

ВВЕДЕНИЕ

Проблема устойчивости жидкостных ракет и космических аппаратов унаследована ракетно-космической техникой от двух источников: устойчивости крылатых летательных аппаратов (ЛА), как пилотируемых, так и беспилотных (крылатых ракет), и устойчивости неуправляемых реактивных снарядов. Поэтому естественно, что конструкторы первых жидкостных ракет руководствовались принципами, выработанными в авиации, а в какой-то мере — и в полевой реактивной артиллерии. Некоторые из этих принципов были использованы при разработке в Германии в конце второй мировой войны первой баллистической ракеты с ЖРД А-4. Ее более известное название V-2 — пропагандистское, придуманное Геббельсом (от слова Vergeltungswaffe — «Оружие возмездия»).

При дальнейшем развитии ракетной, а затем — и ракетно-космической техники (РКТ) целый ряд конструкторских решений пришлось пересмотреть. Не последнюю роль в этом сыграла проблема обеспечения устойчивости движения. Практически она вылилась в борьбу с новыми формами неустойчивости, появлявшимися при разработке все более мощных объектов РКТ. Это породило целый комплекс проблем, рассмотрению которых посвящен настоящий препринт.

Чтобы проследить генезис этих проблем, целесообразно рассмотреть аналогичные по многим внешним признакам (а иногда — и по физической природе) явления, наблюдавшиеся в авиации на различных этапах ее развития.

Предварительно уместно напомнить о некоторых понятиях, связанных с устойчивостью ЛА. Начнем с простейшей формы неустойчивости. Это явление, аналогичное тому, которое мы наблюдаем у вертикально расположенного маятника, центр масс которого расположен выше оси подвеса. Борьба с такого рода неустойчивостью научились еще на заре развития авиации. Конструкторы

первых ЛА, действительно способных летать, снабжали их с этой целью дополнительным оперением (как правило, хвостовым).

Значительно более сложной оказалась проблема так называемой динамической неустойчивости. Последняя проявляется в колебаниях ЛА с нарастающей амплитудой относительно одной, двух, а иногда — и всех трех строительных осей. Особенно опасный характер носит явление вращения ЛА вокруг оси, близкой к продольной, эквивалентное колебаниям в двух плоскостях, с одновременным, почти вертикальным, снижением ЛА — так называемый штопор. Здесь мы имеем сочетание статической и динамической неустойчивости. В первое десятилетие становления авиации это грозное явление унесло жизни многих пилотов, так как никаких методов вывода из штопора самолета, сорвавшегося в него при превышении критического угла атаки, тогда не существовало.

Честь разработки такого метода принадлежит русскому военному летчику Константину Арцеулову. Первый в мире документально зафиксированный факт преднамеренного ввода самолета в штопор и вывода из него имел место в сентябре 1916 года, когда К. Арцеулов проделал этот маневр на своем самолете «Ньюпор 21». Подробности этой истории описаны в книге заслуженного летчика-испытателя СССР, Героя Советского Союза, доктора технических наук Марка Галлая (*Галлай М.Л. Жизнь Арцеулова*. М.: Политиздат, 1985).

Однако еще долгие годы приходилось сталкиваться по мере развития авиационной техники с новыми опасными формами штопора, вывод из которого оказывался иногда невозможным. В частности, это относится к так называемому «плоскому штопору». Именно к этой коварной разновидности штопора были склонны американские истребители фирмы Белл «Аэрокобра» (Р-39) и «Кинг Кобра (Р-63)», поставлявшиеся США по ленд-лизу в СССР во время Великой Отечественной войны (на первом из них летал наш знаменитый летчик-истребитель, будущий трижды Герой Советского Союза А.И. Покрышкин).

Чтобы подтвердить справедливость соответствующих рекламаций, предъявленных фирме «Белл», был командирован в США летчик-испытатель инженер-полковник (впоследствии — Герой Советского Союза) А.Г. Кочетков. На глазах собравшихся многочисленных американских авиационных специалистов он осуше-

ствил преднамеренный срыв самолета (это был Р-63) в штопор, который сразу же перешел в плоский, и продемонстрировал невозможность вывода самолета из этого режима, после чего сумел покинуть самолет с парашютом (заметим, что это само по себе было подвигом, так как никаких катапультируемых кресел в то время не существовало). Помимо восторженной встречи зрителями (а они знали толк в такого рода делах!) благополучно приземлившийся герой дня был удостоен специальной награды фирмы Ирвинг, вручаемой людям, воспользовавшимся разработанным ею парашютом в аварийной ситуации (золотой значок, имеющий форму червячка).

С проблемой вывода из штопора пришлось столкнуться при испытаниях первых отечественных реактивных самолетов со стреловидным крылом, в частности, Ла-15. Особенно сложная штопорная ситуация, едва не кончившаяся катастрофой, возникла при испытании в декабре 1953 года американским летчиком-испытателем Чаком Игером экспериментального самолета с ЖРД фирмы Белл (снова эта фирма!) X-1А. Только исключительно высокое летное мастерство (Игер был одним из лучших военных летчиков-испытателей США, первым в мире превысившим при одном из экспериментальных полетов скорость звука) позволило ему выйти из аварийной ситуации (см. книгу *Yeager C. Autobiography General Chuck Yeager*. Leo & Janos. Bantam books.: Toronto, N. Y., 1986).

Говоря о различных формах динамической неустойчивости, следует упомянуть о классической боковой неустойчивости, проявляющейся в совместных колебаниях в плоскостях крена и рыскания ЛА, статически нейтрального в плоскости крена и статически устойчивого в плоскости рыскания. Полное драматизма описание этого явления, возникшего при испытаниях американского экспериментального самолета с ЖРД и ТРД *Скайрокет* фирмы Дуглас гражданским коллегой Игера Уильямом Бриджменом можно найти в его книге, переведенной на русский язык (*Бриджмен У., Азар Ж. Один в бескрайнем небе*. М.: Изд. Мин. обороны СССР, 1959). К сожалению, впоследствии Бриджмен погиб при проведении совершенно заурядного испытательного полета.

Возникает следующий вопрос: что общего между всеми описанными формами неустойчивости ЛА? Ответ на него таков: наличие неконсервативных аэродинамических сил, возрастающих при увеличении скорости полета, так называемых циркуляционных,

зависящих от углов атаки и скольжения, и сил с отрицательной диссипацией, зависящих от некоторых из компонентов угловой скорости. Все эти силы являются нелинейными, что может приводить в случае динамической неустойчивости к колебаниям с конечной, но недопустимо большой амплитудой. Большую роль в создании теории этих сложных явлений сыграли исследования отечественных ученых В.В. Пышнова, В.С. Ведрова и многих других. Следует подчеркнуть, что во всех случаях, описанных выше, ЛА мог рассматриваться как твердое, абсолютно жесткое тело (в дальнейшем — просто «жесткое тело»).

В тридцатые годы прошлого века пришлось, однако, столкнуться с новым, чрезвычайно опасным, видом динамической неустойчивости, связанным с упругими деформациями элементов конструкции, прежде всего — крыла. Это явление получило название флаттера (от английского слова *flutter* — трепетать). Оно всегда наблюдалось при превышении некоторой критической скорости полета и приводило к почти мгновенному (в течение нескольких секунд) разрушению конструкции ЛА.

Физическая природа флаттера более сложна, чем динамическая неустойчивость КА как жесткого тела. Это явление объясняется весьма тонкими процессами взаимодействия упруго деформирующихся элементов конструкции с набегающим потоком, изучение которых породило новое направление в механике сплошных сред — аэроупругость.

Характерной особенностью «классического» (не «срывного») флаттера является то, что для его возникновения требуется наличие по крайней мере двух колебательных степеней свободы (изгибно-крутильный флаттер крыла, изгибно-рулевой флаттер хвостового оперения — с изгибом фюзеляжа и отклонением руля высоты), причем наиболее критическая ситуация складывается при равенстве собственных частот соответствующих парциальных систем. Каждый из этих случаев можно интерпретировать как динамическую неустойчивость системы, статически устойчивой по обобщенным координатам.

Особо следует сказать о первом летном испытании самолета на флаттер, проведенном в конце трагических для нашей страны тридцатых годов молодым тогда еще летчиком-испытателем (будущим Героем Советского Союза), который уже упоминался выше в связи

с его книгой об Арцеулове, Марком Галлаем (см. книгу *Галлай М.Л. Через невидимые барьеры*. М.: Изд. ЦК ВЛКСМ «Молодая Гвардия», 1960).

Этот уникальный летный эксперимент, сопряженный со смертельным риском, который удалось успешно провести благодаря тщательной инженерной подготовке и высокому летному мастерству пилота, дал бесценную информацию для проверки теории флаттера и разработки противифлаттерных конструктивных решений.

Теория флаттера, основы которой в нашей стране были заложены М.В. Келдышем, Е.П. Гроссманом и другими выдающимися учеными, продолжает развиваться и совершенствоваться и в наши дни, поскольку каждый новый этап развития авиации, как военной, так и гражданской, грозит рецидивом этого грозного явления.

С серьезными проблемами устойчивости пришлось столкнуться при создании первых вертолетов, в частности, с так называемым «земным резонансом», однако их рассмотрение выходит за рамки настоящего обзора.

Переходя к истории становления и развития РКТ, можно констатировать определенную преемственность проблем, связанных с различными видами неустойчивости автоматически управляемых объектов РКТ, и перечисленных выше проблем, характерных для пилотируемых и непилотируемых объектов авиационной техники. Однако в РКТ появились новые специфические формы неустойчивости, связанные с подвижностью жидкости, частично заполняющей баки, и упругими деформациями элементов конструкции. Все это выдвинуло на повестку дня ряд новых задач, относящихся как к объектам регулирования, так и к системам управления. Основные фрагменты истории решения этих задач, изобиловавшей не только выдающимися успехами, но и серьезными просчетами, будут изложены ниже.

1. О ПРОБЛЕМАХ УСТОЙЧИВОСТИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ

Начнем снова со статической устойчивости. На первой баллистической ракете с ЖРД А-4 эта проблема была решена традиционным (не оправданным в данной ситуации, как выяснилось в дальнейшем) способом, а именно, с помощью весьма громоздкого хвостового оперения. Возможно, что ее главного конструктора фон Брауна вдохновил на это решение опыт его отдаленных германских предков, сражавшихся с древними римлянами, применявших, как, впрочем, и их противники, стрелы, снабженные оперением, обеспечивающим устойчивость. То, что это предположение имеет под собой почву, ясно из немецкого термина «pfeilstabil», то есть «стре-лоустойчивый».

Следует заметить, что когда фон Браун много лет спустя получил возможность заняться реализацией своих идей космических полетов — разработкой тяжелой ракеты-носителя *Сатурн-5*, явившейся основным элементом американской программы пилотируемых полетов к Луне, то он сохранил на ее первой ступени только рудиментарные остатки хвостового оперения (см. книгу *Braun W. Von. Bemannte Raumfahrt*. S. Fischer Verlag. Frankfurt am Main, 1968). Вероятно, стоит отметить, что космические идеи фон Брауна послужили причиной обвинения его и некоторых его коллег в саботаже, когда в марте 1944 года их арестовало гестапо. Тем не менее, как показали дальнейшие события, знакомство с этой компетентной организацией не отбило у него охоты к техническому инакомыслию (здесь напрашивается определенная аналогия, которая, вероятно, не ускользнет от вдумчивых читателей).

То же хвостовое оперение, что и на А-4, было повторено на первых отечественных баллистических ракетах Р-1 и Р-2. В дальнейшем от него практически отказались, полностью возложив функции обеспечения устойчивости, как статической, так и динамической, на автомат стабилизации, что было вполне естественно

(наличие небольшого хвостового оперения у баллистической ракеты Р-12 было исключением).

Некий аналог собственно (статически) устойчивых управляемых объектов появился много лет спустя в образе искусственных спутников Земли (ИСЗ) и космических аппаратов (КА) с одноосной ориентацией, стабилизированных вращением (гироскопическая стабилизация). О некоторых специфических проблемах устойчивости такого рода объектов речь пойдет впереди.

Обратимся теперь к некоторым проблемам динамической устойчивости (в дальнейшем — просто «устойчивости») жидкостных ракет, как тел переменной массы, при их движении на активном участке полета. Рассмотрим сначала устойчивость в плоскостях стабилизации (наибольшую опасность представляют колебания в плоскостях тангажа и рыскания). Здесь, как и в авиационной технике, имели место две различные ситуации: неустойчивость объектов со сравнительно малым относительным удлинением корпуса (скажем, с длиной, превышающей диаметр меньше, чем на порядок) и неустойчивость объектов с существенно более длинным корпусом.

В первом случае можно при исследовании устойчивости считать объект жестким телом (как в авиационной технике при математическом моделировании штопора и боковой динамической неустойчивости). Во втором случае такая концепция непригодна, так как доминирующую роль в формировании динамического портрета системы играют упругие изгибные или (реже) — крутильные деформации корпуса, а в некоторых случаях — и упругость подвески маршевого двигателя (двигателей). Напряженно-деформированное состояние корпуса в возмущенном движении таково, что в первом приближении его можно описать, используя в качестве математической модели уравнения изгиба в двух плоскостях и кручения простой балки.

Обе упомянутые модели можно рассматривать независимо, только если спектры частот собственных колебаний жидкости в баках и доминантных форм упругих колебаний корпуса не пересекаются. Неустойчивые упругие колебания корпуса носят при этом такой же характер, как флаттер (см. введение). Под категорию объектов, для которых наблюдается подобная ситуация, попадают ракеты-носители с большим удлинением корпуса, как, например, отечественные носители 63-С1 и 8К 78.

Каждый из двух классов неустойчивости можно, в свою очередь, разделить на два подкласса: собственную неустойчивость, не связанную с работой системы автоматического управления (стабилизации), и неустойчивость замкнутой системы объект — регулятор, связанную с взаимодействием этой системы (автомата стабилизации) и самого объекта.

Рассмотрим подробнее физическую природу всех этих видов неустойчивости, следуя аналогии с авиационной техникой, не придерживаясь пока исторического аспекта этих проблем, к которому мы вернемся в следующих разделах. Общим для них является то, что аэродинамические силы играют второстепенную роль или вообще не играют роли (описываемые явления наблюдаются, как правило, вне плотной атмосферы). В качестве неконсервативного эквивалента аэродинамических сил выступают в этом случае суммарная сила тяги маршевых двигателей и (или) тяга управляющих двигателей (если таковые имеются).

1.1. Собственная неустойчивость объекта как жесткого тела, связанная с подвижностью компонентов жидкого топлива, частично заполняющего баки

Это явление, будучи совершенно иным по своей физической природе, идентично по механической сущности флаттеру, поскольку может возникать только при наличии не менее двух колебательных степеней свободы. Роль последних играют в данном случае колебания жидкости при наличии двух или более баков, соответствующие первой антисимметричной форме собственных колебаний.

Следует подчеркнуть, что этот вид неустойчивости носит особо опасный характер по двум причинам: во-первых, неустойчивость характеризуется «патологически» большими инкрементами колебаний, во вторых, имеет место «жесткое» возбуждение колебаний при пересечении границы устойчивости.

1.2. Собственная неустойчивость, связанная с упругими изгибными деформациями корпуса объекта и упругостью подвески маршевого двигателя (двигателей)

Об этом явлении можно сказать то же самое, с той разницей, что роль двух минимально необходимых для неустойчивости степе-

ней свободы играют деформации корпуса, соответствующие одной из форм его собственных поперечных колебаний, и поворот маршевого двигателя в той же плоскости вследствие упругих деформаций элементов его подвески. При этом собственные частоты соответствующих парциальных систем — это частота собственных изгибных колебаний корпуса с жестко фиксированным двигателем и частота собственных колебаний последнего на упругой подвеске.

1.3. Неустойчивость замкнутой системы объект — автомат стабилизации в случае жесткого объекта с полостями, частично заполненными жидкостью

В этом случае на передний план, кроме собственной устойчивости объекта, выступают два новых динамических фактора: закон управления (алгоритм стабилизации) и «стабилизируемость» объекта регулирования, то есть принципиальная возможность его стабилизации при этом законе управления. Неустойчивость может быть вызвана противоречивостью требований к стабилизации объекта как твердого тела и стабилизации его как системы с дополнительными степенями свободы, связанными с подвижностью жидкости.

1.4. Неустойчивость замкнутой системы объект — автомат стабилизации в случае объекта с упругим корпусом

Здесь имеет место та же ситуация, что и в предыдущем случае, только дополнительные степени свободы реализуются вследствие упругих деформаций корпуса, причем число их определяется числом форм собственных колебаний, частоты которых попадают в полосу пропускания автомата стабилизации.

Следует сказать, что при общепринятом сейчас дискретном управлении, реализуемом с помощью бортовых компьютеров, помимо закона управления, играет роль период квантования по времени, который должен быть, по крайней мере, на порядок меньше периода наиболее высокочастотной из значимых гармоник, формирующих динамический портрет объекта управления. При нарушении этого правила возникает так называемое транспонирование высоких частот в низкочастотную область, что, в свою очередь, может спровоцировать неустойчивость.

1.5. Неустойчивость продольных колебаний (явление POGO)

Перейдем теперь к еще одной специфической форме неустойчивости, встречающейся только у ракет с ЖРД. Эта неустойчивость близка в механическом смысле к описанной в разделе 1.4, однако физическая природа ее совершенно иная. Здесь в качестве объекта регулирования выступает следующая система: упругий в продольном направлении корпус вместе с баками, обечайки и днища которых претерпевают осесимметричные упругие деформации, — жидкость в топливных магистралях. Роль регулятора играет маршевый ЖРД (или их совокупность). Последний отзывается на колебания расхода компонентов топлива и давления на входе в ТНА колебаниями давления в камере сгорания, а следовательно, и тяги.

Динамический портрет объекта регулирования определяется числом форм собственных продольных колебаний корпуса совместно с баками и заполняющей их жидкостью, собственные частоты которых попадают в полосу пропускания ЖРД, и числом магистралей, колебания жидкости в которых удовлетворяют тому же условию. Следует заметить, что, хотя жидкость, заполняющая магистрали, обладает, как и корпус, бесконечным числом степеней свободы, в рассматриваемой задаче обычно играет роль только первый тон ее собственных колебаний, не связанный ни с радиальными деформациями стенок магистралей, ни со сжимаемостью жидкости. Упругими элементами, определяющими соответствующую форму и частоту собственных колебаний столба жидкости, являются локальные кавитационные каверны, возникающие на кромках шнеков высокооборотных центробежных насосов горючего и окислителя.

Подводя итоги этого краткого обзора, следует сказать о роли соотношения собственных частот парциальных систем, динамическая связь которых создает предпосылки к возникновению неустойчивости. Оказывается, что во всех рассмотренных случаях сближение собственных частот любой пары парциальных систем, как правило, способствует неустойчивости системы. Однако, как показала практика (см. ниже трагическую историю последнего пуска Н-1), это условие отнюдь не является необходимым для возникновения неустойчивости.

Проблемам, перечисленным выше, посвящена обширная отечественная и зарубежная литература, в которой детально рассмат-

риваются различные их аспекты, включая мероприятия по борьбе с неустойчивостью. Основные труды в этой области приведены в списке литературы [1–20]. Чтобы облегчить читателям выбор литературы, отвечающей их профессиональным интересам, коснемся вкратце ее содержания.

В книге [1] представлено первое известное автору описание математической модели возмущенного движения ракеты с ЖРД на активном участке полета как твердого тела с отсеками (в форме круговых цилиндров с плоскими днищами), частично заполненными идеальной несжимаемой жидкостью. В этой же книге представлена предварительная модель упругих изгибных деформаций корпуса (без учета колебаний жидкости).

В книгах [2–6] нашли отражение вопросы формирования математической модели ракеты с ЖРД с осесимметричными баками различной конфигурации и влияния подвижности жидкости со свободной поверхностью на устойчивость, причем в [6] подробно рассмотрена проблема стабилизируемости.

Содержание книг [7] и [18] можно рассматривать как дальнейшее развитие и исследование математических моделей, представленных в [1]. Книги [12], [16] и [17] посвящены подробному рассмотрению случаев собственной динамической неустойчивости, описанных выше, и стабилизируемости объектов с ЖРД в рамках концепции жесткого тела, причем в [16] рассматривается также эффект транспонирования частот при дискретном управлении.

В [13] рассматриваются нелинейные задачи динамики объектов с жидким наполнением, возникающие при колебаниях жидкости большой амплитуды, в частности, формирование круговой волны. Книги [8] и [15] посвящены теоретическим и экспериментальным методам синтеза и анализа математических моделей ракет и космических аппаратов с ЖРД с учетом как подвижности жидкости, частично заполняющей баки, так и упругости корпуса, а книги [9] и [14] — детальному рассмотрению проблемы POGO.

Книга [11] охватывает весь перечисленный выше комплекс задач динамики и устойчивости рассматриваемых объектов; книги [10], [19] и [20] — важнейшие задачи синтеза алгоритмов дискретного управления этими объектами и анализа динамики и устойчивости замкнутой системы объект — регулятор.

2. НЕУСТОЙЧИВОСТЬ, СВЯЗАННАЯ С ПОДВИЖНОСТЬЮ ЖИДКОСТИ СО СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

Обратимся теперь к историческому аспекту рассматриваемых проблем, начиная с вынесенной в заголовок этого раздела. С фактом динамической неустойчивости объекта «в малом» отечественная ракетная техника столкнулась при летных испытаниях первой отечественной баллистической ракеты с ЖРД Р-1 (первый ее запуск состоялся 18.10.1947 г). Эта неустойчивость проявлялась в том, что на протяжении примерно второй трети активного участка полета наблюдались незатухающие колебания на частоте порядка 1 Гц в плоскостях тангажа и рыскания углов поворота корпуса относительно их программных значений, нормальной и боковой перегрузки и газовых рулей (управляющие двигатели тогда еще не применялись). Амплитуда колебаний последних не превышала трех градусов. Примерно такая же картина наблюдалась в дальнейшем и на ракете Р-2, полностью отечественной конструкции (ракета Р-1 была копией немецкой А-4).

Интригующим был тот факт, что эти колебания не удавалось воспроизвести с помощью математического моделирования даже при подключении к аналоговой машине (цифровых тогда еще не было) реальной бортовой аппаратуры. Однако, поскольку они не только не приводили к полной потере устойчивости, но и практически не сказывались на точности работы командных приборов, этим колебаниям долгое время не придавали значения.

Тем не менее нашлись специалисты, которые сочли важным докопаться до истины. И первым, кому это удалось, был занимавший в то время скромную должность завлаба в отделе баллистики НИИ-4, выпускник ВВИА им. Н.Е. Жуковского инженер-капитан (в будущем — генерал, доктор наук, лауреат Ленинской премии, за-

меститель директора ИКИ РАН) Георгий Нариманов. Именно он не только пришел к мысли о необходимости отказаться от традиционной математической модели жидкостной ракеты как твердого тела переменной массы, но и сконструировал приближенную (очень близкую, как потом выяснилось, к точной) математическую модель, описывающую возмущенное движение ракеты в плоскостях стабилизации с учетом колебаний компонентов жидкого топлива (на Р-1 это был жидкий кислород и 75%-ный этиловый спирт — счастливая пора для ракетной техники!).

В результате напряженной работы небольшого коллектива энтузиастов, который он возглавлял, в которой посчастливилось участвовать автору этих строк, удалось практически полностью согласовать картину возмущенного движения, полученную с помощью моделирования с использованием новой математической модели, с результатами телеметрии. Этот результат послужил в дальнейшем серьезным обоснованием для отказа от традиционной модели твердого тела переменной массы в пользу математической модели, учитывающей подвижность жидкости.

Однако отечественной ракетной технике (как, впрочем, и зарубежной, о чем мы узнали много лет спустя) предстояло пройти еще долгий путь, отнюдь не усеянный розами, чтобы принять на вооружение окончательно и бесповоротно принцип проектирования новых объектов и их систем управления, основанный на использовании адекватных математических моделей. Ограничимся перечислением только некоторых этапов этого тернистого пути.

Системы управления баллистических ракет средней дальности Р-5 и Р-12, последовавших за Р-2, были спроектированы на основе использования старой математической модели, не учитывавшей подвижность жидкости. Результатом явились колебания, носившие тот же характер, что и на Р-1 и Р-2, но на грани допустимых. Так, например, на Р-12 они занимали почти весь активный участок. Однако и этого оказалось мало. Потребовалась гибель трех объектов, потерявших устойчивость и «улетевших за бугор» (в первых двух случаях это были вторые ступени межконтинентальной баллистической ракеты Р-16, в третьем — вторая ступень ракеты 63-С1, получившей впоследствии название *Космос*), чтобы признать очевидный факт: все дело в том, что при проектировании систем управления использовалась неадекватная математическая модель.

Справедливость требует сказать, что уже после признания этого факта и проведения соответствующих «антижидкостных» мероприятий был потерян еще один объект, а именно, первая ступень ракеты Р-16. Однако здесь дело было уже в неточности параметров модели, описывающей колебания остатков топлива, когда следовало учитывать сферичность днищ баков, а не считать эти днища плоскими.

Поскольку история, связанная со второй ступенью ракеты Р-16, носила для отечественной ракетной техники этапный характер, остановимся на ней подробнее. Судьба этой ракеты поначалу сложилась трагически. При подготовке к ее первому запуску 24.10.1960 г. на стартовой площадке произошла тяжелейшая катастрофа, унесшая более сотни человеческих жизней (включая Главнокомандующего ракетными войсками стратегического назначения Главного маршала артиллерии М.И. Неделина).

При первом успешном старте с восстановленной стартовой позиции потеряла устойчивость вторая ступень. То же самое повторилось при следующем пуске: лавинообразное возрастание амплитуды колебаний в каналах тангажа и крена на частоте порядка 1,5 Гц, близкой к частоте собственных колебаний жидкости в баках, приводившее к полной потере устойчивости по крену вследствие «забивания канала» помехой, роль которой играли неустойчивые колебания в двух других каналах.

Разобраться досконально в причинах этих явлений и найти противоядие, потребовавшее минимальных конструктивных доработок, позволила эффективная совместная работа ЦНИИМаш (тогда еще — НИИ-88) и разработчиков системы управления из КБЭ (Харьков). Именно тогда впервые удалось понять внутренний механизм неустойчивости при практически полном совпадении частот собственных колебаний жидкости в обоих баках. Тогда же родился ставший впоследствии общепринятым термин «нестабилизируемость» и была обоснована возможность амплитудной стабилизации системы объект — регулятор с помощью нелинейного демпфирования колебаний жидкости в баках.

Получение в ЦНИИМаш в форс-мажорном режиме соответствующего решения стало, конечно, возможным только благодаря накопленному к тому времени обширному теоретическому и экспериментальному заделу. Решающую роль в реализации конструктив-

ных мероприятий, позволивших осуществить это решение на практике, сыграл предложенный Г.Н. Микишевым демпфер колебаний жидкости в форме восьми радиальных ребер, имевших ширину порядка $1/3$ радиуса бака.

Эффект нелинейного демпфирования колебаний жидкости достигался при его применении за счет интенсивного вихреобразования в окрестности острых кромок ребер. Проведенные конструктивные доработки дали блестящие результаты и позволили полностью справиться с проблемой неустойчивости. Читатели, которые пожелают более подробно познакомиться с подробностями этой драматической истории, смогут найти их в статье *Дорожкин Н.Я.* Как умирляли волну // Прогресс. 1998, 29 мая. № 10 и в книге *Брусиловский А.Д.* От Р-1 до Н-1. Воспоминания и размышления. Беседы с профессором Борисом Рабиновичем. М.: ЦНИИМаш, 2005.

В дальнейшем демпферы колебаний жидкости начали применяться практически на всех объектах РКТ, имевших ЖРД. При этом в ряде случаев хорошо зарекомендовали себя не только радиальные, но и кольцевые демпферы. Как выяснилось впоследствии, американские разработчики пошли по тому же пути, причем они отдавали предпочтение именно кольцевым демпферам типа шпангоутов.

К сказанному выше остается добавить совсем немного. Когда наступила эра космических аппаратов для полетов к Луне, Венере и Марсу, потребовались дополнительные разгонные ступени с новыми конструктивно-компоновочными схемами, характеризовавшимися очень малым относительным удлинением объекта, близким к единице. Баки окислителя и горючего начали приобретать при этом самую экзотическую форму: соосных цилиндров и конусов, сфер, торов и др.

И тут неожиданно (как демон среди фей в рождественскую ночь), вдобавок к нестабилизируемости, у этих объектов проявилась собственная динамическая неустойчивость, о которой говорилось выше (см. 1.1). Мало того, она характеризовалась аномально большими инкрементами колебаний. Словом, с механической точки зрения, ситуация оказалась совершенно идентичной классическому изгибно-крутильному флаттеру крыла. В результате требования к демпферам катастрофически возросли (для одного из такого

рода объектов суммарная масса демпферов достигала по расчету 40 % массы полезного груза).

Приемлемые конструкторские решения, позволявшие избавиться хотя бы от собственной неустойчивости, пришлось искать по двум направлениям: менять центровку, а иногда и компоновку объекта, и (или) — делить баки с помощью диаметральных перегородок на отдельные отсеки. Следует сказать, что эта проблема остается актуальной и в наши дни (пример — новые разгонные блоки БРИЗ и Фрегат, применяемые на ракетах-носителях *Протон* и *Союз*).

3. НЕУСТОЙЧИВОСТЬ, СВЯЗАННАЯ С УПРУГИМИ ДЕФОРМАЦИЯМИ КОРПУСА

Этот вид неустойчивости возможен во всех трех плоскостях стабилизации, будучи связан как с изгибными, так и с крутильными деформациями корпуса. Однако последние актуальны только для объектов пакетной схемы, и соответствующие проблемы были решены при создании известной ракеты Р-7 еще в процессе ее проектирования. Остановимся на неустойчивости объектов тандемной схемы, связанной с изгибными деформациями корпуса, наблюдавшейся при летных испытаниях.

3.1. Изгибные деформации корпуса в плоскостях тангажа и рыскания

Проблема неустойчивости, связанная с этим фактором, возникла на этапе развития ракетной техники, когда уже были хорошо усвоены суровые уроки, которые преподнесла подвижность жидкости. Этому способствовала и большая прозрачность механизма неустойчивости. Действительно, его физическую сущность можно представить себе, не вдаваясь в тонкости явления неустойчивости, следующим образом.

При балочных формах изгибных колебаний корпуса силовые шпангоуты поворачиваются таким образом, что их плоскости остаются приблизительно перпендикулярными упругой оси корпуса. В результате датчик углового положения, расположенный в некотором сечении корпуса, фактически измеряет не угол поворота объекта как жесткого тела, а его сумму с углом, связанным с упругой деформацией корпуса. Последний угол играет, таким образом, роль паразитного сигнала. В зависимости от амплитуды и фазы,

с которой этот сигнал доходит до исполнительных элементов системы управления, он может либо усиливать устойчивость замкнутой системы, либо провоцировать ее неустойчивость на частоте, близкой к частоте собственных колебаний корпуса, соответствующей данной гармонике.

Наиболее эффективным мероприятием по борьбе с этим опасным явлением, к которому пришли независимо как отечественные, так и американские разработчики, оказалось применение одного или нескольких датчиков угловых скоростей (ДУС), расположенных в соответствующим образом выбранных сечениях корпуса. В результате проблема свелась к определению на основе математического моделирования координат этих сечений, параллельно с синтезом закона управления (алгоритма стабилизации), и к надежному определению форм и частот собственных колебаний корпуса и соответствующих им коэффициентов демпфирования и присоединенных масс.

Если первая проблема уже не вызывала особых трудностей, то со второй дело обстояло значительно сложнее. Дело в том, что самый скрупулезный теоретический расчет не позволял (и не позволяет даже сейчас) определить все необходимые параметры математической модели с необходимой степенью точности. Особенно это относится к формам собственных колебаний и к коэффициентам конструкционного демпфирования (последние практически вообще не поддаются теоретическому расчету).

Сложившаяся в свое время ситуация была решена путем создания и всесторонних динамических испытаний конструктивно-подобных моделей (КПМ). Это породило развитие нового обширного экспериментального направления. Ведущей организацией в нашей стране явился ЦНИИМаш (НИИ-88), а общепризнанным лидером Г.Н. Микишев (см. его книгу [15]). В дальнейшем КПМ были использованы при наземной отработке практически всех наиболее значимых объектов отечественной РКТ, включая Н-1 и *Энергию-Буря*, речь о которых пойдет дальше. Следует заметить, что по тому же пути пошли разработчики объектов РКТ в США (наиболее обширные исследования с использованием КПМ были проведены при наземной отработке ракет-носителей *Сатурн-1В* и *Сатурн-5*).

В результате резкого повышения качества наземной отработки отечественная РКТ практически не сталкивалась с потерей устой-

чивости объектов, связанной с упругими деформациями корпуса в плоскостях стабилизации. Существует, однако, пример того, как пренебрежение некоторыми элементами наземной отработки привело к такого рода неустойчивости «в малом», к счастью не имевшей катастрофических последствий. Речь идет о летных испытаниях баллистической ракеты Р-14, при которых были зафиксированы колебания в каналах тангажа и рыскания на первой трети активного участка полета с частотой порядка 4–5 Гц, совпадавшей с первой собственной частотой упругих поперечных колебаний корпуса.

Теоретический анализ показал, что при расчете форм собственных колебаний корпуса были допущены погрешности, особенно сказавшиеся на первой форме. Следствием явилось то, что ДУС, размещенный по замыслу разработчиков в районе пучности этой формы (чтобы исключить паразитный сигнал), оказался расположенным вблизи одного из узлов. Следует отметить два обстоятельства: то, что КПМ в данном случае при наземной отработке не использовалась, и то, что это не было компенсировано сравнительным анализом результатов расчетов с использованием математических моделей различной степени полноты. После того как диагноз был поставлен, решение удалось довольно быстро найти (кажется, просто перенесли в другое сечение ДУС), и проблема была тем самым исчерпана.

3.2. Продольные деформации корпуса и явление POGO

Явление неустойчивости продольных колебаний корпуса, получившее впоследствии название POGO, впервые заявило о себе при летных испытаниях лунного варианта отечественной ракеты Р-7, имевшей пакетную схему. Первые два ее пуска в этом варианте в 1958 г., 23.09 и 12.10, закончились однотипными авариями — разрушением пакета на конечном участке полета первой ступени. Анализ телеметрии показал, что разрушение пакета являлось следствием продольных колебаний корпуса на частоте, возраставшей от 9 до 13 Гц и практически совпадавшей с частотой первого тона собственных продольных колебаний корпуса. Эти колебания сопровождались колебаниями давления в камерах сгорания маршевых двигателей с амплитудой, достигавшей 4,5 атм.

Драматические события, связанные с борьбой с этим совершенно новым, опаснейшим явлением, описаны в книге одного из участников той героической эпопеи (*Черток Б.Е. Ракеты и люди. Фили, Подлипки, Тюратам. М.: Машиностроение, 1996*). В конечном счете с неустойчивостью удалось справиться, после того как был понят ее внутренний механизм и были проведены конструктивные мероприятия, кардинально уменьшившие динамическую связь между колебаниями корпуса и колебаниями жидкости в магистралях окислителя.

Это было достигнуто путем врезания в эти магистрали вблизи входа в ТНА по предложению сотрудника НИИ-1 М.С. Натансона специальных демпферов, точнее — гидроаккумуляторов, позволивших резко снизить частоту собственных колебаний жидкости в магистралях. Впоследствии аналогичные мероприятия проводились на всех новых модификациях ракеты Р-7 и на ряде других отечественных ракет с ЖРД.

Совершенно ясно, что с описанным явлением должны были рано или поздно столкнуться американские конструкторы аналогичных объектов. И это действительно произошло в 1962 г. при летных испытаниях межконтинентальной баллистической ракеты *Титан-2*, в процессе которых были зафиксированы в конце активного участка полета продольные колебания корпуса и колебания давления в камерах сгорания ЖРД с частотой, постепенно возраставшей от 9–10 до 13–15 Гц и амплитудой перегрузки, доходившей в районе головной части до 2,5g (тогда и родился термин POGO).

Наблюдавшаяся неустойчивость, которую считали допустимой для баллистической ракеты, исключала возможность запланированного использования этой ракеты для вывода на околоземную орбиту пилотируемых космических кораблей *Джемини*. Потребовались серьезные конструктивные доработки, чтобы снизить амплитуду продольных колебаний в районе размещения кабины астронавтов до 0,2g, которую ответственные лица, избавленные от необходимости испытывать такую перегрузку на себе, признали приемлемой для астронавтов (?!). Эта работа заняла порядка двух лет и обошлась американским налогоплательщикам (по данным, опубликованным в США) в \$ 1 000 000.

Остается удовлетворить любознательных читателей, которые пожелают узнать, додумались ли американцы, не зная по изве-

стным причинам о наших технических достижениях, до каких-либо более остроумных решений, и удалось ли нашим разработчикам и их американским коллегам полностью справиться с проблемой POGO. Ответ на оба эти вопроса будет отрицательным:

1. Ничего оригинального американские коллеги не придумали, как и в случае борьбы с колебаниями жидкости, — тот же гидроаккумулятор, только несколько иной конструкции (см. статью *Rubin S. Longitudinal instability of liquid rocket due to propulsion feedback (POGO). AIAA Simp. On Structural Dynamics and Aeroelasticity // J. of Spacecraft and rockets. 1965. V. 3. N° 8. P. 1188–1195* и доклад *Goldman R.L. Elimination of POGO instability from the Gemini launch vehicle. Dynamic stability of structures // Proc. of an International Conf. held at Northeastern University, Evanston, Illinois, Oct. 1965. P. 157–166*).
2. Нет, не удалось ни тем, ни другим, и последствия этого были в равной степени неприятными для обеих сторон. В СССР это обнаружилось много лет спустя, при испытаниях баллистической ракеты УР-100Н, во время которых явление POGO возникло, несмотря на предусмотренные в конструкции «анти-POGO» мероприятия, в самой что ни на есть классической форме, то есть в конце активного участка полета (при стрельбе на максимальную дальность), когда ракета уже была принята на вооружение. Самое скверное заключалось в том, что колебания приборного отсека неблагоприятным образом отразились на точности работы командных приборов, что привело к недопустимым отклонениям по дальности.

История (достаточно типичная) последовавших за этим событий описана в книге *Мозжорин Ю.А.* Так это было... Мозжорин в воспоминаниях современников. М.: ЗАО «Международная программа образования», 2000. Главным ее героем оказался снова М.С. Натансон, предложивший разместить в хвостовом отсеке ракеты классический динамический гаситель колебаний, настроенный в «антирезонанс» с частотой POGO. Этот гаситель был реализован в форме 4 грузов на упругой подвеске, имевших общую массу порядка 200 кг. Его применение обеспечило снижение амплитуды колебаний до допустимого уровня.

Следует сказать, что «чаша сия» не минула и американских разработчиков, причем затронула она великое творение фон Брауна — тяжелую ракету-носитель *Сатурн-5*, проложившую человеку путь к Луне. История эта, речь о которой пойдет в следующем разделе, была совершенно иного масштаба, чем связанная с *Джемини*, не только в техническом смысле, но и по своему общественному резонансу.

4. ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.1. Ракета-носитель *Сатурн-5*

При создании этого объекта был широко использован опыт, накопленный при проектировании и летных испытаниях объекта *Сатурн-1В*. Поэтому все основные проблемы устойчивости в плоскостях стабилизации удалось решить на стадии проектирования и наземной отработки. В частности, в докладе *McDonough G.F. Stability problems in the control of Saturn launch vehicles. Dynamic stability of structures // Proc. of an Intern. Conf. held at Northeastern University, Evanston, Illinois, Oct., 1965. P. 113–127* говорится, что проблема колебаний жидкости была решена с помощью демпферов, размещенных в большинстве баков.

Что касается стабилизации упругих поперечных колебаний корпуса, то здесь была применена следующая стратегия. На первой ступени была реализована фазовая стабилизация двух первых форм, а на второй ступени — только первой формы. Фазовая стабилизация была обеспечена благодаря размещению ДУС в двух сечениях корпуса третьей ступени (в одном — для стабилизации первой ступени, в другом — второй и третьей). Устойчивости более высоких форм собственных колебаний всех ступеней удалось достигнуть методом амплитудной стабилизации.

Первый запуск *Сатурна-5* (AS-501) состоялся 9.10.1967 г. и оказался полностью успешным: космический корабль *Аполлон-4* (в беспилотном варианте) был выведен на околоземную эллиптическую орбиту. Однако второй запуск (AS-502) 4.04.1968 г. преподнес серьезный сюрприз, хотя и обеспечил вывод на аналогичную орбиту космического корабля *Аполлон-6* (снова без экипажа). В конце активного участка полета первой ступени, в интервале 100–135 с,

были зафиксированы незатухающие продольные колебания корпуса и давления в камерах сгорания 680-тонных маршевых двигателей F-1 на частоте 5,3 Гц, соответствовавшей частоте первого тона продольных колебаний корпуса. Форма колебаний корпуса по данным телеметрии практически совпала с его первой формой собственных продольных колебаний, полученной расчетным путем и при динамических испытаниях КПМ. Максимальная амплитуда колебаний перегрузки в районе отсека экипажа составляла 0,6g и достигалась на 125-й с полета.

Это было в чистом виде явление POGO, хотя и не в такой острой форме, как на *Titan-2*, (тем не менее, оно привело к срыву нескольких листов обшивки). Проведенные два запуска показали, что система с самого начала находилась вблизи границы устойчивости и оказалась в области неустойчивости при незначительном изменении комплектации AS-502 по сравнению с AS-501.

Зафиксированная неустойчивость была признана недопустимой, и дальнейшие испытания были приостановлены в целях проведения обширного комплекса теоретических и экспериментальных исследований. В результате были разработаны гидроаккумуляторы, аналогичные по своей идеологии реализованным на *Titan-2*, хотя и несколько иной конструкции, которые и были врезаны во все магистрали окислителя.

В результате частота собственных колебаний жидкости в этих магистралях была снижена с 5 до 2 Гц, что должно было по расчету ликвидировать неустойчивость на всем активном участке полета первой ступени (см. статью *Goerner E.E. Lox prevolve to prevent on POGO effect on Saturn-5 // Space/ Aeronautics. 1968. V. 7. N° 50. P. 72–74* и доклад *Rich R.L. Saturn-5 POGO and solution // AIAA Structural Dynamics and Materials Conf. New Orleans Louisiana, Apr. 1969. P. 32–41*). Вся эта работа заняла больше полугода.

Заметим, что в книге [11] опубликованы результаты расчета устойчивости первой ступени *Сатурна-5*, проведенные Ю.М. Галлаем и А.В. Калининой на основе динамических характеристик корпуса этого объекта (до и после конструктивной доработки), и ЖРД F-1, заимствованных из отчетов NASA, подтвердившие результативность этой доработки.

21.12.1968 г. был осуществлен успешный запуск AS-503 с космическим кораблем *Аполлон-8* с экипажем из трех человек (Фрэнк

Борман, Джеймс Ловелл и Уильям Андерс), который совершил облет Луны. Амплитуда колебаний перегрузки в районе отсека экипажа при полете первой ступени не превышала 0,1g и носила стохастический характер.

Однако история, связанная с POGO, на этом не завершилась. 11.04.1970 г. при запуске космического корабля *Аполлон-13* ракетой-носителем AS-508 центральный двигатель второй ступени отключился на 132 с раньше расчетного времени. Причиной была новая «мутация» POGO: в магистрали жидкого кислорода этого двигателя возникли продольные колебания с частотой 14–16 Гц, коррелированные с частотой колебаний подмоторной рамы (20 Гц).

В результате давление на входе в насос упало ниже критического уровня, и два датчика подали сигнал на аварийное выключение двигателя. Корабль вышел на околоземную орбиту, но запуск все же оказался аварийным из-за взрыва топливного элемента уже на орбите полета к Луне (успешное в смысле спасения экипажа завершение этого полета — это уже другая, причем героическая, история).

Что касается POGO на второй ступени, то с ним удалось справиться тем же методом, что и на первой ступени, — путем уменьшения частоты собственных колебаний жидкости в магистрали окислителя (вопрос, почему это не было сделано сразу же после AS-502, остается открытым). Все дальнейшие экспедиции, включая последнюю из них, *Аполлон-17*, были, как известно, успешными, чему в немалой степени способствовало конструктивное совершенство и высокая надежность ракеты-носителя.

Автор не берется судить, в какой мере это является заслугой ее главного конструктора фон Брауна, но совершенно очевидно, что если бы в свое время гестапо поработало с ним более квалифицированно, то это определенно отрицательно сказалось бы в будущем на американской программе пилотируемых полетов к Луне.

Впрочем, у читателей, осведомленных о некоторых аспектах биографий С.П. Королева, В.П. Глушко, Д.Д. Севрука, А.Н. Туполева, В.М. Мясничева, Ороса ди Бартини, Бориса Раушенбаха, Льва Ландау и многих других выдающихся советских конструкторов и ученых, по-видимому, должна возникнуть аналогичная мысль в отношении некоторых отечественных глобальных проектов и программ... Возможно, что если бы история распорядилась так, что

этот список пришлось бы дополнить фамилией нашего известного соотечественника Игоря Сикорского, то это отрицательно сказалось бы на становлении всей авиационной индустрии США, особенно в ее части, связанной с вертолетостроением.

4.2. Ракета-носитель Н-1

Трагическая история этого уникального объекта еще ждет своих летописцев. Здесь мы ограничимся сухим перечнем фактов, имеющих отношение к теме настоящей статьи, и попытками расшифровки некоторых «белых пятен», оставшихся в течение многих лет «за кадром», отнюдь не претендуя при этом на истину в конечной инстанции. В носитель Н-1 были заложены те же основополагающие идеи, что и в *Сатурн-5*. Однако их конструктивное воплощение было различным. Основные отличия заключались в следующем ((Н) — Н-1; (С) — *Сатурн-5*):

- Компоненты топлива — жидкий кислород и керосин на всех трех ступенях (Н); те же компоненты на первой ступени и жидкий кислород и жидкий водород на второй и третьей ступенях (С).
- Несущие сферические баки на всех ступенях (Н); несущие цилиндрические баки на всех ступенях (С).
- Большое количество маршевых ЖРД на первых двух ступенях (на блоке А 24 периферийных, расположенных сплошной цепочкой по дуге окружности, и шесть центральных) (Н); минимальное число ЖРД (пять на первой ступени) (С).
- Использование для управления по тангажу и рысканию распределения тяг маршевых двигателей, а по крену — специальных рулевых двигателей (Н); использование для управления во всех трех плоскостях стабилизации поворота маршевых двигателей (С).
- Применение ЖРД замкнутой схемы (Н); применение ЖРД открытой схемы (С).

То общее, что было у этих объектов, привело к тому, что основные технические решения, касавшиеся управления по тангажу и рысканию и обеспечения устойчивости в этих плоскостях оказались близкими в идеологическом смысле, несмотря на различие в

методе реализации управляющих моментов (это, прежде всего, относится к использованию демпферов колебаний жидкости и ДУС).

Адекватность использованных при проектировании и наземной отработке Н-1 математических моделей была обеспечена, помимо скрупулезных теоретических расчетов, комплексными испытаниями в ЦНИИМаш двух КПМ: первой ступени, выполненной в масштабе 1:10, и третьей (блок В) в масштабе 1:5. С помощью первой из этих КПМ были уточнены также структура и параметры математической модели, описывающей продольные колебания корпуса и упруго связанных с ним сферических баков. Однако отличия, перечисленные выше, породили, помимо традиционных проблем устойчивости, некоторые новые, речь о которых пойдет ниже.

Рассмотрим первый (Н-1 № 3л), третий (Н-1 № 6л) и четвертый (Н-1 № 7л) запуски (*Брусиловский А.Д. Загадка лунного носителя Н-1 // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 40–43*). Все эти пуски заканчивались авариями еще до конца штатной работы первой ступени, но ни один из них — по причине отказа системы управления (второй пуск также был аварийным, но вследствие ошибочного выключения системой КОРД сразу после старта всех маршевых двигателей, что привело к полному разрушению стартового сооружения). Итак:

Н-1 № 3л (21.02.1969) — нормальный полет до 69-й с, после чего пожар в хвостовом отсеке;

Н-1 № 6л (27.06.1971) — потеря управляемости по крену;

Н-1 № 7л (23.11.1971) — нормальный полет до 107-й с, после чего — разрушение одного из двигателей (за 6 с до расчетного времени выключения двигателей).

Обстоятельства, связанные с аварией Н-1 № 6л, подробно описаны в книге *Чертюк Б.Е. Ракеты и люди. Лунная гонка. М.: Машиностроение, 1999*. Изложим сначала факты, следуя этому первоисточнику. Потеря управляемости Н-1 № 6л по крену произошла вследствие появления нерасчетного возмущающего момента, больше, чем на порядок превышавшего максимально возможный управляющий момент.

Анализ этой ситуации потребовал многоплановых теоретических и экспериментальных исследований. Проведенное в ОКБ-1 математическое моделирование показало, что этот момент достигал 40 тс·м. Единственная непротиворечивая гипотеза, объяснявшая

его происхождение, заключалась в том, что струи газов из сопел периферийных двигателей закручивались вокруг продольной оси ракеты. Простые оценки показали, что для получения соответствующего возмущающего момента достаточно отклонения оси струй в тангенциальном направлении меньше, чем на $0,1^\circ$.

Эта гипотеза была подтверждена в ходе экспериментов, проведенных в ЦНИИМаш на крупномасштабной модели (1:50) в гиперзвуковой трубе У-11 (см. доклад *Кислых В.В.* Загадка вращения ракеты Н-1. 24-е академические чтения // Тез. докл. М.: ИИЕН РАН, 2000). Исходя из данных телеметрии и результатов проведенных исследований, эффективность исполнительных элементов в канале крена была резко повышена путем применения новых управляющих двигателей. Это мероприятие вполне себя оправдало: при запуске Н-1 № 7л никаких проблем с управляемостью по крену не возникло.

Однако остался без ответа один интригующий вопрос. Вернемся снова к фактам и рассмотрим под определенным углом зрения запуск Н-1 № 3л. На всем протяжении полета первой ступени (до 49-й с) какой-либо возмущающий момент, достойный внимания, телеметрией зафиксирован не был! В чем же еще было отличие? В том, что сразу после старта произошла авария на одном из периферийных маршевых двигателей, и он был выключен автоматической системой КОРД. Та же система одновременно выключила по штатной схеме симметричный с ним двигатель на противоположном конце диаметра. В результате газодинамический возмущающий момент по крену должен был, казалось бы, оказаться примерно на 10 % меньшим, чем зафиксированный в дальнейшем при пуске Н-1 № 6л. Однако он практически отсутствовал – закрутки струй не было!

Как известно, сверхзвуковая струя является чрезвычайно жесткой в поперечном направлении, так что эффект выпадения из непрерывной цепочки периферийных ЖРД двух противоположащих элементов должен был носить сугубо локальный характер и не мог повлиять на конфигурацию системы струй в целом. Тем не менее это произошло: регулярно симметричная конфигурация системы струй ЖРД у Н-1 № 3л сменилась на Н-1 № 6л конфигурацией с винтовой симметрией.

Вопрос о том, как это могло произойти, оставался открытым до последнего времени. Однако несколько лет назад на него, по-ви-

димому, удалось найти ответ с помощью анализа устойчивости системы струй ЖРД блока А в азимутальном направлении на основе сравнительно простой феноменологической модели (см. *Рабинович Б.И., Прохоренко В.И.* О возмущении по крену при совместной работе нескольких ЖРД ракеты-носителя КА: Препринт ИКИ РАН. Пр.-2023. М., 2000).

Суть дела сводится к тому, что в случае непрерывной цепочки ЖРД устойчивой (статически устойчивой) является, как выяснилось, конфигурация системы струй с винтовой симметрией (подобная Шуховской башне на Шаболовке), тогда как регулярно-симметричная конфигурация неустойчива. С другой стороны, в случае цепочки ЖРД с симметричными разрывами, связанными с не работающими ЖРД, картина оказалась противоположной: регулярно симметричная структура устойчива, а винтовая — неустойчива. Таким образом, исчерпание запаса управляемости на Н-1 № 6л следует интерпретировать как следствие потери устойчивости в этом канале, но не самой ракеты, а системы струй ЖРД (это как раз одна из ситуаций, практически невозможных на *Са-турне-5*).

Обратимся теперь к печальному заключительному аккорду в многолетней истории носителя Н-1 - последнему запуску Н-1 № 7л. Краткое изложение технических (и, увы, сыгравших решающую роль, — далеких от техники) аспектах имевшей место аварийной ситуации можно найти в статьях *Гладкий В.Ф.* Последний старт ракеты Н-1 // Неделя в Подлипках. 1997, 12.09. № 53(230) и 19.09. № 55(232).

Итак, до 107-й с полет первой ступени проходил нормально, если не считать незатухающих продольных колебаний корпуса и давления в камерах сгорания маршевых двигателей, проявившихся начиная приблизительно с 50-й с полета. Эта картина не претерпела принципиальных изменений после выключения шести центральных двигателей. На 107-й с произошел взрыв одного из ЖРД, что привело к практически мгновенному разрушению конструкции корпуса. Основные усилия многочисленных комиссий, расследовавших эту аварию, были направлены на то, чтобы установить, были ли причиной взрыва продольные колебания корпуса или взрыв произошел совершенно независимо от них вследствие производственного дефекта двигателя.

В конце концов удалось прийти к компромиссу, носившему ярко выраженный политический характер. Главным конструктором комплекса Н-1 В.П. Мишиным и Главным конструктором маршевых ЖРД первой ступени И.Д. Кузнецовым было составлено письмо на имя Л.И. Брежнева, в котором об аварии говорилось (цитируем по второй из статей В.Ф. Гладкого) следующее: «...она произошла вследствие колебаний конструкции, сопровождавшихся дополнительными, знакопеременными нагрузками, действующими на трубопроводы, узлы ракеты и их агрегаты в конце установленного ресурса (?), что могло привести к последующему их разрушению...»

Вот что пишет В.Ф. Гладкий, комментируя этот эпистолярный и технический шедевр, который был воспринят в высоких сферах как официальное заключение главных конструкторов: «...Логически из указанного заключения вытекала полная необходимость либо полностью устранить продольные колебания конструкции ракеты, что практически являлось неосуществимым, либо выбросить ее, поскольку на сооружение стенда для ее динамических испытаний требовалось больше пяти лет...» Этот документ и решил фактически судьбу программы Н-1. Политбюро своим решением приостановило 19.05.1974. все работы по Н-1...

Можно ли на этом поставить точку? Нам представляется, что нельзя, поскольку существовали материалы, позволяющие внести некоторые уточнения в интерпретацию динамических процессов, зафиксированных телеметрией при этом запуске. Действительно, ни в одном из документов, которые цитирует В.Ф. Гладкий, не прослеживается никакой попытки объяснить физическую природу незатухающих продольных колебаний, фактически наблюдавшихся в течение всей второй половины активного участка полета первой ступени Н-1 № 7л, не имевших ничего общего с переходным процессом, связанным с выключением шести центральных двигателей. Между тем эти колебания заслуживают серьезного внимания.

Чтобы попытаться их адекватно интерпретировать, вернемся снова к некоторым фактам, которые сейчас, к сожалению, не представляется возможным ни проверить, ни подвергнуть более тщательному анализу. По данным некоторых датчиков продольной перегрузки, расположенных вблизи головного блока, колебания носили следующий характер: частота их составляла порядка 6-7 Гц,

будучи близкой к частоте первого тона собственных продольных колебаний корпуса, а амплитуда постепенно возрастала: на 70-й с она составляла примерно 0,3g, а в момент взрыва двигателя — 0,6g. Не правда ли, это как две капли воды похоже на колебания типа POGO, наблюдавшиеся в конце полета первой ступени на *Сатурн-5* AS-502 (см. выше)?

Есть, однако, одно принципиальное различие. На AS-502 эти колебания имели место в области активного участка полета, в которой частота первого тона собственных продольных колебаний корпуса оказалась близкой к частоте собственных колебаний жидкости в магистралях окислителя (5 Гц до врезки в них, начиная с AS-503, гидроаккумуляторов). На Н-1 № 7л аналогичные колебания корпуса были зафиксированы при сниженной, как и на AS-503 (в результате врезки в магистраль окислителя еще в процессе наземной отработки «анти-POGO» устройств), частоте собственных колебаний жидкости в этих магистралях.

Эти устройства, предложенные И.М. Рапопортом, представлявшие собой комбинацию гидроаккумулятора и демпфера, хорошо себя зарекомендовали при наземных испытаниях. Заметим, что все расчеты, проведенные в свое время независимо в ОКБ-1, НИИ ТП и ЦНИИМаш, учитывавшие наличие этих устройств, привели к однозначному выводу об устойчивости замкнутой системы корпус — жидкость в магистралях — ЖРД на протяжении всего времени полета первой ступени ракеты. Тем не менее, случилось то, что случилось... И произошло это, несмотря на то, что частоты соответствующих парциальных систем уже не были «близкими»!

В статье *Рабинович Б.И., Гришин А.В.* Магнитогидродинамический элемент в задаче обеспечения устойчивости продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя // Полет. 2001. № 5. С. 28—35 были высказаны некоторые предположения о возможных причинах такого развития событий. Вкратце они сводятся к следующему.

Во-первых, в отличие от ЖРД F-1 открытой схемы первой ступени ракеты *Сатурн-5*, на первой ступени Н-1 были применены более совершенные ЖРД ИД51 замкнутой схемы, с дожиганием генераторного газа в камере сгорания. Последние, обладая большой динамичностью, могли создавать ситуацию, исключаящую возможность стабилизации замкнутой системы традиционными методами, при которой неустойчивость развивается на частоте собственных

колебаний корпуса, а не системы корпус – жидкость в магистрали, близкой к ней.

Во-вторых, в расчетах устойчивости, упомянутых выше, использовалась для описания динамики ЖРД теоретическая математическая модель, не обладавшая, по-видимому, достаточной точностью, которая особенно необходима, когда имеешь дело с такой негрубой по отношению к колебаниям расхода и давления на входе в ТНА системой, как двигатель замкнутой схемы.

Эти соображения не имеют, конечно, доказательной силы и не претендуют на объяснение истинных причин произошедшей аварии, но могут оказаться небесполезными при проектировании ракет-носителей нового поколения.

5. РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ *SPACE SHUTTLE* И *ЭНЕРГИЯ-БУРАН*

При создании системы *Space Shuttle* был безусловно творчески использован весь опыт разработки комплекса *Сатурн-Аполлон* и других объектов американской РКТ. Большое внимание было уделено всем проблемам устойчивости, обсуждавшимся выше, как авиационным, так и ракетным. Некоторые сведения об этой работе можно найти в отчете *Astleford W.J., Chu Wen-Hwa, Dodge F.T. Propellant dynamic problems in space shuttle vehicles. NASA CR-111802. Southwest Research Institute. San-Antonio. Houston. San-Antonio, 1970* и в статье *Greiner H.G. Stabilizing the elastic modes of the space shuttle vehicle during launch // AIAA Paper. 1973. № 319. P. 13*. В результате каких-либо проблем, связанных с устойчивостью, по-видимому, не возникло. Однако, как известно, проявились другие, весьма серьезные проблемы, которые привели к гибели двух объектов вместе с их экипажами, а именно, *Челленджера* и *Колумбии*.

Что касается отечественной системы того же класса *Энергия-Буран*, то ее создание генеральными разработчиками НПО «Энергия» им. С.П. Королева, НПО АП и НПО «Молния» явилось триумфом отечественной науки и техники. По основным конструктивно-компоновочным решениям эта система превосходит *Space Shuttle*.

Огромное количество оригинальных конструкторских и технологических решений, разработка уникальной системы автоматического управления на всех участках полета, беспрецедентного по сложности, надежности и эффективности программного обеспечения воплотили в себе весь опыт, накопленный в отечественной ракетной и авиационной технике, включая и опыт решения проблем динамики и устойчивости на всех этапах полета.

Некоторое представление о том, какая работа была проведена в ЦНИИМаш в обеспечение устойчивости системы в процессе

выведения многоразового орбитального корабля *Буран* на околоземную орбиту, включавшая создание и всесторонние динамические испытания КПМ в масштабе 1:10, можно получить из статьи *Клишев О.П.* Исследование динамики объектов РКТ на земле — гарантия их работоспособности в полете / Интервью А.Д. Брусиловскому // *Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики.* 2002. № 6. С. 31–38.

Нельзя не упомянуть об уникальном ЖРД РД-170, использованном на боковых блоках *Энергии*, разработанном НПО «Энергомаш» им. акад. В.П. Глушко. Назовем только две характеристики, дающие представление о поистине фантастических параметрах этого двигателя: тяга у земли 740 тс; мощность турбонасосного агрегата 250 000 л. с., превышающая суммарную мощность силовых установок американского авианосца *Интерпрайс*, имеющего длину около 300 м и берущего на борт 100 боевых самолетов (*Трофимов В.Ф.* Осуществление мечты. М.: Машиностроение, 2001).

Результатом огромной работы, проделанной в процессе проектирования и наземной отработки системы, явился блестящий результат: оба запуска прошли, если исключить небольшой сбой при первом из них (не имевший отношения к *Энергии*), безупречно. И эта замечательная система, сулившая большие перспективы, оказалась неустойчивой — таковы, увы, реалии наших дней...

Следует заметить, что идея создания ракетно-космических систем многоразового действия, более дешевых и эффективных, чем *Space Shuttle* и *Энергия-Буран* обрела в последние годы «второе дыхание». Хотелось бы надеяться, что не последнюю роль в ее реализации сыграют опыт и выдающиеся потенции, которыми располагают отечественная наука и ракетно-космическая и авиационная техника.

6. ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ВРАЩАЮЩИХСЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДЕФОРМИРУЕМЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

6.1. Неустойчивость, связанная с подвижностью жидкости, частично заполняющей баки, и упругостью элементов конструкции

Проблемы динамики и устойчивости вращающегося твердого тела, частично заполненного жидкостью («жидкого гироскопа»), привлекли к себе внимание исследователей еще в пятидесятые годы прошлого века (см. статьи *Нариманов Г.С.* О движении симметричного гироскопа, полость которого частично заполнена жидкостью // *Прикладная математика и механика.* 1957. Т. 21. Вып. 5. С. 696–700 и *Stewartson K.* On the stability of a spinning top containing liquid // *J. of Fluid Mechanics,* May 1959. V. 5. Pt. 4. P. 577–592).

Эти исследования получили дальнейшее развитие в последующие годы, но востребованными в космической технике оказались совсем недавно, при появлении космических аппаратов нового поколения, что потребовало ряда обобщений, в частности, рассмотрения баков более сложной конфигурации и нестационарных режимов вращения (см., в частности, статьи *Рабинович Б.И.* Математическая модель космического аппарата с полостью, частично заполненной жидкостью. Режим стационарного вращения // *Полет.* 2003. № 10. С. 55–60 и *Рабинович Б.И., Клишев О.П., Мытарев А.И., Чурилов Г.А.* Математическая модель космического аппарата с полостью, частично заполненной жидкостью. Режим нестационарного вращения // *Полет.* 2003. № 8. С. 50–56). В ходе исследований, проведенных с использованием уточненных математических моделей, удалось обнаружить возможность неустойчивости КА в режиме раскрутки.

Наиболее актуальной оказалась проблема устойчивости КА с деформируемыми элементами, когда в качестве последних выступают элементы конструкции, в первую очередь, длинные штыревые

антенны и солнечные батареи. Весомый вклад в решение задач динамики и устойчивости этих объектов внесла монография Л.В. Докучаева [21]. Некоторые результаты, полученные ее автором, позволили в ходе их дальнейшего развития объяснить неустойчивость стационарного вращения ИСЗ *Авроральный зонд* проекта *Интербол* и согласовать результаты расчета с учетом упругих деформаций штыревой антенны с данными телеметрии (см. статьи *Докучаев Л.В., Рабинович Б.И.* Анализ возмущенного движения вблизи границы устойчивости вращающегося КА типа «Авроральный зонд» проекта «Интербол» // *Космические исслед.* 1999. Т. 37. № 6. С. 589–597 и *Докучаев Л.В., Назиров Р.Р., Рабинович Б.И., Ульяшин А.И.* О согласовании математической модели нутации спутника «Интербол-2» с летным экспериментом // *Космические исслед.* 2000. Т. 38. № 5. С. 454–462). Как удалось доказать авторам этих статей, причиной неустойчивости явилось именно наличие упругой штыревой антенны, расположенной вдоль оси вращения ИСЗ, имевшей очень низкую частоту собственных поперечных колебаний.

6.2. О некоторых идеях ориентации и стабилизации вращающихся космических аппаратов, основанных на новых физических принципах

Рассмотрим в заключение некоторые новые идеи ориентации и стабилизации вращающихся КА. Эти идеи основаны на применении в контуре управления пространственным положением вращающегося объекта в качестве исполнительного элемента так называемого магнитогидродинамического (МГД) элемента, предложенного автором этих строк, что в принципе позволяет создавать бесшарнирные (в отличие от гиродинов и маховичных систем) и не требующие затрат рабочего тела системы управления пространственным положением вращающегося КА.

Работа этого исполнительного элемента основана на использовании новых физических принципов, а именно, МГД-эффектов (см. монографию [22]). В первоначальной версии МГД-элемент представлял собой тор, полностью заполненный высокоэлектропроводной, замагниченной жидкостью. Создание управляющих моментов достигалось изменением тока подмагничивания.

Некоторые перспективы применения МГД-элементов в контуре стабилизации вращающегося КА с упругими элементами описаны в статьях *Докучаев Л.В., Рабинович Б.И., Гришин А.В.* О стабилизации вращающихся космических аппаратов на основе использования магнитогидродинамических эффектов // *Полет.* 2000. № 7. С. 21–27 и *Rabinovich B., Grishin A.* Attitude stabilization of a rotating spacecraft with flexible elements and a magnetohydrodynamic control system // *J. of Structural Control.* 2003. № 10. P. 25–39.

В последнее время удалось разработать новую версию МГД-элемента, обладающую более широкими возможностями, с которой можно познакомиться по статье *Рабинович Б.И., Гришин А.В.* О новом принципе использования магнитогидродинамических эффектов для ориентации и стабилизации вращающихся КА. Общая концепция // *Полет.* 2004. № 3. С. 55–59. В этой версии МГД-элемент включает тороидальную полость, частично заполненную высокоэлектропроводной жидкостью (например, ртутью), расположенную между полюсными наконечниками двух пар электромагнитов. Такая конструкция позволяет резко повысить напряженность магнитного поля в зазоре магнитопровода и обеспечить управление движением КА в плоскостях стабилизации и его вращением вокруг продольной оси, в частности, устойчивость вращающегося КА с баками, частично заполненными компонентами жидкого топлива. В перспективе можно говорить о создании на основе модифицированного МГД-элемента систем одноосной ориентации вращающихся ИСЗ и КА с двигателями малой тяги.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Мы подошли к концу описания фрагментов истории борьбы с некоторыми опасными проявлениями неустойчивости объектов РКТ как весьма сложных дискретно-континуальных систем. Хотя эта борьба была чревата отдельными поражениями, все они носили локальный характер и в конечном счете заканчивались победами. Есть основания надеяться, что упомянутая тенденция сохранится и на следующих витках развития этой техники. Исключительные возможности открывает в этом смысле развитие высоких технологий, которые уже широко применяются при создании летательных аппаратов нового поколения.

И, наконец, последняя мысль (“The last, but not least”, как представлял свою младшую дочь, Корделию, король Лир). Обсуждающиеся сейчас в многочисленной литературе принципиально новые конфигурации космических систем многоразового применения (в частности, различные варианты тросовых систем) выдвигают на повестку дня очередной комплекс сложных задач динамики и устойчивости. Поэтому есть все основания полагать, что проблематика, которой посвящен этот обзор, не будет исчерпана в обозримом будущем.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Нариманов Г.С.* Динамика деформируемых систем. М.: Военная арт. инж. академия им. Ф.Э. Дзержинского, 1958.
2. *Greencite A.L.* Analysis of liquid-propellant mode stability of a multi-tank ballistic booster vehicle // J. of Aero/Space Sci. 1962. V. 29. N° 2. P. 130–139.
3. *Bauer H. F.* Fluid oscillations in the containers of a space vehicles and their influence upon stability. NASA TR-187. Washington, DC, 1964.
4. *Abramson H.N.* (Ed.). The dynamic behavior of liquids in moving containers with application to space vehicle technology. NASA SP-106. Washington, DC, 1966.
5. *Fontenot L.L.* Dynamic stability of space vehicles. V. 7: Dynamics of liquid in fixed and moving containers. NASA CR-941. Washington, DC, 1968.
6. *Микушев Г.Н., Рабинович Б.И.* Динамика твердого тела с полостями, частично заполненными жидкостью М.: Машиностроение, 1968.
7. *Абгарян К.А., Рапопорт И.М.* Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969.
8. *Микушев Г.Н., Рабинович Б.И.* Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971.
9. *Колесников К.С.* Продольные колебания ракет. М.: Машиностроение, 1971.
10. *Хитрик М.С., Федоров С.М.* (ред.). Динамика управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами. М.: Машиностроение, 1972.
11. *Рабинович Б.И.* Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975.
12. *Роговой В.М., Черемных С.В.* Динамическая устойчивость космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975.
13. *Нариманов Г.С., Докучаев Л.В., Луковский И.А.* Нелинейная динамика летательного аппарата с жидкостью. М.: Машиностроение, 1977.
14. *Натанзон М.С.* Продольные колебания ракет. М.: Машиностроение, 1977.

15. *Микишев Г.Н.* Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
16. *Рабинович Б.И.* Прикладные задачи устойчивости стабилизированных объектов. М.: Машиностроение, 1978.
17. *Черемных С.В.* Стабилизируемость космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
18. *Колесников К.С.* Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1980.
19. *Сидоров И.М., Гончарова Л.С., Лебедев В.Г.* Управление движущимися объектами на основе алгоритма с моделью. М.: Машиностроение, 1981.
20. *Айзенберг Я.Е., Сухоребрий В.Г.* Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986.
21. *Докучаев Л.В.* Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами. М.: Машиностроение, 1987.
22. *Rabinovich B.I., Lebedev V.G., Mytarev A.I.* Vortex Processes and Solid Body Dynamics. The Dynamic Problems of Spacecraft and Magnetic Levitation Systems. Kluwer Academic Publishers. Dordrecht, 1994.

Содержание

Введение	1
1. О проблемах устойчивости жидкостных ракет	6
2. Неустойчивость, связанная с подвижностью жидкости со свободной поверхностью	12
3. Неустойчивость, связанная с упругими деформациями корпуса	17
4. Об устойчивости тяжелых ракет-носителей космических аппаратов	23
5. Ракетно-космические системы многоразового использования Space Shuttle и Энергия-Буран	33
6. Об устойчивости вращающихся космических аппаратов с деформируемыми элементами	35
Заключение	38
Литература	39