

УДК 629.7.054

В. В. Карачун, В. Н. Мельник, М. Ф. Калинина

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПРОРЫВ: ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ

Анализируется состояние развития в мире гиперзвуковых технологий, перспективы в этой сфере для решения задач освоения космоса, вооруженной сфере, антитеррористических мероприятий и т. п. Обращается внимание на сверхжесткие эксплуатационные условия, проблемы навигации и управления движением.

ВВЕДЕНИЕ

Реалии гиперзвуковой летной эксплуатации убедительно доказывают, что упруго-напряженное состояние элементной базы приборов инерциальной навигации приводит к появлению возмущающих моментов, воспринимаемых бортовой аппаратурой как полезный сигнал. Это порождает особенности динамики ЛА со всеми вытекающими последствиями нештатного проявления девиации, а в некоторых случаях и дрейфа, оси фигуры инерциальных сенсоров.

Сверхзвуковые крылатые ракеты. Гиперзвуковое оружие. Аналитики и специалисты утверждают, что страна, которая сможет первой в мире обеспечить серийное производство высокоточных гиперзвуковых ракет, создаст тем самым для себя серьезное военное стратегическое преимущество в мире. Дело в том, что ракеты, летящие со скоростью 7 М, практически неуязвимы для современных средств ПВО, сами же способны уничтожать защищенные по последнему слову техники не только наземные, но и подводные объекты. По своему потенциалу гиперзвуковое оружие сравнимо только с тактическими ядерными боеприпасами [<http://www.cnews.ru/news/tpp/print.shtml?2012/07/02/494977>].

Россия и Индия в настоящее время уже тестируют совместно разработанную сверхзвуковую крылатую ракету «Брамос», которая летит со скоростью, в два раза превышающей скорость

звука. В завершающей фазе находится также новая ее модификация «Брамос-2», которая будет гиперзвуковой и достигнет скорости 7 М. Подобного оружия пока нет ни в одной стране мира. Эта ракета может стартовать с морской, наземной и воздушной платформ. Летные испытания планируются уже в 2017 г.

Россия успешно испытала гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель на водородном топливе еще в 1983 г. При испытаниях опытного образца в Казахстане скорость полета ракеты составила 6.4 М. Следует помнить, между прочим, что гиперзвуковое оружие на базе ГПВРД корнями своими уходит в недалекое прошлое феноменальных достижений советских КБ в области гиперзвукового движения.

На своей экспериментальной ракете ГПВРД Х-51 «Вэйврайдер» (Waverider), американцам удалось эти проблемы успешно решить. Таким образом, ракета Х-51 без труда достигала скорости в 6 М. Опытный гиперзвуковой аппарат Х-43 даже превысил этот показатель. Его скорость составила 10 М.

Первые в мире летные испытания ГПВРД состоялись в последние дни существования СССР. Пальма первенства в создании действующей модели двигателя этого типа также принадлежит СССР. Основную часть работ в этой области провел ЦИАМ им. Л. И. Баранова. Летящая лаборатория для испытаний ГПВРД создавалась на основе зенитной ракеты 5В28 ЗРК С-200 и получила название «Холод». Вместо боевой час-

ти в ракету встраивались емкость для жидкого водорода, системы управления и сам двигатель Э-57. Первое испытание состоялось 28 ноября 1991 года на полигоне Сары-Шаган в Казахстане. В ходе испытаний была достигнута скорость 1855 м/с. В 1998 году испытания летной лаборатории проходили по контракту с НАСА [Новости космонавтики: 6—12 июня 2012 г. О. 489].

В качестве альтернативы баллистическим ракетам США разрабатывают гиперзвуковые летательные аппараты (ГЗЛА) в виде крылатой ракеты, т. е. с собственным двигателем, обычно ГПВРД, или в виде планирующего снаряда, гиперзвуковую скорость которому сообщают маршевые ступени обычных баллистических ракет. Так, разрабатываемая ныне в США противоракета SM-3 «Блок ПА» (SM-3 Block PA) чаще всего упоминается в связи с модернизацией американской ПРО. Она, подобно предыдущим модификациям SM-3, будет принята на вооружение системы ПРО морского базирования «Иджис» (Aegis). Особенностью «Блок ПА» является заявленная способность перехвата на определенном участке траектории межконтинентальных баллистических ракет, что послужит основанием для включения системы «Иджис» в состав стратегической противоракетной обороны США.

Американские военные объявили в 2010 г., что на базе SM-3 «Блок ПА» будет также создана ударная система большой дальности под кодовым названием «Эйре Лайт» («Are Light»). Предполагается, что маршевые ступени противоракеты выведут на гиперзвуковую скорость планирующий аппарат, который способен пролететь до 600 км и доставить к цели боеголовку массой 50—100 кг. Общая дальность полета всей системы составит 3800 км, причем на участке самостоятельного движения гиперзвуковой планер полетит не по баллистической траектории. Это создаст возможность маневрирования с целью обеспечения точного наведения на объект поражения. Настоящей изюминкой проекта можно считать ту особенность, что благодаря унификации с SM-3 ракетная система «Are Light» сможет размещаться в тех же вертикальных пусковых установках, которые предназначены для противоракет. Таких «гнезд» в распоряжении ВМС

США насчитывается около 8500. Причем никто, кроме американских военнослужащих, не знает точно — размещены ли на данном корабле противоракеты, или же сосредоточено оружие «глобального мгновенного удара».

Гиперзвуковой прорыв: DARPA замахнулась на 20 М. Гиперзвуковой планер. Еще в 2003 г. агентство DARPA, главный «мозговой центр» американской оборонной промышленности, совместно с ВВС США объявили программу FALCON. В переводе с английского, эта аббревиатура расшифровывается как «Приложение силы при запуске с континентальной территории США».

Программа предусматривала разработку не только разгонных ступеней, но также и разработку гиперзвукового планера в интересах программы «Prompt global strike». Частью этой программы было создание беспилотного самолета HTV-3X на гиперзвуковых прямоточных двигателях.

Планер HTV-2 (Hypersonic Technology Vehicle-2), имеющий вид разрезанного по длине конуса, в апреле 2010 г. прошел летные испытания с помощью носителя «Минотавр IV» и достиг абсолютно баллистической скорости в 20 М.

В 2011 г. аппарат ANW (Advanced Hypersonic Weapon), в чем-то схожий с HTV-2, успешно стартовал в составе трехступенчатой разгонной системы с пусковой площадки на острове Кауаи Гавайского архипелага и достиг испытательного полигона им. Рейгана на атолле Кваджелейн.

Американские конструкторы параллельно идеологии гиперзвукового планера стали осуществлять разработку гиперзвуковых крылатых ракет — самодвижущихся аппаратов. Разработанная корпорацией «Боинг» ракета X-51 под названием «Вэйврайдер» благодаря своей конструкции может использовать для получения дополнительной подъемной силы энергию ударных волн гиперзвукового полета. Планируется принятие этой ракеты на вооружение в 2017 году.

Очевидно, что в обозримом будущем надежные гиперзвуковые технологии на основе ГПВРД со временем займут свое место не только в оборонной промышленности США, но и в целом ряде других стран.

Гиперзвуковой самолет. Оборонное научное агентство DARPA США приняло решение уско-

ритель разработку гиперзвуковых летательных аппаратов в ходе программы ИН, которая призвана решить технические проблемы гиперзвукового полета. Пентагон твердо придерживается позиции перспективности разработки гиперзвуковых систем оружия, непрекаемой способности гиперзвуковых технологий обеспечить военное доминирование США для решения общенациональных задач в сфере безопасности.

Первые полномасштабные испытания гиперзвукового самолета НХ (X-plane) намечены на 2016 г. Самолет будет запускаться ракетой-носителем, а после выполнения полетного задания — опускаться на Землю с помощью парашюта. Это позволит снизить технологические риски разработки, а также увеличить интенсивность тестирования перспективных систем [<http://www.cnews.ru/news/top/print.shtml?2012/07/12/496232>].

Гиперзвуковой полет на скорости 20 М позволяет доставить полезный груз в течение одного часа в любую точку планеты. Кроме того, нет необходимости использования неядерных баллистических ракет, пуск которых может спровоцировать ответный ядерный удар, да к тому же обнаруживается с достаточно большого расстояния.

Гиперзвуковые средства нападения и внешней разведки имеют более пологую траекторию движения, а также обладают способностью появляться в воздушном пространстве противника неожиданно, что позволяет без труда преодолевать любую систему ПВО. В рамках программы ИН намечены масштабные исследования гиперзвуковых технологий по пяти магистральным направлениям: системы теплозащиты, аэродинамика, наведение, навигация и управление движением, оборудование и двигатели.

При скорости 20 М самолет НХ нагреется до температуры, превышающей 2000 °С. Это соответствует температуре доменной печи. Таким образом, проблемы с нагревом и последующим разрушением обшивки весьма актуальны и являются основной причиной многих неудачных испытаний гиперзвуковой ракеты Х-51 и гиперзвукового бомбардировщика НТВ-2.

Конечной целью программы ИН является доведение до пригодного к серийному производству уровня технологий гиперзвукового полета. В ре-

зультате американские военные получают оружие глобального удара с невероятной дальностью стрельбы 37 тысяч километров. Это позволит США наносить удары со своей территории по объектам, находящимся в любой точке планеты. При этом нужно отметить, что ни одно современное средство ПВО не способно поразить ракету, летящую со скоростью 20 М. Исключение, пожалуй, составляют лишь лазеры FEL на свободных электронах мощностью свыше 1 МВт. Однако кроме США масштабную их разработку в настоящее время никто не ведет.

Праматерью всех крылатых ракет можно считать ракету V-1 с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем. Ойген Зингер мечтал о сверхдальнем антиподном ракетоплане-бомбардировщике. Вольф Троммсдорф отдавал предпочтение стратегической крылатой ракете с прямоточным двигателем. После войны по обе стороны «железного занавеса» были скопированы германской разработки ракета V-1 и баллистическая ракета V-2. Американцам всегда был ближе «авиационный» подход, что в конечном счете стало одной из основных причин первоначального отставания США в области баллистических технологий, несмотря на присутствие самого Вернера фон Брауна.

Именно поэтому, и именно в США, была построена фактически первая и единственная из когда-либо принятых на вооружение крылатых ракет SM-62 «Снарк» с межконтинентальным радиусом действия в 10000 км. Создавали ее в стенах корпорации «Нортроп Грумман». Она была беспилотным самолетом, выполненным по схеме «безхвостка». Этот аппарат можно было при необходимости даже вернуть с задания, конечно, если еще не произошел отстрел БЧ, и посадить на аэродром. Затем использовать повторно. «Снарк» стартовал с помощью ракетных ускорителей, затем включался авиационный турбореактивный двигатель, и ракета начинала свой путь к цели. За 80 км до нее, на высоте 18 км, от снаряда с помощью пиропатронов отстреливалась БЧ, штатно содержащая 4-мегатонный термоядерный боеприпас. Далее боеголовка следовала к цели по баллистической кривой, а оставшаяся часть ракеты разрушалась и превра-

щалась в облако обломков, которые могли также выполнять роль ложных целей для ПВО.

Самостоятельный полет снаряда обеспечивала, новаторская для того времени, астрокоррекция с помощью трех телескопов, нацеленных на разные звезды. В 1961 г. едва заступившие на боевое дежурство «Снарки» были сняты с вооружения как морально устаревшие. Военных не устраивал ни достигаемый советской системой ПВО потолок в 17000 м, ни скорость, которая не превышала средней скорости современного лайнера, так что путь к далекой цели занимал бы долгие часы. Немногим раньше был закрыт другой проект, даже не доживший до принятия на вооружение. Речь идет о сверхзвуковой крылатой ракете SM-64 «Навахо» (Navaho) межконтинентальной дальности (6500 км) производства компании «Норд Америкен Авиэйшн». Она использовала стартовые ракетные ускорители и прямоточный воздушно-реактивный двигатель для достижения скорости в 3700 км/час. Снаряд проектировался под термоядерную БЧ.

Постепенно сошла на нет тема пилотируемых орбитальных и суборбитальных ракетопланов, представленных у американцев проектами «Дайна-Соар» (Dyna Soar) и X-15, а в СССР — разработками КБ Мясищева, КБ Челомея и КБ Туполева, включая знаменитую «Спираль».

Однако в наши дни интерес к небаллистическому ракетному оружию межконтинентального радиуса действия стал с новой силой проявляться опять.

Беспилотные летательные аппараты. Особое место среди авиационных автономных технических средств занимают многороторные плоские многоцелевые воздушные платформы (импеллеры) — беспилотные летательные аппараты (БПЛА), предназначенные для размещения специальной наблюдательной аппаратуры — радаров, лидаров, фотоаппаратов, видеокамер — или же для доставки негабаритных грузов на большие расстояния.

Нельзя оставить без внимания также новый тип оружия на основе БПЛА — беспилотники-камикадзе. Компания MBDA представила оружие, разработанное в соответствии с концепцией развития перспективных беспилотных систем вооружения, сочетающих в себе как ударные,

так и разведывательные функции. Эти образцы поступят в серийное производство в течение ближайших 20 лет. Как утверждают аналитики, беспилотники-камикадзе во многом сформируют облик войн будущего.

И самое главное — беспилотники находятся в воздухе намного дольше, чем любой пилотируемый самолет (ведь операторы могут работать посменно). Это означает, что с точки зрения тактики боя над противником непрерывно находится и неусыпно следит за ним «недремлющее око» беспилотной машины. Таким образом, за один только вылет MQ-9 «Рипер» (Reaper) может поразить больше целей, чем, например, А-10С. Особенно в условиях асимметричной войны, когда противника необходимо выслеживать на протяжении многих часов. Эта машина отлично зарекомендовала себя не только во время боевых действий в Ираке, Афганистане, но и в охоте за террористами по всему миру.

Нет сомнения в том, что армии ударный БПЛА, безусловно, нужен. И прежде всего для принятия мер контртеррористической идеологии. Затем — в конфликтах более низкой интенсивности, где беспилотники становятся основным средством борьбы с минированием дорог, засадами и т. п. Будущее вырисовывается в создании сплошь автоматизированных военных систем как гораздо более быстродействующих и более надежных, чем живой солдат.

Таким образом, большие и средние БПЛА все острее и настойчивей требуют современных технологий спутниковой связи.

С этой целью беспилотники подключаются к системам автоматизированного планирования и поддержки миссий ВВС (AFMSS) путем подключения к тактической линии связи, например L-3, а в перспективе — к единой автоматизированной сети HART (Heterogeneous Air borne Reconnaissance Team). Все эти технологии сделают БПЛА достаточно устойчивыми против электронных средств борьбы.

К тому же параллельно осуществляется разработка современных инерциальных навигационных систем. В первую очередь, на основе микрогироскопов, которые в состоянии частично, или полностью, заменить спутниковые датчики GPS

Ku-диапазона, подверженные привнесенным искусственным помехам [<http://www.cnews.ru/reviews/index.shtml?2012/06/09/492754>].

Созданию автономных навигационных систем, не зависящих от спутниковых сигналов, начинает повсеместно уделяться все большее внимание.

Пентагон работает над рядом проектов по созданию микроспутников. Например, в проекте «Си Ми» (See Me) предполагается оперативное выведение на орбиту целого роя недорогих наноспутников, которые в состоянии обеспечить связь с БПЛА и наземными войсками. Для этих целей, кстати, можно использовать и беспилотный шаттл X-57B.

В настоящее время беспилотные летательные аппараты MQ-9 «Рипер» штатно вооружены ракетами класса «воздух-воздух» АТМ-9, которые предназначены не только для самообороны, но также для уничтожения вертолетов. При необходимости тяжелые БПЛА, например X-47B, могут быть вооружены более мощными ракетами, в частности AIM-120.

Первые прототипы российских ударных беспилотников поступят на вооружение армии уже 2020 г.

Беспилотные летательные аппараты со временем станут основной огневой поддержки сухопутных войск и смогут обеспечить молниеносное нанесение ударов, частично отодвинув на задний план артиллерию и тяжелые пилотируемые истребители.

Значительное расширение возможностей беспилотников на боевом дежурстве будет реализовано с помощью многоцелевых БЧ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

В системах управления ракетами-носителями (РН) широкое применение нашли так называемые поплавковые гироскопы, конструктивно лишенные основных недостатков «сухих» приборов — значительного по величине (и, главное, непостоянного) момента сил сухого трения на выходной оси, а также недопустимо высокой чувствительности к ударным и вибрационным воздействиям, особенно нежелательных для интегрирующих гироскопов. Отличительной особенностью поплавковых модификаций ста-

ло наличие погруженной в тяжелую фторорганическую (удельный вес 1.9 Н/м^3) или хлорорганическую (удельный вес 2.7 Н/м^3) жидкость подвижной части прибора. Гироскоп располагается в герметичном, заполненном гелием или водородом, цилиндрическом поплавке, который продольными цапфами устанавливается в наружном, также герметичном, коаксиальном круговом цилиндре, выполняющем роль корпуса прибора. Опоры подвижной части в некоторых случаях изготавливаются из камней [5, 9, 10].

Такое техническое решение характерно для целого ряда конструкций. Плавающие приборы, в отличие от поплавковых, не имеют остаточного веса.

Зазор между цилиндрической частью кожуха и корпусом весьма мал и составляет приблизительно 0.2 мм в радиальном направлении. Большая вязкость жидкости и малая величина рабочего зазора позволяют достичь требуемого коэффициента демпфирования в интегрирующем гироскопе.

В плане решаемой проблемы самым уязвимым элементом конструкции РН к постоянно изменяющимся требованиям пусковых услуг является головной аэродинамический обтекатель (ГАО), в подобтекательном пространстве (ПП) которого размещается космический аппарат (КА). Происходящие динамические изменения в спектре КА, планируемых для выведения на орбиту, приводят к тому, что, с одной стороны, увеличиваются абсолютные значения массы КА, вплотную приближаясь к нижней границе возможностей РН тяжелого класса, а с другой — растет удельный вес задач по доставке КА на высокие орбиты.

Таким образом, оставляя неизменной саму идею взвешивания гироскопа, актуальной представляется задача уточнения теории поплавковых гироскопов, которая позволила бы не только объяснить и описать аналитически уже известное, но и очертить круг прикладных задач анализа и синтеза поплавковых приборов с оптимальными функциональными свойствами и минимальными погрешностями измерений механических величин при летной эксплуатации РН. Для этого, прежде всего, необходимо обосновать выбираемую геометрию, массогабаритные характеристики и динамические свойст-

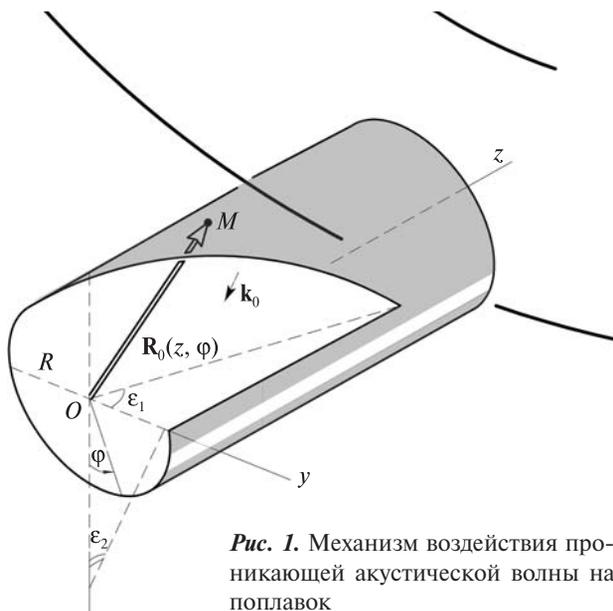


Рис. 1. Механизм воздействия проникающей акустической волны на поплавок

ва основного элемента подвеса — поплавок. И здесь на первый план выступают задачи учета вязко-упругих свойств поверхности поплавка при взаимодействии с прошедшей внутрь акустической волной, образование пузырьков в жидкости, их динамика в звуковых полях и влияние на погрешность измерений [1, 6].

В качестве кинематического возмущения логично рассмотреть угловое движение РН относительно ее центра масс, передающееся гироскопу, как известно, через опоры подвеса.

Акустическим воздействием является аэродинамический шум маршевых двигателей РН. Это возмущение, в отличие от кинематического, проходит внутрь не только через опоры подвеса, но и через корпус прибора и окружающую среду.

Представляется целесообразным все дальнейшие рассуждения строить, ориентируясь на конкретную техническую реализацию серийно выпускаемого авиационной промышленностью поплавкового прибора. Например, на унифицированный гироскопический датчик угловых скоростей класса ДУСУ2-6АС, предназначенный для использования в летальных аппаратах длительного действия.

Помимо самостоятельного интереса, кинематическое и акустическое воздействия формируют широкий круг актуальных прикладных задач

анализа и синтеза инерциальных систем в плане изучения природы их совместного проявления. К слову сказать, такой подход оправдан и в том смысле, что в большей степени соответствует эксплуатационным условиям ЛА [3, 4]. Так, например, в момент старта тяжелых носителей класса «Протон», «Зенит», «Циклон-4» или «Маяк», либо при выполнении операций разделения и разведения при старте с орбитальной ступени АКС на ракете-носителе одновременно выполняются как операции вывода на номинальный режим работы разгонных блоков двигательных установок, так и построение опорной системы координат (или предусмотренных тактическими задачами системы ориентирных направлений). Аналогичные процедуры выполняются при решении маршевых задач ближнего космоса по доставке КА на заданную орбиту (или перевод с опорной на геостационарную).

Сосредоточим внимание на упруго-напряженном состоянии поплавкового подвеса при летной эксплуатации. В качестве возмущающих факторов ограничимся рассмотрением проникающего акустического излучения и углового движения корпуса РН. Генерируемая в поверхности подвеса гироскопа акустическая вибрация на качающемся основании будет порождать возмущающие моменты эйлеровых сил инерции, приводящие к упруго-напряженному состоянию поверхности, что будет восприниматься прибором как полезный сигнал. Это очертит дополнительную погрешность измерений.

ПОГРЕШНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНОГО СЕНСОРА В ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЯХ

Проникающее акустическое излучение. Схему воздействия звуковых волн представим в виде, изображенном на рис. 1.

Звуковое давление в падающей волне примем равным

$$P_1 = P_{10} \exp i[\omega t - \mathbf{k}_0 \mathbf{R}_0(z, \varphi)], \quad (1)$$

где P_{10} — давление в падающей волне, $\mathbf{k}_0 = \mathbf{n} \frac{\omega}{c}$ — волновой вектор, c — скорость звука, \mathbf{n} — единичный вектор направления распространения волны, \mathbf{R}_0 — радиус-вектор точки поверхности поплавка.

С учетом принятых на схеме обозначений, принимая также для простоты равными по величине углы падения, отражения и прошедшей волн, звуковые давления можно записать в виде

$$P_1 = P_{10} \exp i[\omega t - k_0(R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)], \quad (2)$$

$$P_2 = P_{20} \exp i[\omega t - k_0(-R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)], \quad (3)$$

$$P_3 = P_{30} \exp i[\omega t - k_0(R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)], \quad (4)$$

Упругие перемещения поверхности подвеса в среднем шпангоуте. Диффузное поле. Эксплуатационным условиям ЛА адекватно соответствует диффузная структура звукового поля. В этом случае перенос звуковой энергии равновероятен под всеми углами падения.

Максимальные значения упругих перемещений поверхности подвеса в среднем шпангоуте представлены в таблице.

Вычисления показали, что максимальные упругие перемещения при $P_{10} = 400 \text{ Н/м}^2$ составляют 9.8 нм в направлении протяженности

Максимальные значения упругих перемещений $U_{z\max}$ вдоль протяженности подвеса, $U_{\phi\max}$ вдоль параллели и W_{\max} в плоскости среднего шпангоута

$\omega, \text{с}^{-1}$	Упругие перемещения			
	$P_{10} = 100 \text{ Н/м}^2$	$P_{10} = 200 \text{ Н/м}^2$	$P_{10} = 300 \text{ Н/м}^2$	$P_{10} = 400 \text{ Н/м}^2$
Перемещения $U_{z\max}$				
600	2.444	4.888	7.332	9.776
1200	1.665	3.33	4.995	6.66
1800	0.9223	1.8446	2.7669	3.6892
2400	0.5072	1.0144	1.5216	2.0288
3000	0.3764	0.7528	1.1292	1.5056
3600	0.3449	0.6898	1.0347	1.3796
4200	0.3075	0.615	0.9225	1.23
4800	0.265	0.53	0.795	1.06
5400	0.2361	0.4722	0.7083	0.9444
6000	0.2163	0.4326	0.6489	0.8652
Перемещения $U_{\phi\max}$				
600	13.84	27.68	41.52	55.36
1200	14.05	28.1	42.15	56.2
1800	14.25	28.5	42.75	57
2400	14.36	28.72	43.08	57.44
3000	14.38	28.76	43.14	57.52
3600	14.37	28.74	43.11	57.48
4200	14.37	28.74	43.11	57.48
4800	14.36	28.72	43.08	57.44
5400	14.34	28.68	43.02	57.36
6000	14.32	28.64	42.96	57.28
Перемещения W_{\max}				
600	30	60	90	120
1200	29.86	59.72	89.58	119.44
1800	29.71	59.42	89.13	118.44
2400	29.58	59.16	88.74	118.32
3000	29.48	58.96	88.44	117.92
3600	29.41	58.82	88.23	117.64
4200	29.33	58.66	87.99	117.32
4800	29.24	58.48	87.72	116.96
5400	29.15	58.3	87.45	116.6
6000	29.04	58.08	87.12	116.16

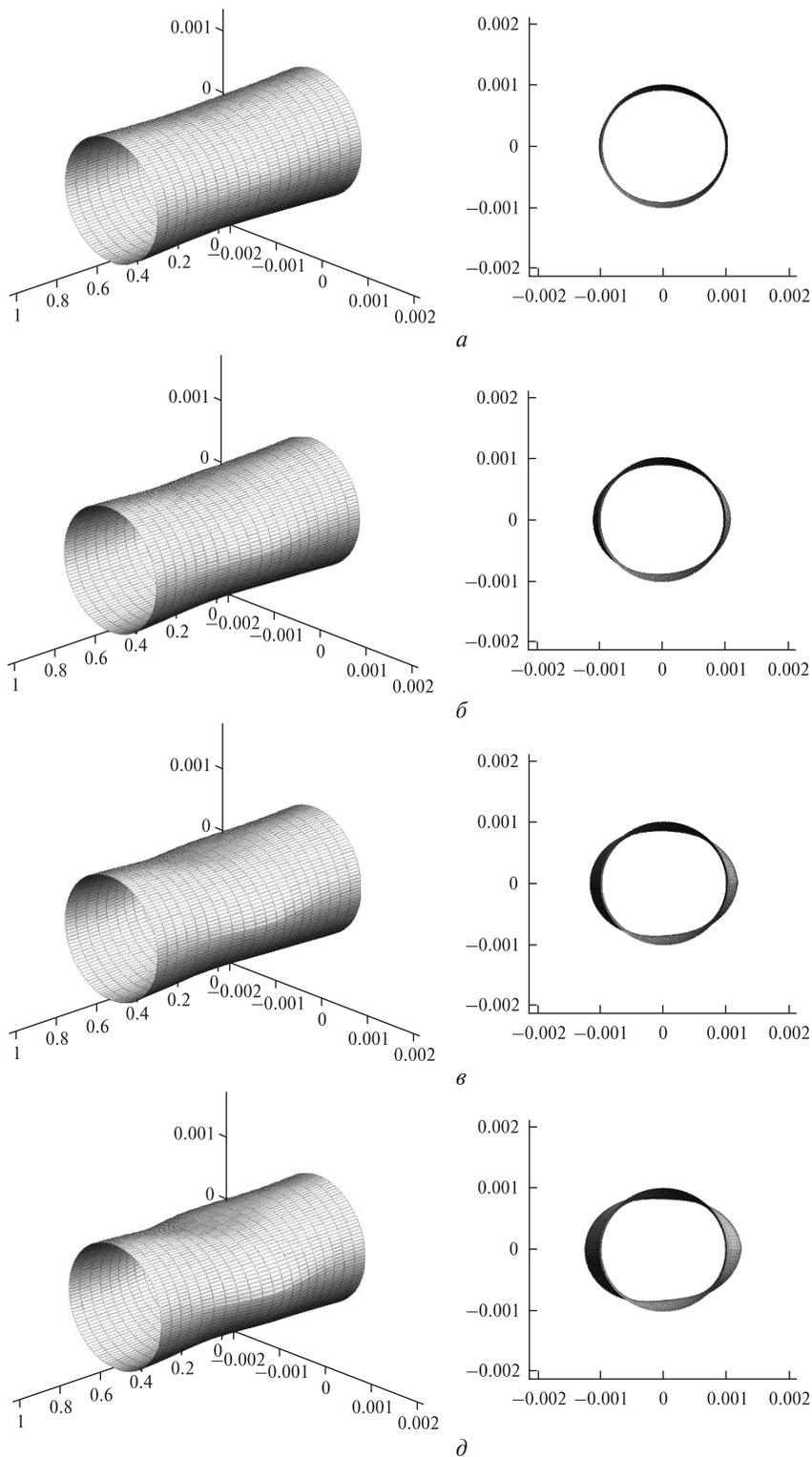


Рис. 2. Упруго-напряженное состояние поверхности подвеса в диффузном поле в аксонометрии и во фронтальной плоскости: а) $P_{10} = 100 \text{ Н/м}^2$, б) $P_{10} = 200 \text{ Н/м}^2$, в) $P_{10} = 300 \text{ Н/м}^2$, д) $P_{10} = 400 \text{ Н/м}^2$

подвеса, 57.5 нм вдоль параллели и 120 нм в радиальном направлении. При звуковом давлении 100 Н/м² они ограничены значениями 2.4, 14.4 и 30 нм соответственно.

Если при $P_{10} = 400$ Н/м² в случае диффузного поля максимальные значения упругих перемещений вдоль протяженности уменьшились на 9 нм, а в окружном направлении — на 4 нм, то в поперечной плоскости увеличились на 67 нм. В свою очередь, при $P_{10} = 100$ Н/м² они уменьшились на 2.3 нм вдоль протяженности и на 0.1 нм вдоль параллели, но увеличились на 26.6 нм в радиальном направлении.

Внешний вид подвеса в диффузном поле изображен на рис. 2 для четырех значений избыточно-го давления при частоте излучения $\omega = 3000$ с⁻¹.

Вполне понятно, что рассматривая нестационарную задачу следует ввести множитель $\exp i\omega t$, что изменит картину упругих перемещений, придав ей периодический характер во времени.

Координатные функции подвеса. В случае *циклического* ($k \geq 2$) нагружения, координатные функции будут иметь вид

$$U_z(t, z, \varphi) = 4 \int_{\varepsilon_1=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\varepsilon_2=0}^{\frac{\pi}{2}} \left\{ \sum_{k=2}^{\infty} [a_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \sin z] \right\} \times \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 d\varepsilon_1 d\varepsilon_2, \quad (5)$$

$$U_\varphi(t, z, \varphi) = 4 \int_{\varepsilon_1=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\varepsilon_2=0}^{\frac{\pi}{2}} \left\{ \sum_{k=2}^{\infty} [b_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \sin z] \right\} \times \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 d\varepsilon_1 d\varepsilon_2, \quad (6)$$

$$W(t, z, \varphi) = 4 \int_{\varepsilon_1=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\varepsilon_2=0}^{\frac{\pi}{2}} \left\{ \sum_{k=2}^{\infty} [c_k^{(1)}(t) z^4 (1-z)^4 \cos k\varphi \cos z + c_k^{(2)}(t) z^4 (1-z)^4 \sin k\varphi \sin z] \right\} \times \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 d\varepsilon_1 d\varepsilon_2. \quad (7)$$

В случае осесимметричного нагружения ($k = 1$), координатные функции изменятся:

$$U_z(t, z, \varphi) = 4 \exp i\omega t \int_{\varepsilon_1=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\varepsilon_2=0}^{\frac{\pi}{2}} [a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \times \cos \varphi \cos z + a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin \varphi \sin z] \times \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 d\varepsilon_1 d\varepsilon_2, \quad (8)$$

$$U_\varphi(t, z, \varphi) = 4 \exp i\omega t \int_{\varepsilon_1=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\varepsilon_2=0}^{\frac{\pi}{2}} [b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \sin \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \cos \varphi \sin z] \times \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 d\varepsilon_1 d\varepsilon_2, \quad (9)$$

$$W(t, z, \varphi) = 4 \exp i\omega t \int_{\varepsilon_1=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\varepsilon_2=0}^{\frac{\pi}{2}} [c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos \varphi \cos z + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \sin \varphi \sin z] \times \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 d\varepsilon_1 d\varepsilon_2. \quad (10)$$

Угловое движение ракет-носителей. Угловую скорость РН можно представить в виде разложения по ортам $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3$ осей $O\eta_1, O\zeta$ и Ox

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{e}_1 \dot{\varphi} + \mathbf{e}_2 \dot{\psi} + \mathbf{e}_3 \dot{\theta}$$

или в проекциях на оси, связанные с корпусом РН:

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{e}^x \omega_x + \mathbf{e}^y \omega_y + \mathbf{e}^z \omega_z.$$

В случае наземного старта с открытых стартовых позиций (оси $O\xi\eta\zeta$ неподвижны), проекции угловой скорости на оси $Oxuz$, связанные

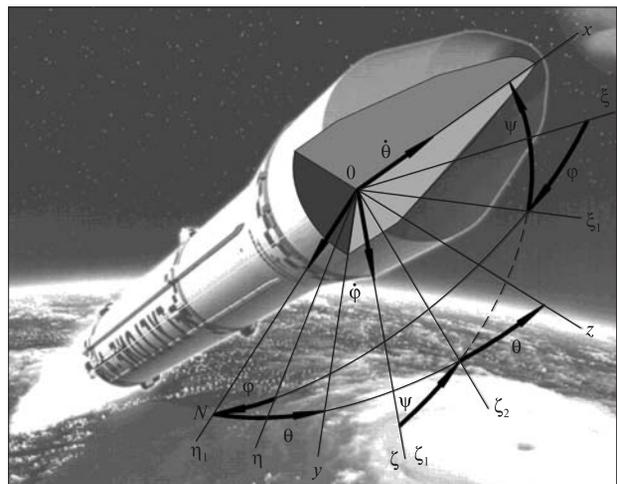


Рис. 3. Ракета-носитель «Циклон-4». Открытые стартовые позиции. Схема углов поворота корпуса ракеты: φ — угол рыскания, ψ — угол тангажа, θ — угол крена

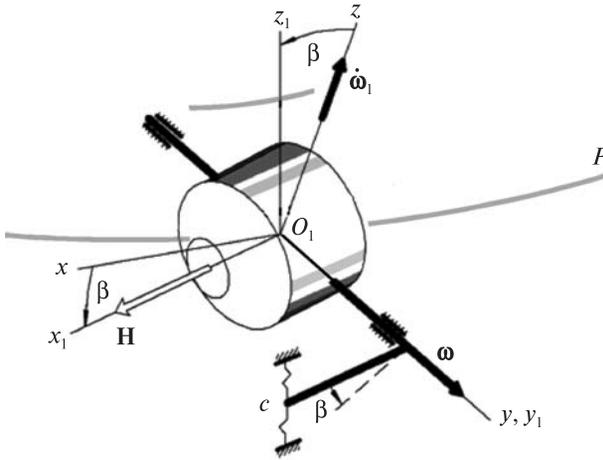


Рис. 4. Природа появления дополнительного ускорения $\dot{\omega}_1^a(t)$

с корпусом РН, будут определяться формулами (рис. 3):

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\theta} - \dot{\phi} \sin \psi, \quad \omega_{x_1} = \omega_x \cos \beta - \omega_z \sin \beta, \\ \omega_y &= \dot{\phi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta, \quad \omega_{y_1} = \omega_y + \dot{\beta}, \\ \omega_z &= \dot{\phi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta, \\ \omega_{z_1} &= \omega_x \sin \beta + \omega_z \cos \beta, \end{aligned} \quad (11)$$

где $\theta = \theta(t)$, $\psi = \psi(t)$, $\phi = \phi(t)$.

Если старт осуществляется с орбитальной ступени (либо с платформы мобильного базирования), необходимо предварительно угловую скорость ее движения разложить по осям $O\xi\xi_1\zeta$. Это в равной степени относится и к случаю, когда возникает необходимость учета угловой скорости суточного вращения Земли.

Полагаем, что углы ψ и θ , а также их производные по времени достаточно малы. Угловую скорость рыскания представим в наиболее общем виде, предполагая движение по программной траектории:

$$\dot{\phi} = \omega_0 + \omega_z, \quad (12)$$

где ω_0 — постоянная величина, измеряемая датчиком угловых скоростей, например при выполнении циркуляции РН, а $\omega_z \ll \omega_0$ — малое возмущение этой угловой скорости.

Очевидно, что составляющие $(\omega_x)_{x_1}$ и $(\omega_z)_{x_1}$ не будут оказывать влияния на погрешность

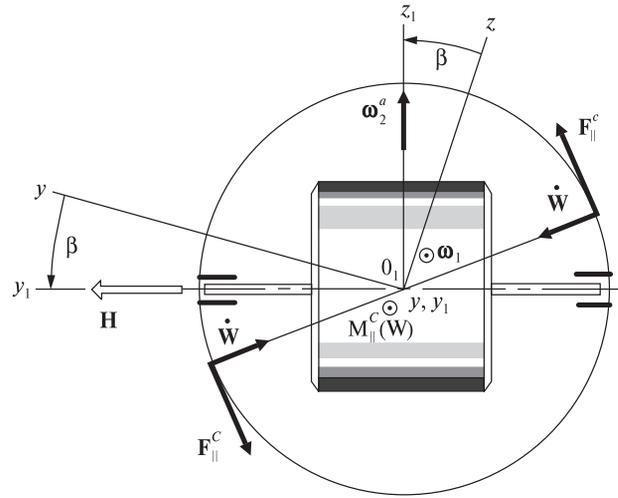


Рис. 5. Природа совместного действия акустического излучения и углового движения корпуса РН на двухступенчатый поплавковый гироскоп

гироскопа, так как совпадают по направлению с осью фигуры. В то же время кинематические возмущения $(\omega_x)_{z_1}$ и $(\omega_z)_{z_1}$ приведут к дополнительной погрешности измерений $\omega_1^a(t)$ (рис. 4):

$$\begin{aligned} \omega_1^a(t) &= \frac{2}{HR} [(\dot{\theta} - \dot{\phi} \sin \psi) \sin \beta + \\ &+ (\dot{\phi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta) \cos \beta] \times \\ &\times \{I_n [\dot{V}(t) + \pi \dot{W}(t)] + m_T RL \dot{W}_T(t)\}. \end{aligned} \quad (13)$$

Векторы угловой скорости $\omega_1^a(t)$ и углового ускорения $\dot{\omega}_1^a(t)$ направлены вдоль выходной оси прибора.

Анализ показывает, что угловая скорость ω_y корпуса ракеты при акустической вибрации торцов поплавка приводит к винтовому движению, что само по себе является положительным фактором, так как уменьшает сухое трение на выходной оси.

Но в совокупности с упругими радиальными перемещениями $\dot{W}(t)$ боковой поверхности поплавка угловая скорость ω_y приведет к появлению момента сил инерции Кориолиса и, естественно, к возникновению угловой скорости ω_2^a , направленной параллельно входной оси (оси чувствительности) прибора (рис. 5):

$$\omega_2^a = \frac{4I_n}{HR} (\dot{\phi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta) \dot{W}(t). \quad (14)$$

Тангенциальные упругие перемещения $V(t)$ боковой поверхности при наличии угловой скорости ω_y приведут к появлению сил инерции Кориолиса, линии действия которых пересекают центр подвеса и, таким образом, возмущающего момента не создают.

В итоге угловое движение РН со скоростями ω_x и ω_y будет способствовать нежелательному воздействию акустической вибрации на показания прибора в виде появления дополнительного углового ускорения $\dot{\omega}_1^a(t)$ относительно выходной оси. В свою очередь, угловая скорость ω_y корпуса ракеты будет подчеркивать только радиальные упругие перемещения боковой поверхности поплавка $W(t)$ и имитировать тем самым наличие входной величины ω_2^a , будучи в действительности «ложной».

ВЫВОДЫ

Представленные результаты раскрывают природу появления эйлеровых сил инерции, действующих на импедансную поверхность поплавкового подвеса гироскопа. Эти силы служат причиной появления дополнительных погрешностей инерциальных сенсоров при летной эксплуатации.

Угловое движение РН осуществляет избирательность акустической вибрации поверхности подвеса, что приводит к появлению систематической девиации (либо систематического дрейфа) оси фигуры.

1. Анфимов Н. А., Синельщиков М. В., Суворов В. В., Цымбалюк М. М. Методология формирования целевой программы пилотируемого космического комплекса (ПКК) // Сб. тр. Первой украинской конференции по перспективным космическим исследованиям. — Киев, 2001. — С. 11—15.
2. Даэр И. Колебания корпуса космического аппарата под действием шума ракетных двигателей // Случайные колебания / Пер. с англ. под ред. С. Крендела. — М.: Мир, 1967. — С. 192—211.

3. Карачун В. В., Мельник В. Н. Инерциальный указатель направления. Абсолютно твердый и импедансный подвес. — К.: «Корнейчук», 2013. — 128 с.
4. Мельник В. Н. Особенности циклического нагружения оболочек // Авіаційно-космічна техніка і технологія. — 2007. — № 8 (44). — С. 56—59.
5. Сломьянский Г. А., Прядилов Ю. Н. Поплавковые гироскопы и их применение. — М.: Оборонгиз, 1958. — 378 с.
6. Тимошенко В. И., Гусынин В. П. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных систем // Космічна наука і технологія. — 1999. — 5, № 1. — С. 78—89.
7. Феодосьев В. И., Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику: Уч. пособие. — М.: Оборонгиз, 1960. — 531 с.
8. Фокс Вильямс Д. Е. Шум высокоскоростных ракет // Случайные колебания / Пер. с англ. под ред. С. Крендела. — М.: Мир, 1967. — С. 45—49.
9. Фридлендер Г. О. Инерциальные системы навигации: Уч. пособие. — М.: Физматгиз, 1961. — 435 с.
10. Ягодкин В. В., Хлебников Г. А. Гироскопы баллистических ракет: Уч. пособие. — М.: Воениздат, 1967. — 197 с.

Стаття надійшла до редакції 05.03.13

V. V. Karachun, V. M. Mel'nick, M. F. Kalinina

ГПЕРЗВУКОВИЙ ПРОРИВ: ПЕРСПЕКТИВИ І ПРОБЛЕМИ

Аналізується стан розвитку в світі гіперзвукових технологій, перспективи цієї галузі для вирішення задач освоєння космосу, оборонної галузі, антитерористичних заходів тощо. Звертається увага на надзорські експлуатаційні умови, проблеми навігації і керування рухом.

V. V. Karachun, V. N. Mel'nick, M. F. Kalinina

HYPERSOUND BREACH: PROSPECTS AND PROBLEMS

We discuss the state of the development of hypersound technology in the world and the prospects of this industry for the space exploration, defensive industry, counterterrorist measures and for others like that. Attention is given to ultra-hard operating terms as well as to some problems of navigation and traffic control.