда¹¹⁶. По горизонтальной оси значение структурного параметра турбулентности (в м^{2/3}). показана высота (в км), на вертикальной оси отложено

Параметры, использованные для оценки взаимодействия с целью

Таблица 7: Используемые теплофизические параметры.

Параметр	Аппроксимация (Т(К))	Источник
Теплопровод- ность <i>к</i> (Вт/м К)	3.182847.10 ⁻⁷ .T ³ -6.570887.10 ⁻⁴ .T ²	117 ^a
	+0.4662148•1 + 30.01698	
Теплоемкость с _р (Дж/кг К)	955.32	118 ^ª
Плотность <i>р</i> (кг/м ³)	$\begin{array}{c} 1.007566 \cdot 10^{-12} \cdot T^{5} \\ -2.270152 \cdot 10^{-9} \cdot T^{4} \\ +2.004492 \cdot 10^{-6} \cdot T^{3} \\ -9.256705 \cdot 10^{-4} \cdot T^{2} \\ +0.03368339 \cdot T \\ +2699.543 \end{array}$	119 ^ª
Излучательная способность <i>ε</i> ^ь	0,9	120
Коэффициент поглощения А	0,1	Ċ

цитированный источник предоставляет аппроксимирующую функцию.

в соответствии с обработкой поверхности на внутренней и внешней стороне.

с соответствует белой краске или алюминию со средней чистотой поверхности на длине волны 1,315 мкм.

Таблица 8: Используемые термомеханические параметры для AL5083-H321.

Аппроксимация (Т(К))	Источник
-14673.07·T ²	121
-3.192493·10′,T	
+8.239008·10 ¹⁰	
$1.742129 \cdot 10^{-14} \cdot T^{3}$	122
−3.563214·10 [¯] ''·T ²	
+3.06124·10 ⁻ °·T	
1.640353·10 ⁻⁵	
0.334	123
$b - (b - a) \cdot \exp(-c \cdot (Td))$	124 ^a
где <i>a</i> = 3.74·10°; <i>b</i> = 10	
$2.26 \cdot 10^{\circ}; c = 4.56 \cdot 10^{19};$	
<i>d</i> = −7.34	
	Аппроксимация (T(K)) -14673.07. T^2 -3.192493.10 ⁷ . T +8.239008.10 ¹⁰ 1.742129.10 ⁻¹⁴ . T^3 -3.563214.10 ⁻¹¹ . T^2 +3.06124.10 ⁸ . T 1.640353.10 ⁻⁵ 0.334 $b - (b - a) \cdot \exp(-c \cdot (Td))$ где $a = 3.74 \cdot 10^6$; $b =$ 2.26.10 ⁸ ; $c = 4.56 \cdot 10^{19}$; d = -7.34

действительно в диапазоне от 245 до 813 К, аппроксимация в соответствии с точками данных, представленными Кауфманом

Таблица 9: Используемые параметры для исследования дополнительных вариантов.

	Ракета малой дальности	Спутник
Диаметр	0,88	4,2 м
Материал	Сталь S30200	Алюминий AL7075
Толщина	3 мм	1,2 мм
Внутреннее	5 бар	-
давление		
Тяга	170000 H	-
Время работы	75 c	-

ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. T. H. Maiman, "Optical and Microwave-Optical Experiments in Ruby," *Phys. Rev. Lett.* 4, no. 11 (June 1960): 564– 566, doi:10.1103/PhysRevLett.4.564.

2. National Museum of the United States Air Force, ed., Texas Instruments BOLT-117 Laser Guided Bomb (2002), http://www.nationalmuseum.af.mil/factsheets/factsheet.asp?

id=1014 (accessed Mar. 15, 2009); M1 Abrams Main Battle Tank (2004), http://www.globalsecurity.org/military/systems/ ground/m1-intro.htm (на 30 марта 2009 г.).

3. J. H. McCall Jr., "Blinded by the Light: International Law and the Legality of Anti-Optic Laser Weapons," Cornell Inter-

and the Leganty of Anti-Optic Laser Weapons, Comen Inter-national Law Journal 30, no. 1 (1997): 1–44. 4. W. M. Arkin and A. Peters, "U.S. Blinding Laser Wea-pons," *Human Rights Watch Arms Project* 7. no. 5A (May 1995), http://www.hrw.org/reports/1995/Us2.htm (на 30 марта 2009 г.).

5. L. Doswald-Beck, "New Protocol on Blinding Laser Weapons", International Review of the Red Cross 312 (1996): 272-299.

6. Bill Gertz, "Revealed: N. Korea Fired Laser at U.S. troops," *The Washington Times* (May 13, 2003): A01, http://www.gertzfile.com/gertzfile/article5.13.03.html (на 30 сентября Ž009 г.).

7. Doug Beason, The E-bomb: How America's New Directed Energy Weapons Will Change the Way Future Wars Will Be Fought (Da Capo Press, 2005), p. xii, ISBN: B000VY9B1Y. 8. Clarence A. Robinson Jr., "Beam Weapons Technology Expanding," Aviation Week & Space Technology, May 25,

1981, 40.

9. G. Forden, "Ballistic Missile Defense: The Airborne Laser," IEEE Spectrum 34, no. 9 (Sept. 1997): 40-49; Geoffrey E. Forden, Shooting Down What's Going Up, Working Paper (Stanford University, Stanford, CA: Center for International Security and Arms Control, Sept. 1997), http://iis-db.stanford.edu/pubs/10326/forden.pdf (на 27 марта 2009 г.)

10. D. K. Barton et al., "Report of the American Physical So-ciety Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," Reviews of Modern Physics 76, no. 3 (2004): S1–S424.

11. Mordechai Rokni and Allen Flusberg, "Stimulated Rotational Raman Scattering in the Atmosphere," Quantum Elec-

tional Raman Scattering in the Atmosphere, Quantum Electronics, IEEE Journal of 22, no. 7 (July 1986): 1102–1108.
12. J. Stupl and G. Neuneck, "High Energy Lasers: A Sensible Choice for Future Weapons Systems?" Security Challenges 1, no. 1 (Nov. 2005): 135–153, http://www.security chalenges.org.au/ArticlePDFs/vol1no1StuplandNeuneck.pdf. 13. Boeing, Boeing Conducts Successful Avenger-Mounted Laser Tests—Innovative System Neutralizes IEDs, Unexploded Ordnance (St. Louis: press release, 2007), http:// www.boeing.com/news/releases/2007/q4/071015anr.html (на 27 марта 2009 г.); Boeing, Boeing Laser Avenger Shoots Down Unmanned Aerial Vehicle in Tests, January 26 (St. Louis: press release, 2009), http://www.boeing.com/news/ releases/2009/q1/090126a nr.html (на 27 марта 2009 г.).

14. Boeing, Boeing Laser Avenger Shoots Down Unmanned Aerial Vehicle in Tests (ссылка 13).

15. Частицы в атмосфере рассеивают небольшую долю излучения лазера во всех направлениях.

16. Boeing, Boeing Fires New Thin-Disk Laser, Achieving Solid-State Laser Milestone (St. Louis: press release, 2008), http://www.boeing.com/news/releases/2008/q2/080603anr.ht ml (на 27 сентября 2009 г.); Boeing, Boeing Laser System Redeploys Quickly, Then Tracks Targets and Fires Laser 2009), (press release, http://www.boeing. com/news/releases/ 2009/q1/090324a nr.html (на 27 марта 2009 г.); Lynn Farrow, "Out of the Future—A Team Works on a System that will Demonstrate Laser Weapons' Capabili-2009 Frontiers (на 27 ties. Boeing марта г.). http://www.boeing.com/news/frontiers/ archive/2009/march/i ids05.pdf (accessed Mar. 27, 2009).

17. Raytheon Company Missile Systems, Laser Area Defense System-Close-in Protection Against Asymmetric Threats (Tucson, Arizona: press release, 2007), http:// www.raytheon.com/newsroom/feature/stellent/groups/public/

documents/content/cms04025223.pdf (Ha 27 Mapta 2009 r.); Mike Booen, Raytheon's Directed Energy Solutions— Transitioning DEW to the Warfighter (Finally), presentation (2008), http://airdefenseartillery.com/adawebsite08/ slides attach/C-RAM.pdf (Ha 27 Mapta 2009 r.); Drew Hamilton, White Sands Testing New Laser Weapon System, Official Homepage of the U.S. Army/News Front Page (2009), http: //www.army.mil/-news/2009/01/30/16279-white-sands-

testing-new-laser-weapon-system/ (на 27 марта 2009 г.)

18. Northrop Grumman, Northrop Grumman Scales New Heights in Electric Laser Power, Achieves 100 Kilowatts From a Solid-State Laser (Redondo Beach, CA: press release 2009).

http://www.irconnect.com/noc/press/pages/news

releases.html?d=161575 (на 27 марта 2009 г.).

19. См. ссылку 7.

20. U.S. Department of Defense, Fiscal Year (FY) 2008/FY 2009 Budget Estimates Office of the Secretary of Defense (OSD) RDT&E Descriptive Summaries, Volume 3, 0603750D8Z—Advanced Concept Technology Demonstra-tions (P523) (2007), 122, http:// www.defenselink.mil/ comptroller/defbudget/fy2008/budget justification/pdfs/ rdtande/Vol 3 OSD/BA-3.pdf (на 23 ноября 2007 г.); Walter Poll, "Fielding Laser Dreams", Boeing Frontiers (June 2007) 26-27, http://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2007/ june/i_ids04.pdf (на 24 августа 2009 г.). 21. John Pike, *Advanced Tactical Laser (ATL)* (2005),

http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/system s/atl.htm (на 1 июля 2009 г.)

22. Bill Sweetman, "Fact or Fiction—Briefing Directed Energy Lasers," Jane's Defense Weekly, Feb. 22, 2006, 25–29; George Fenton, "The U.S. Department of Defense Joint Non-Lethal Weapons Program," in National Defense Industrial Association (NDIA) Non-Lethal Defense IV, 20–22 March 2000, Tysons Corner, VA, information in backup slides (p. 26-27) (2000), http://web.archive.org/web/20011109023659/ www.dtic. mil/ndia/nld4/fenton.pdf (на 20 мая 2009 г.).

23. Fenton, "The U.S. Department of Defense Joint Non-

Lethal Weapons Program." (ссылка 22). 24. Boeing, Boeing Awarded Contract to Continue Testing Advanced Tactical Laser (press release, 2008 г.), http://boeing.mediaroom.com/index.php?s=43&item=434 (Ha 5 июня 2009 г.).

25. Boeing, Boeing Advanced Tactical Laser Fires High-Power Laser in Flight (press release, 2009),

http://boeing.mediaroom.com/index.php?s=43&item=703 (на 16 июня 2009 г.).

26. Дополнительную информацию о противоракетной обороне на активном участке можно найти в статье D. K. Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," Reviews of Mod-

ern Physics 76, no. 3 (2004): S1–S424 (ссылка 10). 27. Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues" (ссылка 10); Forden, "Ballistic Missile Defense: The Airborne Laser.' (ссылка 9).

28. Christopher Bolkcom and Steven A. Hildreth, Airborne Laser (ABL): Issues for Congress, CRS Report for Congress, RL32123, technical report (July 9, 2007), http://fas.org/sgp/ crs/weapons/RL32123.pdf (на 30 марта 2009 г.)

29. Bolkcom and Hildreth, Airborne Laser (ABL): Issues for Congress (ссылка 28); U.S. Department of Defense - Office of the Under Secretary of Defense (Comptroller), Department of Defense Fiscal Year (FY) 2010 Budget Estimates -Research, Development, Test, and Evaluation - Volume 2 Missile Defense Agency (MDA) - MDA Exhibit R-2 - PE 0603883C (2009), http://www.defenselink.mil/comptroller/ defbudget/fy2010/budgetjustification/pdfs/03-RDT_and-E/

VoL2 MDA/PE-0603883C-Boost-Defense.pdf (на 28 мая, 2009 г.).

30. U.S. Department of the Air Force, Supporting Data for Fiscal Year 1999 Amended Budget Estimates—Research, Development, Test and Evaluation-Descriptive Summaries-Volumes I, II, & III-RDT&E Budget Item Justification Sheet (R-2 Exhibit)-0603319F Airborne Laser Program-4269 (1998), http://www.saffm.hq.af.mil/ Project shared/media/document/AFD-070223-247.pdf (на 15 апреля 2009 г.).

31. InsideDefense.com, ABL Shoot-Down Test Rescheduled for December-February Time Frame (2009), http://defense. iwpnewsstand.com/showdoc.asp?docnum=AIRFORCE-20-44-19 (на 9 ноября 2009 г.).

32. House Armed Services Committee United States House of Representatives, Unclassified Statement of Lieutenant General Patrick J. O'Reilly, Director, Missile Defense Agency before the House Armed Services Committee Subcommittee on Strategic Forces regarding the Fiscal Year 2010 Missile Defense Programs, Thursday, May 21, 2009 (2009), http://armedservices.house.gov/pdfs/SF052109/OReilly_Testi mony052109.pdf (на 28 мая 2009 г.).

33. Boeing, Boeing Airborne Laser Team Begins Weapon System Flight Tests (press release, 2009). http://www.boeing.

com/news/releases/2009/q2/090424anr.html (на 27 апреля 2009 г.); Missile Defense Agency, Airborne Laser Begins Final Proof-of-Concept Tests (press release, 2009), http://www.mda.mil/mdaLink/pdf/09news0009.pdf (на 27 апреля 2009 г.).

34. U.S. Department of Defense, DoD News Briefing With Secretary Gates From The Pentagon—4 April 2009 (2009), http://www.defenselink.mil/transcripts/transcript.aspx ?transcriptid=4396 (на 27 апреля 2009 г.).

35. House Armed Services Committee United States House of Representatives, Unclassified Statement of Lieutenant General Patrick J. O'Reilly, Director, Missile Defense Agency before the House Armed Services Committee Subcommittee on Strategic Forces regarding the Fiscal Year 2010 Missile Defense Programs, Thursday, May 21, 2009; Reuters, BRIEF—Pentagon to decide fate of Boeing laser in 2010 http://uk.biz.yahoo.com/07052009/323/brief-(2009),pentagon-decide-fate-boeing-laser-2010.html (accessed May 28, 2009); Amy Butler, "ABL Laser Gets MDA Nod Thus Far, Aerospace Daily and Defense Report, June 3, 2009, http://www.aviation

week.com/aw/generic/story_channel.jsp?channel=defense&i d=news/ABL060309.xml (на 9 июня 2009 г.).

36. См. ссылку 28.

37. Jan Stupl, Untersuchung der Wechselwirkung von Laser-strahlung mil Strukturelementen von Raumflugkorpern (Ver-Dr. Hut, 2008), lag http://www.sub.unihamburg.de/opus/volltexte/ 2008/3951/.

38. Ссылка 10, р. ххіі, 318.

39. David C. Wright and Timur Kadyshev, "An Analysis of the North Korean Nodong Missile," Science & Global Security 4,

no. 2 (1994): 129-160, http://www.princeton.edu/globsec/ publications/pdf/4_2wright.pdf.

40. U.S. Defense Intelligence Agency, North Korea: The Foundations for Military Strength—Update 1995, PC-1510-101-96, technical report (Washington, DC, Dec. 1995), http://fas.org/irp/dia/product/knfms95/1510-101 toc.html (на 19 сентября 2008 г.); Chung-In Moon, "Changing Threat Environment, Force Structure, and Defense Planning: the South Korean Case," in Emerging Threats, Force Structures and the Role of Air Power in Korea (Santa Monica, CA: RAND. 2000), 89–114, http://www.rand.org/pubs/conf

_proceedings/2007/CF152.pdf (на 19 сентября 2008 г.). 41. Geoffrey Forden, "GUI Missile Flyout: A General Program for Simulating Ballistic Missiles," Science & Global Security 15, no. 2 (2007): 133-146, http://www.princeton.edu/globsec/ publications/SciGloSec.shtml.

42. Forden, Shooting Down What's Going Up (ссылка 9), p. 11-13.

43. Для расчета оставшейся траектории с возросшим торможением использовалась программа GUI Missile Flyout. На 47-ой секунде диаметр боеголовки был увеличен до 3,2 м. Это эквивалентно сценарию, в котором ракета была изогнута до V-образной формы с углом в 60 градусов. В этом случае ракета не может быть повернута до ориентации с меньшей площадью поперечного сечения. Поперечное сечение примерно составляет 6 м × 1,3 м, что соответствует указанному диаметру

44. European Space Agency, Launch Vehicle Catalogue (Paris, F: European Space Agency, 1989).

45. В этом случае напряжение превышает предел упругости при температуре, близкой к 550 К, что не достигается при этом поглощении.

46. Robert K. Freeman, Fred A. Rigby and Nicholas Morley, "Temperature-dependent Reflectance of Plated Metals and Composite Materials under Laser Irradiation," in 29th Plasmadynamics and Lasers Conference: Albuquerque, NM, 15.-18. Juni, AIAA-98-2482 (Washington, DC: American Institute of Aeronautics/Astronautics, 1998). 47. David R. Lide, ed., *CRC Handbook of Chemistry and*

Physics: A Ready-reference Book of Chemical and Physical Data, 88th ed. 2007-2008 (Boca Raton, FL: CRC, 2007)

48. Dwight E. Gray, ed., American Institute of Physics hand-

book, 3. Auflage (New York: McGraw-Hill, 1972).
49. Lockheed Martin Missiles and Space, Hubble Space Telescope Servicing Mission 3A—Media Reference Guide, K9322, technical report (Washington, DC: NASA, 1999), http://hubble.nasa.gov/a_pdf/news/SM3A-MediaGuide.pdf

(на 23 сентября 2008 г.).
50. Charles P. Vick, *Improved*—Advanced Crystal/IKON/"КН-12" Reconnaissance Imaging Spacecraft (2007), http://www. globalsecurity.org/space/systems/kh-12.htm (на 23 сентября 2008 г.).

51. U.S. Senate Committee On Armed Services, Hearing to Receive Testimony in Review of the Defense Authorization Request for Fiscal Year 2010 and the Future Years Defense Program, 14 May 2009, Transcript of Hearing (2009), p. 21, http://armed-services.senate.gov/Transcripts/2009/05%20

May/09-31%20-%205-14-09.pdf (на 19 мая 2009 г.). 52. Jan Stupl, Untersuchung der Wechselwirkung von Laserstrahlung mit Strukturelementen von Raumflugkoerpern. Project Summary, Project funded by the Berghof Foundation for Conflict Studies GmbH, Principal investigators: Prof. Dr. Martin B. Kalinowski (ZNF) und Prof. Dr. Goetz Neuneck (IFSH) (Hamburg: Institute for Peace Research, Security Policy at the University of Hamburg (IFSH)/Carl Friedrich von Weizsaecker Center for Science and Peace Research (ZNF), march 2008).

53. Anthony E. Siegman, *LASERS* (Mill Valley, CA, USA: University Science Books, 1986).

54. Там же, р. 676.

55. Mitchell H. Fields et al., "Initial results from the Advanced-Concepts Laboratory for Adaptive Optics and Tracking," in Laser Weapons Technology, vol. 4034, Proceedings of SPIE

(Bellingham, WA: SPIE, 2000), 116–127. 56. Anthony E. Siegman, "Defining the Effective Radius of Curvature for a Nonideal Optical Beam," *IEEE Journal of* Quantum Electronics 27, no. 5 (May 1991): 1146–1148, ISSN: 0018-9197, doi:10.1109/3.83370; Anthony E. Siegman, G. Nemes and J. Serna, "How to (Maybe) Measure La-ser Beam Quality," in DPSS (Diode Pumped Solid State)

Lasers: Applications and Issues (Optical Society of America, 1998), MQ1.

57. Gail P. Anderson et al., "MODTRAN4: Radiative Transfer Modeling for Remote Sensing," in Algorithms for Multispec-tral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery VI, vol. 4049, 1 SPIE, (Orlando, FL, USA: SPIE, 2000), 176–183, doi: 10.1117/12.410338; Alexander Berk et al., *MODTRAN4 Us*er's Manual, technical report (Hanscom Air Force Base, MA, 1999); Alexander Berk, Lawrence S. Bernstein and David C Robertson, MODTRAN: A Moderate Resolution Model for LOWTRAN 7, GL-TR-89-0122, technical report (Hanscom Air Force Base, MA: Air Force Geophysics Laboratory, 1989), http://handle.dtic.mil/100.2/ADA214337 (на 2 мая 2008 г.).

58. Ernest Bauer and Robert R. Beland, Atmospheric Effects on Airborne Lasers for Tactical Missile Defense: Clouds and Turbulence, IDA D-1082; ADA277805, technical report (Alexandria, VA: Institute For Defense Analyses, Jan. 1, 1993), http://handle.dtic.mil/100.2/ADA277805 (на 2 мая 2008 г.).

59. Larry C. Andrews, *Field Guide to Atmospheric Optics*, SPIE field guides (Bellingham, WA: SPIE Press, 2004).

60. Lewis Fry Richardson, Weather Prediction by Numerical Process (Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1922); Andrei Nikolaevich Kolmogorov, "The local structure of turbulence in incompressible viscous fluids for very large Reynolds number," (new release: Proc. Roy. Soc. Lond. A 434 (1991):9–13), Dokl. Akad. Nauk SSSR 30 (1941): 299– 303.

61. Robert R. Beland, "Propagation through Atmospheric Optical Turbulence," in *Atmospheric Propagation of Radia-tion,* vol. 2, The infrared and electro-optical systems handbook (Ann Arbor, Mich.: Infrared Information Analysis Center/SPIE Optical Engineering Press, 1993), p. 168 ff.

62. Подробности, объясняющие правильность уравнения, приведены в статье Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10), р. 393.

63. Там же, р. 305

64. Andrews, Field Guide to Atmospheric Optics (ссылка 59), p. 11

65. Steven Kuhta et al., Theater Missile Defense: Significant Technical Challenges Face the Airborne Laser Program, GAO/NSIAD-98-37, technical report, Report to the Ranking Minority Member, Committee on National Security, House of Representatives (United States General Accounting Office (GAO), Oct. 23, 1997). 66. Barton et al., "Report of the American Physical Society

Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10), p. 393 ff.

67. Andrews, Field Guide to Atmospheric Optics (ссылка 59); Robert K. Tyson and Benjamin W. Frazier, Field Guide to Adaptive Optics, SPIE Field Guides (Bellingham, WA: SPIE Press, 2004); Smith, Atmospheric Propagation of radiation.

68. Richard J. Sasiela, Electromagnetic Wave Propagation in Turbulence. Evaluation and Application of Mellin Transforms, Springer series on wave phenomena; 18 (Berlin: Springer, 1994); JohnW. Strohbehn, Laser Beam Propagation in the Atmosphere, Topics in applied physics; 25 (Berlin: Springer, 1978).

69. Sasiela, Electromagnetic Wave Propagation in Turbulence. Evaluation and Application of Mellin Transforms (ссылка 68), р. 164.

70. Иногда лазеры используются для создания искусственных звезд гидирования в определенных слоях атмосферы на высоте около 20 км и 90 км, см. Robert K. Ty-son, *Principlpes of Adaptive Optics, 2* ed. (Chestnut Hill, MA: Academic Press Inc., 1997), р. 81. Для целей противоракетной обороны такие высоты не будут нужны для размещения маячков, поскольку наведение на ракету может

проводиться на высоте, отличающейся от 20 км и 90 км. 71. Kenneth W. Billman et al., "ABL Beam Control Laboratory Demonstrator," *in Airborne Laser Advanced Technology II*, Demonstrator, *In Alroome Laser Advanced Technology II*, vol. 3706, 1 (Orlando, FL, USA: SPIE, 1999), S. 172–179, doi: 10.1117/12.356954; Charles Higgs et al., "Adaptive Op-tics Compensation using Active Illumination," *in Airborne Laser Advanced Technology*, vol. 3381, 1 (Orlando, FL, USA: SPIE, 1998), 47–56, doi:10.1117/12.323954.

72. Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10), p. 323.

73. Tam we, p. 391 ff. 74. Phillip D. Stroud, "Anisoplanatism in Adaptive Optics Compensation of a Focused Beam with use of Distributed Beacons," Journal of the Optical Society of America A 13, no. 4 (1996): 868-874.

75. Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка

10), p. 298. 76. Shirley Enguehard, частное сообщение по электронной почте om Shirley Enguehard, Sr. Research Physicist, AMP Research, Inc, 19–24 September 2008 (2008); Shirley Enguehard and Brian Hatfield, "Incoherency and Multiple Laser Guide Stars," in NOAO Workshop on the Reduction of *Gemini AO Data* (2001), AMP-01-05-1–AMP-01-05-21. 77. Barton et al., "Report of the American Physical Society

Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10), p. 405.

78. Boeing, Technical Characteristics—Boeing 747–400 http://www.boeing.com/commercial/747family/pf/pf (2007),400 prod.html (на 16 апреля 2009 г.).

79. Это является результатом предполагаемой формы траектории полета самолета с Лазером воздушного бази-рования в виде восьмерки, см. Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10) р. 339. В дополнение к этому геометрическому требованию, перпендикулярное направление выхода пучка предпочтительнее для того, чтобы избежать нагрева воздуха на пути пучка. Такое нагревание приведет к дополнительной деградации пучка, см. там же, р. 408 ff.

80. Jack L. Button, "Comparison of Vertical Profile Turbu-lence Structure with Stellar Observations," Appl. Opt. 12, no. 8 (1973): 1785–1793.

81. Вообще говоря, оптимизация анизопланатизма временной задержки и углового анизопланатизма может минимизировать влияние анизопланатизма, как отмечалось в работе Barton et al. (ссылка 10). В исследовании этого случая расчеты показывают, что улучшения по сравне-нию с чистым анизопланатизмом от временной задержки

являются незначительными. 82. Barton et al., "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10), p. 323.

83. Missile Defense Agency, *Fact Sheet—The Airborne Laser,* document number 09-FS-0004 (2009), http://www.mda. mil/mdalink/pdf/laser.pdf (на 8 июля 2009 г.).

84. Michael J. Gething, ed., Jane's Electro-Optic Systems 2003-2004, Jane's electrooptic Systems (Coulsdon: Jane's Information Group, 2003), p. 491. 85. Barton et al., "Report of the American Physical Society

Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues," (ссылка 10), p. 314.

86. Там же, р. 314.

87. United Nations Monitoring, Verification and Inspection Commission, Compendium of Iraq's Proscribed Weapons Programmes in the Chemical, Biological and Missile areas (United Nations, 2007), p. 578, http://www.un.org/depts /unmovic/ new/pages/compendium.asp (на 6 июля 2008 г.).

88. L. I. Balabukh et al., The Bases of the Structural Mechanics of Rockets, English translation of L. I. Balabukh et al., Osnovy Stroitelnoy Mekhaniki Raket (Moskau: Vyssh. Shko-la, 1969). (Wright-Patterson Air Force Base, OH and Springfield, VA: United States Air Force Systems Command-Foreign Technology Division/United States National Technic-al Information Service NTIC, 1970), p. 585.

89. David Holloway et al., Iran's Nuclear and Missile Potential—A Joint Threat Assessment by U.S. and Russian Tech-nical Experts (EastWest Institute, New York, NY, 2009), http://docs.ewi.info/JTA. pdf (на 3 июня 2009 г.); Robert H. Schmucker, "3rd World Missile Development—A New Assessment Based on UNSCOM Field Experience and Data Evaluation," in 12th Multinational Conference on Theater Missile Defense: Responding to an Escalating Threat, June 1-4, 1999, Edinburgh, Scotland (1999).

90. R. W. Lewis et al., The Finite Element Method in Heat Transfer Analysis (Chichester, UK: Wiley, 1996).

91. Stupl, Untersuchung der Wechselwirkung von Laserstrahlung mit Strukturelementen von Raumflugkorpern (ссылка 37), chapter 3.4.

92. Там же.

93. United Nations Monitoring, Verification and Inspection Commission, Compendium of Iraq's Proscribed Weapons Programmes in the Chemical, Biological and Missile Areas (ссылка 87), например р. 577.

94. United Nations Monitoring, Verification and Inspection Commission, Compendium of Iraq's Proscribed Weapons Programmes in the Chemical, Biological and Missile Areas (ссылка 87); Forden, "Ballistic Missile Defense: The Airborne Laser." (ссы́лка 9). 95. Wright and Kadyshev, "An Analysis of the North Korean

Nodong Missile" (ссылка 39).

96. Freeman, Rigby, and Morley, "Temperature-dependent Reflectance of Plated Metals and Composite Materials under

Laser Irradiation." (ссылка 46). 97. Lide, CRC Handbook of Chemistry and Physics: A Ready-reference Book of Chemical and Physical Data (ссылка 47).

98. Freeman, Rigby, and Morley, "Temperature-dependent Reflectance of Plated Metals and Composite Materials under Laser Irradiation." (ссылка 46).

99. Merrill Cohen and John P. Doner, Infrared Reflectance Spectra for Selected Paint Pigments, AD0729354, technical report, CCL Report No. 293 (Aberdeen Proving Ground, MD: U. S. Army, Aberdeen Research & Development Center, Coating & Chemical Laboratory, July 1971), http://handle. dtic.mil/100.2/AD729354 (на 3 июня 2008 г.); D. K. Edwards and W.M. Hall, Far-Infrared Reflectance of Spacecraft Coatings, 32-873, technical report (Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology/NASA, Jan. 31, 1966), http://hdl.handle.net/2060/19660010344 (на 3 июня 2008 г.).

100. Ernst U. Schlunder, "Physical properties," in Heat Exchanger Design Handbook, vol. 5 (New York, NY: Hemisphere Publishing/Taylor & Francis, 1989), chapter 5.5.7, David G. Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume 1-Fundamental Technologies (Reston, VA: American

Institute of Aeronautics & Astronautics, 2002), p. 795–797. 101. Balabukh et al., *The Bases of the Structural Mechanics* of Rockets (ссылка 88), p. 428 ff.

102. Kevin L. Zondervan and Derek W. Beck, "Approximate Closed-Form Expression for the Probability of Burst of a Pressurized Metal Cylinder Irradiated by a High-Energy Laser," in 33rd Plasmadynamics and Lasers Conference, 20-23 May, 2002, Maui, HI, AIAA-2002-2220 (Reston, VA: American Insitute of Aeronautics/Astronautics, 2002); Herbert Oertel, Aerothermodynamik (Berlin: Springer, 1994). 103. Там же.

104. European Space Agency, Launch Vehicle Catalogue (ссылка 44).

105. Sigmund, Metal.yield.svg, public domain (2007)http://commons.wikimedia.org/wiki/File:MetaL yield.svg (на 3 июня 2009 г.)

106. John Gilbert Kaufman, ed., Properties of Aluminum Al-loys: Tensile, Creep, and Fatigue Data at High and Low Temperatures (Materials Park, OH: ASM International, 1999). 107. Balabukh et al., The Bases of the Structural Mechanics of Rockets (ссылка 88), p. 463.

108. Stupl, Untersuchung der Wechselwirkung von Laserstrahlung mit Strukturelementen von Raumflugkorpern (ссылка 37), chapter 4.3.

109. Баллоны были изготовлены компанией Ball Packaging Europe GmbH; они обычно используются для хранения различных алкогольных напитков.

110. T. Bothe et al., "Erzeugung und Auswertung von Objektangepassten Inversen Projektions-mustern," Technisches Messen 70, no. 2 (2003): 99–103; Wansong Li et al., "Applications of Inverse pattern projection," in *Optical Measurement Systems for Industrial Inspection III*, vol. 5144, Proceedings of SPIE (Bellingham, WA: SPIE, 2003), 493–503; Wansong Li et al., "Object Adapted Pattern Projection-Part I: Generation of Inverse Patterns," *Optics and Lasers in Engineering* 41, no. 1 (Jan. 2004): 31–50.

111. United Nations Monitoring, Verification and Inspection Commission, Compendium of Iraq's Proscribed Weapons

26 ЯН ШТУПЛ И ГЕТЦ НОЙНЕК

Programmes in the Chemical, Biological and Missile areas (ссылка 87).

112. Wright and Kadyshev, "An Analysis of the North Korean Nodong Missile" (ссылка 39). 113. Forden, "Ballistic Missile Defense: The Airborne Laser"

113. Forden, "Ballistic Missile Defense. The Andorne Lass. (ссылка 9). 114. Wright and Kadyshev, "An Analysis of the North Korean Nodong Missile" (ссылка 39). 115. Forden, "GUI Missile Flyout: A General Program for Si-mulating Ballistic Missiles" (ссылка 41). 116. Beland, "Propagation through Atmospheric Optical Tur-bulgese" (сон изка 61) p. 220

bulence," (ссылка 61), p. 220. 117. COMSOL AB, *COMSOL Material Library,* Database, Version 3.4 (Stockholm, SE, 2007).

118. Там же. 119. Там же.

120. Schlunder, "Physical properties" (ссылка 100). 121. COMSOL AB, *COMSOL Material Library* (ссылка 117). 122. Там же.

123. Там же.

124. Kaufman, Properties of Aluminum Alloys: Tensile, Creep, and Fatigue Data at High and Low Temperatures (ссылка 106).