

А.В. ГАЙДАЧУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ТРАДИЦИИ МОЛОДЕЖНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ТВОРЧЕСТВА В ХАИ

Становление авиационной науки и образования в Украине неразрывно связано с именем харьковского ученого, академика Георгия Федоровича Проскуры – ученика и последователя Н.Е. Жуковского. Во многом благодаря ему в 1930 году был создан Харьковский авиационный институт.

Уже первые шаги существования ХАИ были отмечены замечательными достижениями.

Так, уже в 1931 году на кафедре конструкции самолетов ХАИ, которую возглавил ученик Г.Ф. Проскуры, инженер, впоследствии профессор, И.Г. Неман, были реализованы его идеи о необходимости создания новых самолетов с высокими аэродинамическими характеристиками.

Неману удалось сплотить вокруг себя коллектив студентов, инженеров и преподавателей, силами которых практически за год был создан проект скоростного самолета, который получил название ХАИ-1. Это был первый в СССР и Европе пассажирский самолет с убирающимися шасси.

В последующие годы в институте разработали ряд конструкций новых самолетов: ХАИ-1 ВВ (бомбардировщик), ХАИ-6, ХАИ-4, планеры «Осоавиахимовец ХАИ», «Безлонжеронка ХАИ», планер-бесхвостка «П.П. Постышев» (ХАИ-2) и многие другие. С 1937 года в ХАИ работал первый в Украине студенческий ракетный кружок, ставший основой для развития научных исследований в области создания ракет и подготовки специалистов в этом направлении.

В 1940 году в институте работали восемь студенческих кружков, в которых занималось более 150 студентов.

После окончания Великой отечественной войны и возвращения ХАИ из эвакуации, начался процесс восстановления института. И уже в эти годы в научно-исследовательскую работу кафедр активно вовлекались студенты. В 1946 году была возобновлена работа студенческого научного общества, объединившего 20 научных кружков. В 1947 году состоялась первая после войны научно-техническая студенческая конференция.

Большую роль в развитии новых форм научно-исследовательской работы студентов сыграло создание в 1959 году студенческого конструкторского бюро. Продолжая лучшие творческие традиции студентов 30-х годов, СКБ стало выполнять большую

научно-исследовательскую работу, связанную с созданием новых конструкций легких и сверхлегких летательных аппаратов.

Первые работы СКБ связаны с проектированием и изготовлением одноместного спортивного самолета ХАИ-17.

В 1960 году в СКБ было открыто новое направление – проектирование и создание аппаратов на воздушной подушке.

В 1963 году в СКБ была образована вертолетная группа. Созданные ею вертолеты ХАИ-21, ХАИ-22, ХАИ-23 и автожир ХАИ-24 неоднократно демонстрировались на ВДНХ СССР, а их создатели награждены многими медалями. В 1967 году студенты построили и успешно испытали одноместный спортивный самолет ХАИ-20.

Начиная с 1965 года, в СКБ стало развиваться научное направление по использованию в самолетостроении стеклопластиковых и других композиционных материалов. Работы в этом направлении активно поддержал Генеральный конструктор О.К. Антонов. За короткое время были спроектированы, исследованы и изготовлены закрылки для сельскохозяйственного самолета АН-2М. Успешное решение этой сложной задачи послужило основой для продолжения более крупных работ.

В 70-90 годы основными направлениями СКБ были работы в области создания гибколетов, гидросамолетов, планеров и мотопланеров, дирижаблей, беспилотной авиации, технологических устройств на воздушной подушке, аэрогидродинамические исследования парусных судов. В этот период были спроектированы, построены и испытаны: первый в СССР гибколет ХАИ-21, дельтаплан, гидросамолеты ХАИ-30 "Профессор Неман", ХАИ-33, планеры ХАИ-28, ХАИ-29М "Коршун", мотопланер, беспилотные летательные аппараты ХАИ-101, ХАИ-104, ХАИ-107, ХАИ-108, ХАИ-109, ХАИ-110, технологическое оборудование на воздушной подушке: система транспортировки самолетов ТУ-134 грузоподъемностью 30 тонн, стенд для сборки двигателей грузоподъемностью 5 тонн, система транспортировки изделий грузоподъемностью 110 тонн, измерительная аппаратура для натурных испытаний яхт олимпийского класса.

В 1988 году началась разработка беспилотного летательного аппарата для биозащиты растений,

который получил название ХАИ-112. Были выполнены успешные полеты, но работа не закончилась из-за распада СССР.

В 1976 году организован дельтапланерный клуб ХАИ «Икар» как общественное подразделение СКБ для проектирования дельтапланов и осуществления полетов на них. Поводом к созданию дельтаклуба стала победа команды пилотов ХАИ на первом чемпионате Советского Союза в 1976 году в Планерском.

В дельтаклубе студенты и сотрудники построили более пятидесяти дельтапланов, большинство из которых собственной разработки. В 2002 году был введен в эксплуатацию дельтаплан Студент-16, в 2003 разработан и построен ещё один дельтаплан, предназначенный для лёгких пилотов – Студент-13. В том же году был изготовлен и испытан спортивный аппарат Стелс-ХАИ. В дельтаклубе ведется постоянная учебно-лётная работа. В составе клуба тренируются 3 – 4 спортсмена и 20 – 30 учлётов. Выполняются полеты с помощью средств механизированного старта – ручной и моторной лебёдок.

В 90-е годы продолжались работы по созданию летательных аппаратов собственной конструкции. Были спроектированы, построены и испытаны: учебно-тренировочный самолет ХАИ-34, мотопланер ХАИ-35 «Энтузиаст», легкие самолеты ХАИ-37 «Михаил Ефимов», ХАИ-42 «Росинант», гидросамолет ХАИ-36 – летающая копия гидросамолета Д.П. Григоровича «М-9» (проект выполнен по заказу Одесской киностудии для фильма «Разбег» о юности С.П. Королева), мотodelьтаплан ХАИ-38, биплан ХАИ 45.

В эти годы команда СКБ ХАИ с успехом участвовала во Всесоюзных смотрах-конкурсах СЛА, проводимых в различных городах СССР, неоднократно отмечалась наградами и премиями.

К 60-летию ХАИ в 1990 году в СКБ был спроектирован и построен на Харьковском авиазаводе учебно-тренировочный цельнометаллический самолет ХАИ-60.

С 1989 года ведет свою историю парапланерный клуб ХАИ. Группа энтузиастов приобрела планирующий парашют, и начала первые полеты с помощью буксировки. С 1995 года в клубе разрабатываются и испытываются собственные модели парапланов. К настоящему времени накоплен большой опыт в этой области. Все полеты в клубе проходят на парапланах и снаряжении, спроектированном и

изготовленном самостоятельно. Официально, как подразделение СКБ ХАИ, парапланерный клуб существует с 1999 года. Парапланеристы ХАИ неоднократно становились чемпионами Украины, занимали призовые места во многих национальных и зарубежных соревнованиях.

Стремительно развивается еще один новый вид спорта – кайтинг – катание на лыжах, доске или тележке при помощи буксировочного воздушного змея – кайта. Кайт по конструкции очень близок к параплану. Парапланерный клуб ХАИ занимается разработкой кайтов с 2000 года.

Ежегодно в парапланерном клубе ХАИ проходит обучение несколько десятков студентов, наиболее активные из которых выезжают на сборы и принимают участие в парапланерных и кайтовых соревнованиях.

Кризисные явления в государстве, возникшие после распада СССР, не могли не отразиться и на деятельности СКБ. Возникли определенные сложности в организации молодежного научно-технического творчества.

Наиболее тяжелый период в деятельности СКБ в настоящее время преодолен, появились новые научно-технические направления, разрабатываются и реализуются новые проекты.

Так, значительных успехов добилась группа, занимающаяся разработкой и созданием ветрогенераторов и систем гарантированного энергоснабжения на их базе, продолжает развиваться тематика, связанная с созданием транспортных средств на воздушной подушке, активно работают парапланерный и дельтапланерный клубы, авиамодельная лаборатория, автоклуб.

Однако базовым направлением деятельности СКБ ХАИ и сегодня остается создание новых летательных аппаратов – самолетов, автожиров, дирижаблей, воссоздание исторических самолетов.

Через СКБ ХАИ прошло уже несколько поколений инженеров, многие из них стали известными учеными, конструкторами и руководителями всех рангов, многие просто талантливыми инженерами, но среди тех, кто имел отношение к СКБ, нет людей, равнодушных к техническому творчеству.

В заключение хотелось бы поздравить всех тех, кто был связан с СКБ когда-то и кто работает в СКБ сейчас с Юбилеем, пожелать творческих успехов и новых свершений!

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по научно-исследовательской работе, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.6

Т.Б. БОГАЧЕВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ПОДЪЕМНО-ДВИЖИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА АППАРАТА НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ

В работе рассмотрена возможность получения продувок модернизированного осевого вентилятора (на основе вентилятора ЦАГИ ОВ-109) в кольце с помощью программного продукта CosmosFloWorks для оптимизации подъемно-двигательного комплекса аппарата на воздушной подушке. Приведены примеры подбора параметров вентиляторов. Показано влияние взаимного расположения вентилятора и кольца на характеристики подъемно-двигательного комплекса аппарата на выбранной частоте вращения двигателя.

Ключевые слова: вентилятор, винт в кольце, аппарат на воздушной подушке, подъемно-двигательный комплекс.

Введение

Подъемно-двигательный комплекс (ПДК) аппарата на воздушной подушке (АВП) должен выполнять две функции: нагнетать давление в воздушную подушку и создавать тягу. Традиционно на летающей технике в качестве тягового устройства используются винты, однако они не предназначены для создания статического давления, а значит, не могут успешно использоваться на АВП. Это определило возможность использования в качестве двигателя осевого вентилятора, который имеет рабочее колесо с лопатками в корпусе. Корпус необходим как ограждение быстро вращающегося рабочего колеса и для получения дополнительной тяги [1].

Для двигателя желателен вентилятор с минимально возможным втулочным отношением для обеспечения большей производительности. Его подбор можно осуществить с помощью типовых безразмерных аэродинамических характеристик вентиляторов [2]. Для проектируемого АВП был подобран вентилятор ЦАГИ ОВ-109, выполненный по схеме К, имеющий втулочное отношение 0,44, угол установки лопастей 25° на относительном радиусе 0,75 [3].

Данный вентилятор дает расход больший, чем требуется по аэродинамическому расчету системы образования воздушной подушки. Поэтому есть возможность с целью увеличения тяги (давления) за счет снижения расхода произвести оптимизацию ПДК.

Ранее подобные задачи решались экспериментально с использованием масштабных или натурных моделей. Масштабные модели требуют использования масштабных коэффициентов и дают лишь приближенные данные о характеристиках, а использо-

вание натурных моделей обладает другим существенным недостатком – это высокая стоимость обслуживания аэродинамической трубы для проведения эксперимента, потребность в высококвалифицированном персонале. Все это учитывается в конечной стоимости продукции. К тому же любые экспериментальные исследования требуют значительных затрат времени, необходимого на подготовку и проведение экспериментов.

1. Метод исследования

В настоящий момент появилось направление программ с реализацией решения задач CFD (Computational Fluid Dynamics – вычислительная гидродинамика) [4], на пример, STAR-CD, Flow-3D, EFD.Lab, FloVision, CosmosFloWorks с визуализацией потока (рис. 1).

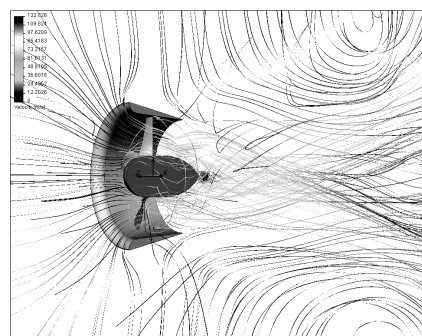


Рис. 1. Картина обтекания ПДК внешним потоком

По сравнению с традиционными CFD-пакетами, CosmosFloWorks имеет следующие принципиальные отличия:

– задание исходных данных и просмотр результатов происходит непосредственно в окне графического проектирования (SolidWorks);

– может использоваться инженером, а не CFD-специалистом;

– минимальное время на подготовку исходных данных и просмотр результатов.

Перед началом решения задачи было проведено сравнение аэродинамических характеристик вентиляторов, полученных в CosmosFloWorks, с продувками ЦАГИ, что показало возможность использования программы и получения адекватных результатов.

2. Объект и область исследования

Задача по оптимизации ПДК АВП будет решаться посредством решения следующих подзадач:

– исследование влияния количества лопаток на характеристики вентилятора (тягу производительность, потребный крутящий момент);

– определение влияния уменьшения втулочно-го отношения вентилятора (отношение диаметра втулки к диаметру вентилятора);

– исследование влияния кольца в ПДК и взаимного расположения кольца и вентилятора.

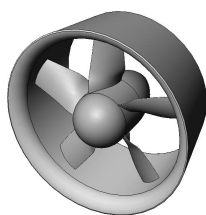


Рис. 2. Вентилятор в сборе

Для решения поставленных задач в пакете SolidWorks создаем сборку (рис. 2), состоящую из вентилятора (параметры лопатки табл. 1), области вентилятора и стенки расхода, а также сборку, состоящую из вентилятора, кольца, области вентилятора и стенки расхода.

Таблица 1

Размерные параметры лопатки вентилятора ОВ-109

Радиус r , мм	Хорда профиля, мм	Угол установки, град.	Радиус кривизны ср. линии профиля ρ , мм
750	259	17,5	398
660	276	20,5	408
570	292	25	412
480	309	31,17	399
390	329	40,5	371
300	345	56,67	330

Область вентилятора – сплошное тело вращения, полностью покрывающее собой вентилятор. Ось вращения области совпадает с осью вращения

вентилятора. Область вращения нужна для задания вращения на вентиляторе.

Стенка расхода – круглая пластина произвольной толщины, расположенная за вентилятором. Ось вращения также совпадает с осью вращения вентилятора. Диаметр пластины немного меньше диаметра вентилятора, т.к. при таком диаметре весь воздух, проходящий через вентилятор, проходит через пластину, и в то же время еще не успевает засасываться посторонний воздух, не участвующий в создании тяги. Стенка расхода нужна для определения производительности вентилятора (расхода воздуха).

Кольцо строим по следующим геометрическим параметрам: длина – 780 мм, радиус скругления на входе – 145 мм, что составляет половину длины хорды лопатки, конусность 7° .

Теперь размеры расчетной области составляют 7 м в длину (2,1 м перед вентилятором, 4,9 м за ним) и 4,6 м в высоту и в ширину.

3. Численный эксперимент

3.1. Продуваем стандартные вентиляторы ОВ-109 с 4, 5 и 6 лопатками при различной частоте вращения (от 17 до 40 об/с). Материал вентилятора – дюраль. Из трех вентиляторов выбираем показавший лучшие характеристики при заданных возможностях двигателя (крутящем моменте, частоте вращения и передаточном отношении, рис. 3 – 5).

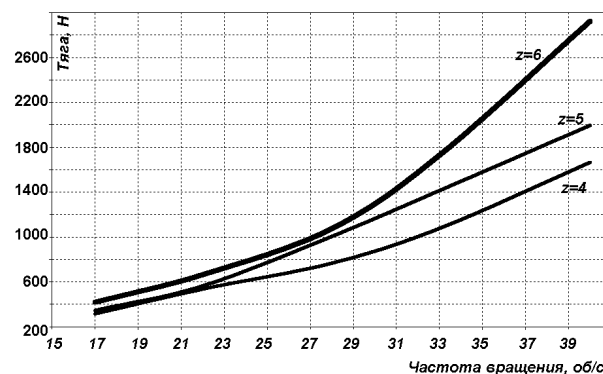


Рис. 3. График изменения тяги

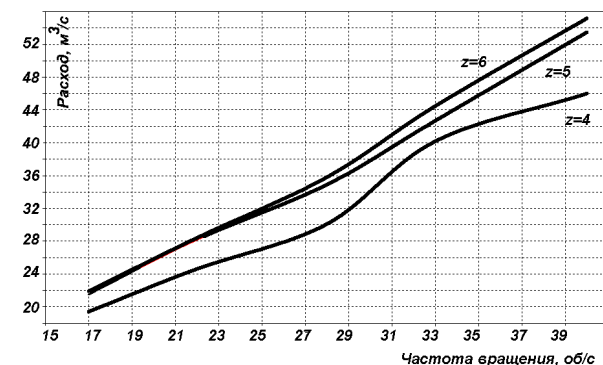


Рис. 4. График изменения расхода

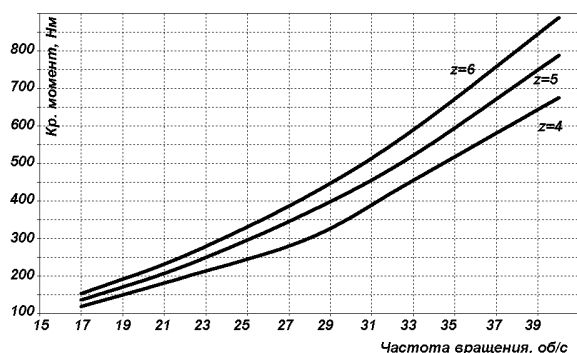


Рис. 5. График изменения крутящего момента

Максимально возможный крутящий момент на валу двигателя составляет 310 Нм при 1750... 3050 об/мин, тогда при передаточном отношении 1 : 1,5 максимально возможный крутящий момент на валу вентилятора составляет 465 Нм. По графику крутящего момента на вентиляторе определяем максимальную частоту вращения вентилятора, по этой частоте определяем тягу и расход, создаваемые вентилятором. Полученные характеристики вентиляторов сведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики вентиляторов

К-во лопаток	Частота вращения, об/с	Тяга, Н	Расход, м³/с
4	33,5	1110	40,5
5	31	1250	39,5
6	29,5	1250	38,5

Из табл. 2 видно, что наиболее эффективно применение вентилятора ОВ-109 с 5 лопатками.

3.2. В выбранном варианте уменьшаем втулку, оставляя прежним диаметр вентилятора, и также продуваем его. Согласно [3], это должно дать прирост тяги. Оставляем вариант, показавший лучшие характеристики.

Изменим геометрию вентилятора ОВ-109 с 5 лопатками, продлив лопатку к оси вращения и тем самым, изменив втулочное отношение с 0,44 до 0,347.

Таблица 3

Размерные параметры лопатки вентилятора ОВ-109 с уменьшенной втулкой

Радиус г, мм	Хорда профиля, мм	Угол установки, град.	Радиус кривизны ср. линии профиля р, мм
750	259	17,5	398
660	276	20,5	408
570	292	25	412
480	309	31,17	399
390	329	40,5	371
300	345	56,67	330
220	345	60	315

Продуваем полученный вентилятор (табл. 3) при различной частоте вращения (результаты продувок на рис. 6...рис. 8).

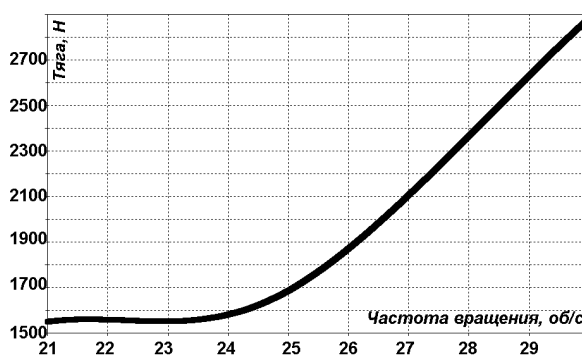


Рис. 6. График изменения тяги

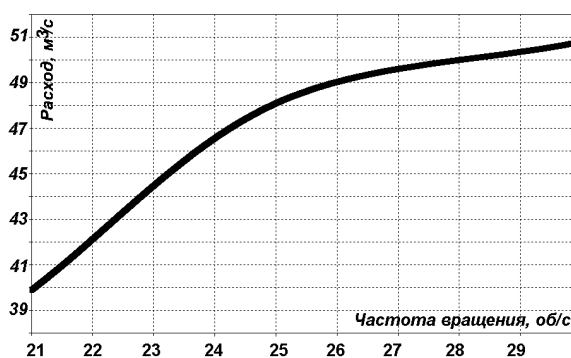


Рис. 7. График изменения расхода воздуха

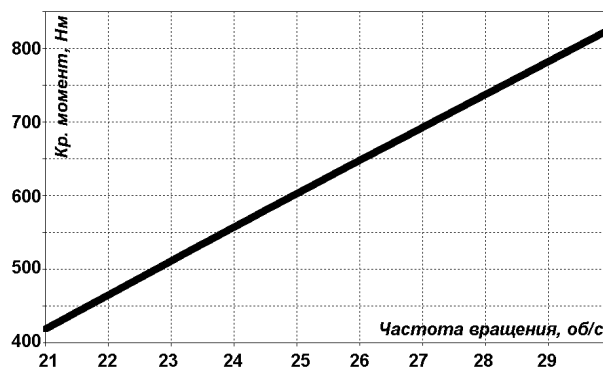


Рис. 8. График изменения крутящего момента

Максимально возможный крутящий момент на валу вентилятора составляет 465 Нм. По графику крутящего момента определяем частоту вращения вентилятора – 22 об/с (33 об/с, или 1980 об/мин на двигателе).

При такой частоте вращения вентилятора тяга составляет 1560 Н, расход – 42,2 м³/с.

Таблица 4

Сравнительные характеристики вентиляторов

Вентилятор	Частота вращения, об/с	Тяга, Н	Расход, м³/с
По п. 3.1	31	1250	39,5
По п. 3.2	22	1560	42,2

Из табл. 4 видно, что модернизированный вентилятор значительно выигрывает у стандартного как по тяге, так и по производительности.

3.3. Помещаем полученный в п. 3.2 вентилятор в кольцо и осуществляем продувку при разном взаимном положении кольца и вентилятора.

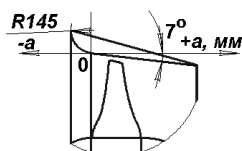


Рис. 9. Смещение кольца

Теперь попробуем выяснить влияние кольца на характеристики вентилятора (рис. 9). Продувки вентилятора в кольце при их различном взаимном положении осуществлялись при частоте вращения 26 об/с (результаты продувок на рис. 10...12).

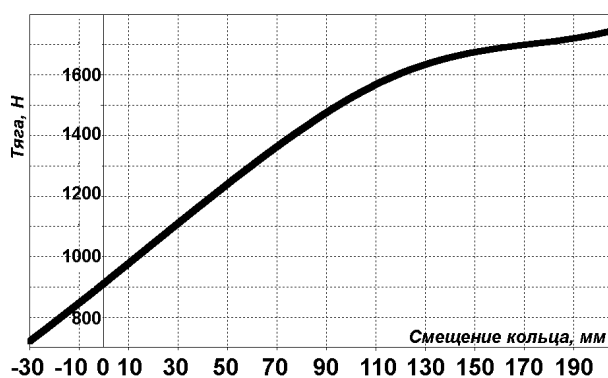


Рис. 10. График изменения тяги

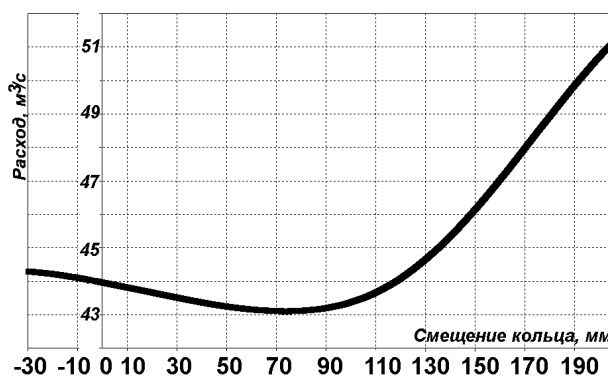


Рис. 11. График изменения расхода

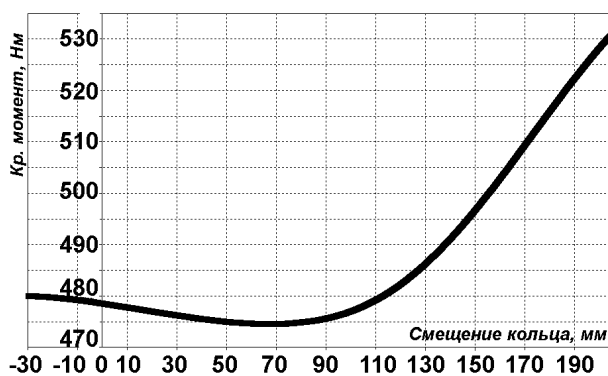


Рис. 12. График изменения крутящего момента

Как видим из табл. 5, значительная часть тяги (не сопротивления) ПДК создается на кольце. Объяснение этому в распределении давления вокруг профиля кольца (рис. 13).

Таблица 5

Характеристики ПДК

a, мм	P, Н	Q, м³/с	T, Нм	$P_{уд} = P/T$, м⁻¹	$Q_{уд} = Q/T$, м²/(Нм)
-30	720	44,3	480	1,5	0,092
105	1548	43,5	478	3,24	0,091
205	1745	51,1	531	3,29	0,096

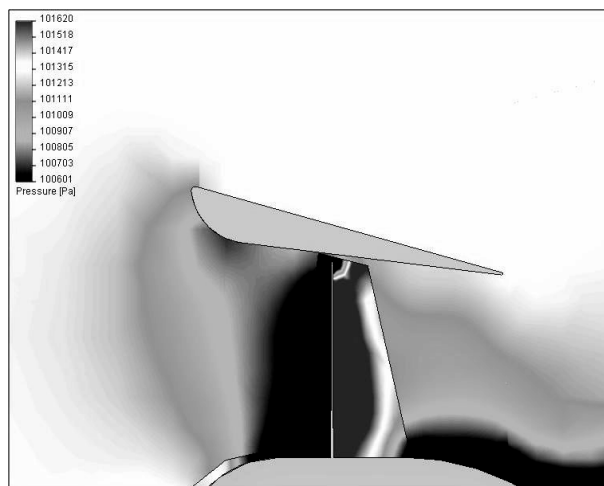


Рис. 13. Распределение давления вокруг кольца

Как видно, наилучшие характеристики при 26 об/с получены в 3-м случае. Однако теперь такую скорость вращения невозможно обеспечить при передаточном отношении 1:1,5. При передаточном отношении 1:2 максимальный крутящий момент на валу вентилятора составляет 600 Нм, а этого уже достаточно. При таком передаточном отношении частота вращения на двигателе – 52 об/с (3120 об/с). Такую частоту выбранный нами двигатель также может обеспечить.

В то же время еще нельзя утверждать, что расположение кольца и вентилятора в 3-м случае лучше, чем в остальных случаях, т.к. продувки осуществлялись на одной частоте вращения. А с изменением частоты вращения характеристики одного вентилятора (или ПДК) могут существенно измениться относительно другого, стать лучше или хуже. Поэтому для анализа различного взаимного расположения вентилятора и кольца используем понятие удельной тяги и удельного расхода, т.е. тяги и расхода, отнесенные к потребному крутящему моменту. Как видим из табл. 5, 3-й вариант расположения кольца действительно является наиболее рациональным, и можно сделать вывод, что выдвигание вентилятора вперед из кольца сказывается на его характеристиках.

Выводы

По результатам продувок модернизированный вентилятор с 5 лопатками в кольце позволил на 39,6% повысить тягу и 29,4% повысить производительность по сравнению со стандартным вентилятором ОВ-109 с 5 лопатками. К тому же эти данные хорошо согласуются с экспериментом, проводимым на масштабной модели [5].

Для завершения оптимизации ПДК рассматриваемого АВП необходимо:

- определить влияние на характеристики вентилятора изменение угла установки лопатки;
- варьировать радиусы лопатки по ее длине;
- определить влияние радиуса закругления кольца на входе;
- определить влияние длины и конусности кольца;
- совместно исследовать зазор между вентилятором и кольцом;
- желательно для повышения точности во время исследований использовать более мелкую сетку;
- экспериментально исследовать несколько полученных вариантов ПДК на шумовые характеристики.

Литература

1. Федюшкин А.М. Двигатель для малоскоростных летательных аппаратов / А.М. Федюшкин, Т.Б. Богачева // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 4/20. – С. 25-27.
2. Богачева Т.Б. Исследования осевого вентилятора – двигателя транспортных средств / Т.Б. Богачева // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*. – Х., 2003. – Вып. 34 (3). – С. 64-67.
3. Брусиловский И.В. Аэродинамические схемы и характеристики осевых вентиляторов ЦАГИ / И.В. Брусиловский. – М.: Недра, 1978. – 200 с.
4. Алямовский А.А. Компьютерное моделирование в инженерной практике / А.А. Алямовский, А.А. Собачкин, Е.В. Одинцов. – СПб. BHV, 2005. – 800 с.
5. Богачева Т.Б. Повышение эффективности осевых вентиляторов, не предназначенных для создания статического давления / Т.Б. Богачева // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*. – Х., 2002. – Вып. 29 (2). – С. 127-131.

Поступила в редакцию 15.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зам. директора по научной работе А.Я. Мовшович, НПО «Техоснастка», Краматорск, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ПІД'ЄМНО-РУШІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ АПАРАТІВ НА ПОВІТРЯНІЙ ПОДУШЦІ

Т.Б. Богачьова

В роботі розглянуто можливість одержання продувок модернізованого осевого вентилятора (на базі вентилятора ЦАГІ ОВ-109) в кільці з допомогою програмного продукту CosmosFloWorks для оптимізації під'ємно-рушійних комплексів апаратів на повітряній подушці. Наведено приклади підбору параметрів вентилятора. Показаний вплив взаємного розташування вентилятора та кільця на характеристики під'ємно-рушійного комплексу апарата на вибраній частоті обертання двигуна.

Ключові слова: вентилятор, гвинт у кільці, апарат на повітряній подушці, під'ємно-рушійний комплекс.

MODELLING OF AEROHYDRODYNAMICAL PROCESS WHEN PROJECTING OF LIFT-MOVING COMPLEX FOR AIR CUSHION VEHICLES

T.B. Bogachova

The work is looking at opportunity of reception of blowing of the modernized axial fan (is considered on the basis of fan TSAGI) in a ring with the help of software product CosmosFloWorks for optimization lift-moving complex air cushion vehicles. It gave example selection of fans parameters. It pointed out an influence on characteristics of vehicles lift-moving complex inter depending on disposition of fan and ring by selected frequency of engine.

Key words: fan, screw in a ring, lift moving complex, air cushion vehicles.

Богачева Татьяна Борисовна – научный сотрудник НИЛ ОСКБ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vp_oskb@khai.edu.

УДК 533.6.04: 533.69.043 + 533.6.054

А.Н. ТИХОВСКИЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЕЛИЧИНЫ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КРУТКИ И ПОПЕРЕЧНОГО “V” НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА

Описана работа по поиску удачной комбинации геометрических характеристик стреловидного крыла дельтаплана. Целью работы являлось расширение скоростного диапазона и увеличения аэродинамического качества при сохранении удовлетворительной устойчивости и управляемости. Лётные характеристики дельтаплана зависят от формы крыла в плане, а также от распределения геометрической крутки по крылу. Причём геометрическая крутка является тем параметром, которым на дельтаплане можно управлять в полёте. Проведены многократные лётные испытания с разными значениями поперечного “V” и величинами геометрической крутки. Подобрана удачная комбинация поперечного “V” и диапазона изменения крутки.

Ключевые слова: дельтаплан, геометрическая крутка крыла, поперечное “V”.

На протяжении более чем тридцатилетнего существования дельтаплана как самостоятельного летательного аппарата, он развился от конструкции, состоящей из ткани, натянутой на три выходящих из одной точки трубы, в полноценное летающее крыло, по своей аэродинамике ничем не отличающееся от жёстких летающих крыльев самолётов – бесхвосток (рис. 1).

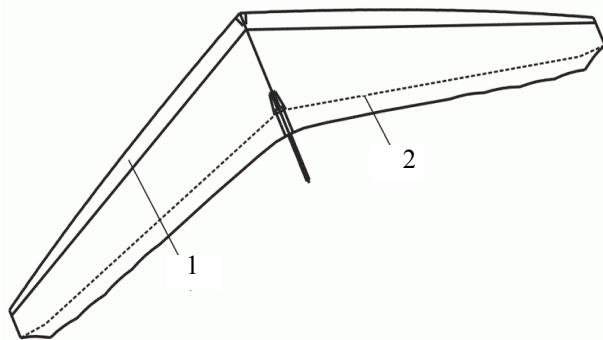


Рис. 1. Stealth-KhAI-2-14 вид в плане:
1 – обтекатель, 20% хорды; 2 – линия пришива
нижней обшивки, 80% хорды

Развитие дельтаплана долгое время шло путём совершенствования его конструкции и аэродинамики. За тридцатилетнюю историю аэродинамическое качество дельтаплана выросло с 4 до 16 единиц, а максимальная скорость полёта с 25 до 150 км/ч. В настоящее время совершенствование ведётся уже не поиском новых конструкторских или аэродинамических решений, а путём постепенного совершенствования существующих аэродинамических характеристик, дальнейшего улучшения весовой культуры, а также экспериментального подбора наиболее удачных комбинаций угла стреловидности, набора про-

филей, геометрической и аэродинамической крутки и закона её распределения по крылу, заданием диапазона изменения отрицательного поперечного V и диапазона изменения крутки крыла в полёте [1].

Целью настоящего исследования является расширение диапазона скоростей и увеличение аэродинамического качества при сохранении заданной устойчивости и управляемости.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи.

1. Подбор профилей для спортивных дельтапланов, исследование влияния геометрической и аэродинамической крутки крыла на устойчивость и управляемость.

2. Получение максимальных значений аэродинамического качества на режимах выполнения перехода и финишного долёта, при сохранении приемлемой устойчивости и управляемости, т.е. “режим максимального качества”.

3. Получение минимальных скоростей снижения при высокой управляемости и достаточной устойчивости, т.е. “режим обработки потоков”.

4. Получение максимальной управляемости при заданной устойчивости в манёвренных и посадочном режимах, “режим взлёта и посадки”.

Результатом выполняемых работ являлось нахождение комплекса рациональных геометрических характеристик серии дельтапланов, при которых реализуются наилучший комплекс их лётных характеристик. То есть, таких комбинаций, которые сочетают высокое аэродинамическое качество, удовлетворительные устойчивость и управляемость на разных режимах полёта, а также хорошие взлётнопосадочные характеристики.



Рис. 2. Stealth-KhAI-2-13



Рис. 3. Stealth-KhAI-2-14 в полете

Исследовательские работы проводились с использованием ранее построенных спортивных дельтапланов серии Stealth-KhAI (рис. 2, 3).

Конструкция дельтаплана представляет собой расчалочно-вантовую конструкцию, представляющую собой комбинацию совместно работающих каркаса из дюралюминиевых труб, тросовых растяжек и специального дельтапланерного паруса (рис. 4)

Трубы каркаса дельтаплана соединены в носовом узле рис. 4 позиция В и боковом узле рис. 4 позиция Е. Способ соединения исключает или минимизирует передачу моментных нагрузок. Элементы каркаса работают в основном на сжатие. Сложную нагрузку на изгиб и кручение испытывает только боковая труба, представляющая собой балку сложной конструкции, закреплённую на двух опорах. Моментные нагрузки в основном снимаются группой тросовых растяжек. Дельтапланы серии Stealth-KhAI для уменьшения аэродинамического сопротивления обладают уменьшенной системой тросовых растяжек, часть функций которых передана дополнительным элементам каркаса размещённых внутри крыла и не создающих дополнительного сопротивления.

Этими элементами являются внутренние АПУ, основные и концевые, поддерживающие S-образный профиль и отрицательную геометрическую крутку, необходимые стреловидному крылу – бесхвостке для обеспечения продольной устойчивости и управляемости (рис. 5 позиции 3 и 4).

На каркас надет парус, сшитый из высокопрочных синтетических тканей, имеющих в своей основе как полиамидные, так и полипропиленовые и карбоновые волокна. Поверхности некоторых видов тканей, обращённые к потоку, в процессе их производства покрыты синтетическими защитными плёнками.

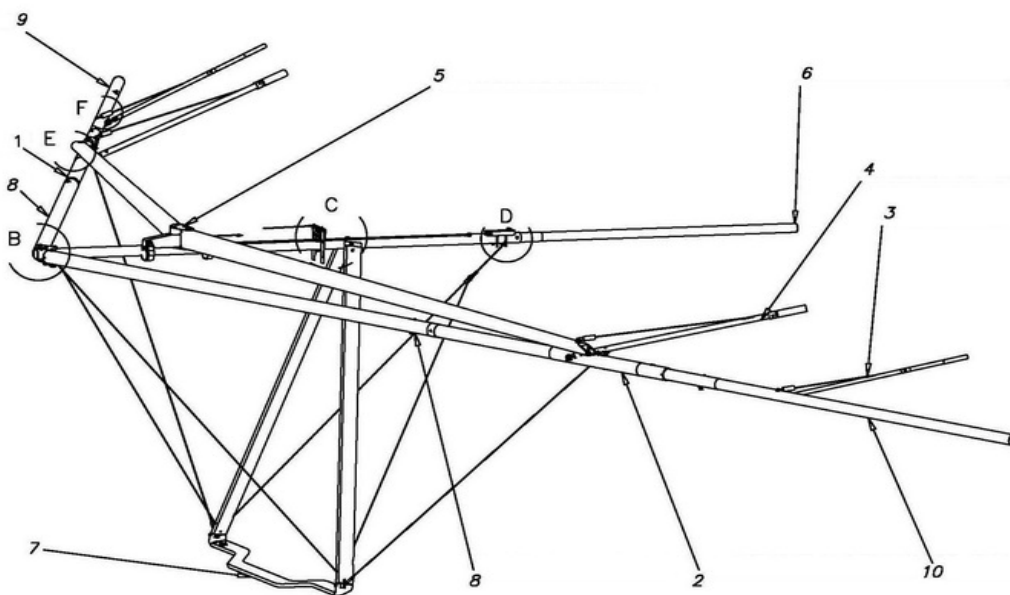


Рис. 4. Stealth-KhAI-2-14 – схема каркаса:

- 1 – боковая труба №1; 2 – боковая труба №2; 3 – АПУ концевое; 4 – АПУ главное;
- 5 – центральный узел; 6 – труба килевая; 7 – бпидбар карбоновый №7;
- 8 – боковая труба №1; 9 – боковая труба №3; 10 – боковая труба №3

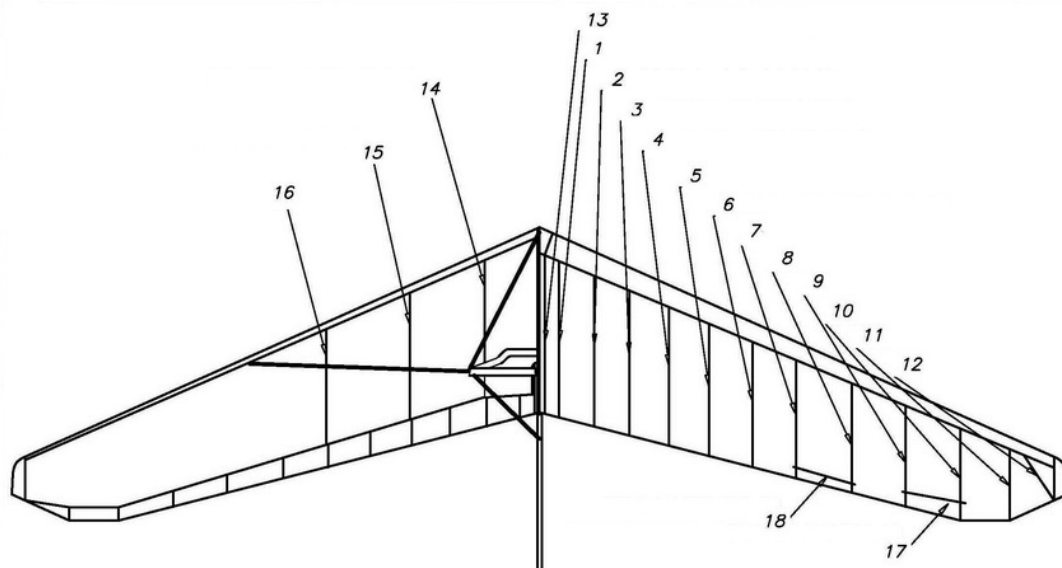


Рис. 5. Stealth-KhAI-2-14 – профилизадающие элементы:

1 – лата верхняя №1; 2 – лата верхняя №2; 3 – лата верхняя №3; 4 – лата верхняя №4; 5 – лата верхняя №5; 6 – лата верхняя №6; 7 – лата верхняя №7; 8 – лата верхняя №8; 9 – лата верхняя №9; 10 – лата верхняя №10; 11 – лата верхняя №11; 12 – лата упорная; 13 – лата килевая №1; 14 – лата нижняя №1; 15 – лата нижняя №2; 16 – лата нижняя №3; 17 – лата АПУ концевой; 18 – лата АПУ корневого

Профилировка крыла задаётся набором верхних – профильных, и нижних – прямых профилизадающих элементов – лат.

Аппараты оснащены системой управления распределением геометрической крутки вдоль размаха крыла. Работа этого механизма позволяет выполнять в полёте изменение установочных углов профилей плавно по размаху. При проведении ряда исследований дельтапланы оснащались средствами по переустановке отрицательного поперечного “V” крыла. Пилот исследователь, находящийся в потоке воздуха, скорость которого может превышать 100 км/ч, для уменьшения сопротивления одет в специальную обтекаемую подвесную систему. В снаряжение пилота обязательно входит спасательный парашют.

Исследования проводятся путём выполнения регулярных лётных испытаний с приборными замерами траекторной и вертикальной скоростей и оценкой управляемости и устойчивости по ощущениям пилотов испытателей.

Изменения вертикальной и траекторной скорости проводятся с помощью комплексных электронных приборов производства фирм Brauniger и Flytec, совмещающих в себе функции вариометра и высотомера и указателя скорости. Запись данных для построения поляры производится комплексным электронным прибором Airkotec Primus, также совмещающим в себе функции высотомера, вариометра и указателя скорости, но имеющим память для записи параметров полёта. Дополнительно для контроля вертикальной и траекторной скорости используются GPS фирм Garmin и Magelan. Их полезным

свойством является подробная запись пространственных координат ЛА с интервалами до 1 с. Для лучшей аэродинамической обтекаемости приборы заключаются в специальный вариобокс (рис. 6).



Рис. 6. Комбинация приборов – GPS Garmin 72 и комбинированный вариометр + высотомер + указатель скорости Brauniger IQ One в специальном вариобоксе

Сравнение текущих показаний приборов, опирающихся на непосредственные измерения воздушной скорости и скорости снижения, и приборов, фиксирующих пространственные перемещения с опорой на спутники системы GPS, даёт возможность достоверно судить о траектории ЛА, его управляемости и устойчивости. Перед каждым стартом электронным термометром проводился замер температуры у поверхности земли. Температура на высотах 100...500 метров, на которых выполнялись замеры, принималась равной приземной.

Vy и V измерялись и записывались в память приборов Airkotec Primus – anerоидные и поточные измерения, и GPS Garmin 60 – измерения с опорой на геостационарные спутники.

Комбинация приборов размещается на дельтаплане в поле зрения пилота. Крепление выполняется за стойки рулевой трапеции в их нижней части (рис. 7.)



Рис. 7. Установка комбинированного прибора и GPS к стойке трапеции без использования вариобокса

Специально для проведения исследовательских полётов был спроектирован и изготовлен буксировочный комплекс на основе тензометрического датчика (рис. 8, 9).

Назначение этого комплекса – буксировка лёгких летательных аппаратов – дельтапланов, и лёгких планеров за наземными и водными транспортными средствами.

В состав комплекса входят:

1. Блок электроники с индикатором усилия и кнопками управления.
2. Тензометрический датчик.
3. Замок аварийной отцепки.

Буксировочная система позволяет в зависимости от длины буксирного шнура и буксировочной дороги набирать высоту 500 – 1000 метров. Свойством данной системы, полезным с точки зрения опытных и экспериментальных полётов, является возможность наборов значительных высот в штилевых погодных условиях, оптимальных для проведения точных замеров.

В ходе исследований выполнялись полёты с разными устанавливаемыми на земле величинами отрицательного поперечного “V” крыла, а величина крутки могла задаваться как предварительно на земле, так и в полёте посредством специального полиспаста.

Сначала с каждым из экземпляров дельтапланов выполнялись старты с ног. В ходе этих полётов

выполнялась предварительная оценка устойчивости и управляемости дельтаплана. Формировалась исходная регулировка, с которой дельтаплан допускался к тестовым буксировочным полётам.



Рис. 8. Тензодатчик буксировочной системы устанавливается на автомобиль



Рис. 9. Электронный блок буксировочной системы устанавливается на автомобиль

С целью выполнения измерений выполнялись автобуксировки дельтаплана на высоту 500 метров (рис. 10), и пилот проводил комплекс летных тестов и замеров.



Рис. 10. Взлёт Stealth KhAi-13 на буксировке

В ходе исследований на каждом из устанавливаемых углов отрицательного поперечного “V” выполнялись тестовые полёты для оценки величины

аэродинамического качества. В процессе каждого из таких полётов пилот-исследователь выполнял группу скоростных прогонов дельтаплана – “измерительных полочек”. Тестовые прогоны выполнялись на заранее оговоренной группе скоростей: 28, 30, 35, 38, 40, 42, 45, 50, 60, 80, 100, 120 км/ч. Возможность или не возможность выполнения тестового прогона на минимальных или максимальных скоростях, определялась комбинацией геометрических характеристик дельтаплана. В ходе измерительного прогона пилот старался сохранять постоянный угол атаки ЛА в течение не менее 10 секунд, чтобы регистрирующие приборы смогли взять 4 – 5 отсчётов измеряемой вертикальной и траекторной скорости полёта. После каждой полочки, не меняя положения полиспаста (не изменяя установленной геометрической крутки), пилот выполняет серию заданных манёвров для определения устойчивости и управляемости аппарата. Выполнялись спирали с креном 45°, при этом оценивалась устойчивость аппарата в установившейся спирали. Выполнялась перекладка из спирали с углом крена 45° в спираль с тем же креном в противоположном направлении, при этом оценивалось время перекладки. Далее выполнялся прямолинейный полёт с брошенной ручкой управления, при этом измерялось время, в течение которого аппарат сохранял прямолинейную траекторию полёта.

Измерения выполнялись от минимальной возможной – предсрывной скорости, до максимально достижимой для данной конфигурации. В некоторых случаях, около максимальных скоростей, замеры приходилось прерывать ввиду достижения режимов динамической неустойчивости летательного аппарата. За один полёт с потерей высоты 300 – метров выполнялись 3...5 замеров значений вертикальной скорости при заданных значениях горизонтальной. На высотах ниже 200 метров скоростные полочки не выполнялись из соображений безопасности.

Измерения проводились для углов отрицательного поперечного “V” 172°, 176° и 168°. Для всех значений отрицательного поперечного “V” проводились измерения вертикальной скорости V_y на заранее заданных значениях траекторной скорости V . Измерения проводились при четырёх устанавливаемых в полёте углах геометрической крутки крыла, минимальной, максимальной и двух промежуточных обозначаемых в табл. 2 – 4.

По результатам проводимых исследований получены следующие результаты:

В ходе исследований тестовых образцов дельтапланов серии **Stealth KhAi** были выявлены оптимальные для данных профилей минимальный и максимальный углы геометрической крутки и опти-

мальный угол отрицательного поперечного “V” крыла. Оптимальным углом был избран угол 172 градуса (см. табл. 2 – 4, рис 11 – 13).

Таблица 1

Сводная таблица максимальных и минимальных скоростей на разных углах отрицательного поперечного “V”

Угол	Vmin	Vy min	Vmax	Vy max
176	30	1,0	110	–7,9
172	28	0,95	120	9,9
168	30	–0,95	124	–13,4

При выполнении дальнейших полётов в условиях постепенно повышающейся турбулентности атмосферы пилотами-испытателями был отмечен недостаток статической устойчивости аппарата при угле отрицательного поперечного “V”, равном 176 градусам, что требовало повышенного внимания пилота к решению задачи поперечной стабилизации, и как следствие, приводило к повышенной утомляемости. Поэтому, несмотря на наилучшие полученные данные по скоростным параметрам, от фиксации именно этого угла отрицательного поперечного “V” крыла решили отказаться. Возврат к углу 172 градуса показал удовлетворительную устойчивость в турбулентных условиях развившегося термического дня. Именно этот угол поперечного “V” зафиксирован на дельтапланах указанной серии.

Выводы

1. Принудительное управление круткой крыла дельтапланов серии **Стелс-ХАИ** позволило получить диапазон скоростей полёта от 28 до 124 км/ч и поднимать максимальное аэродинамическое качество серии до 12,07.

2. Увеличение геометрической крутки крыла делает возможным полёт на малых скоростях 28–30 км/ч с хорошим запасом устойчивости и управляемости, что оказывается удобным для выполнения посадки и для манёвренного полёта.

3. Уменьшение геометрической крутки крыла позволило получить максимальное значение АД качества 12,07 и максимальную скорость полёта, равную 124 км/ч. Дальнейшее уменьшение крутки ограничено необходимым запасом продольной устойчивости и управляемости.

4. Дальнейшее увеличение геометрической крутки приводят к значительному завышению запаса путевой устойчивости, что вызывает возникновение рыскания по курсу уже на скорости 60 км/ч, что в свою очередь, снижает возможность оперативного манёвра скоростью, так как на уменьшение крутки пилотом затрачивается время порядка 2-3 секунд.

Таблица 2

Группа скоростных поляр для разных значений крутки крыла, поперечное V 176 градуса

28	30	35	38	40	42	45	50	60	80	100	110	120
	-1,4	-1,3	-1,2	-1,1	-1,15	-1,2	-1,3	-2,2				
	-1,25	-1,15	-1,05	-1,05	-1,1	-1,15	-1,25	-2	-4			
	-1,15	-1,05	-1	-1	-1,05	-1,1	-1,2	-1,8	-3,9	-7		
		-1	-0,95	-0,95	-1	-1,05	-1,15	-1,6	-3,7	-6,2	-7,9	

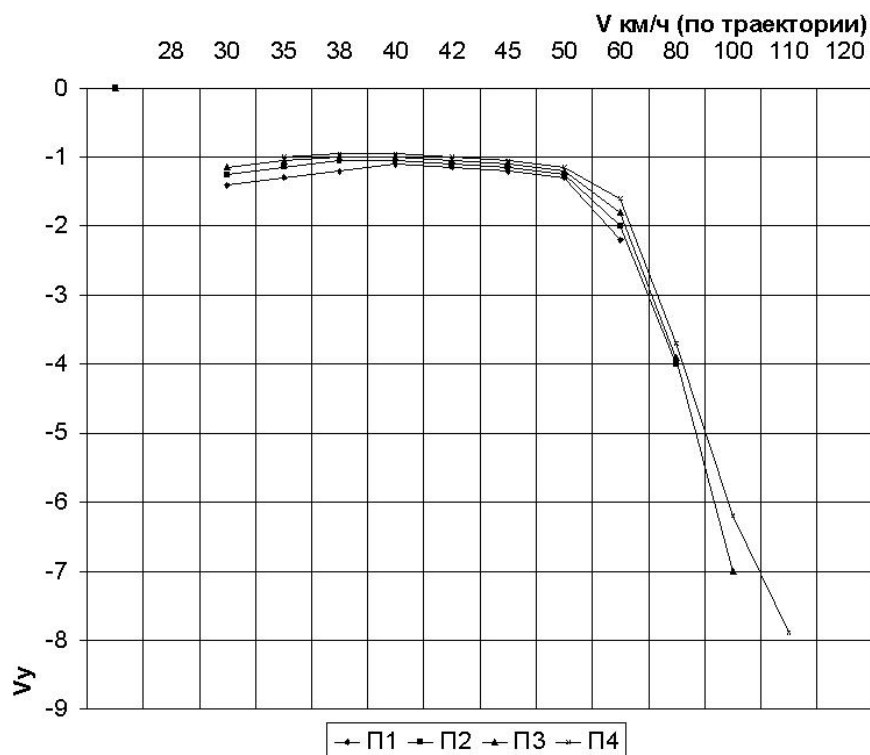


Рис. 11. Группа поляр для разных значений крутки крыла:
поперечное «V» – 176 градусов

Группа поляр полученных для углов отрицательного поперечного «V» 176 градусов.

Максимальная скорость 110 км/ч достигнута на минимальном значении крутки крыла.

На больших значениях крутки при превышении скорости 60, 80 и 100 км/ч соответственно начинались явления динамической неустойчивости летательного аппарата, и эксперимент прекращался.

Температура у земли 17°C.

Таблица 3

Группа скоростных поляр для разных значений крутки крыла, поперечное V 172 градуса														
	V км/ч	28	30	35	38	40	42	45	50	60	80	100	110	120
П1	V_y м/с	-1,4	-1,35	-1,2	-1,1	-1,1	-1,15	-1,2	-1,3	-2,2	-4,1			
П2	V_y м/с		-1,2	-1,1	-1,05	-1,05	-1,1	-1,15	-1,25	-2	-3,9	-7,2		
П3	V_y м/с		-1,1	-1,05	-1	-1	-1,05	-1,1	-1,2	-1,8	-3,7	-6,9	-8,9	
П4	V_y м/с			-1	-0,95	-0,95	-1	-1,05	-1,15	-1,6	-3,5	-6,1	-7,8	-9,9

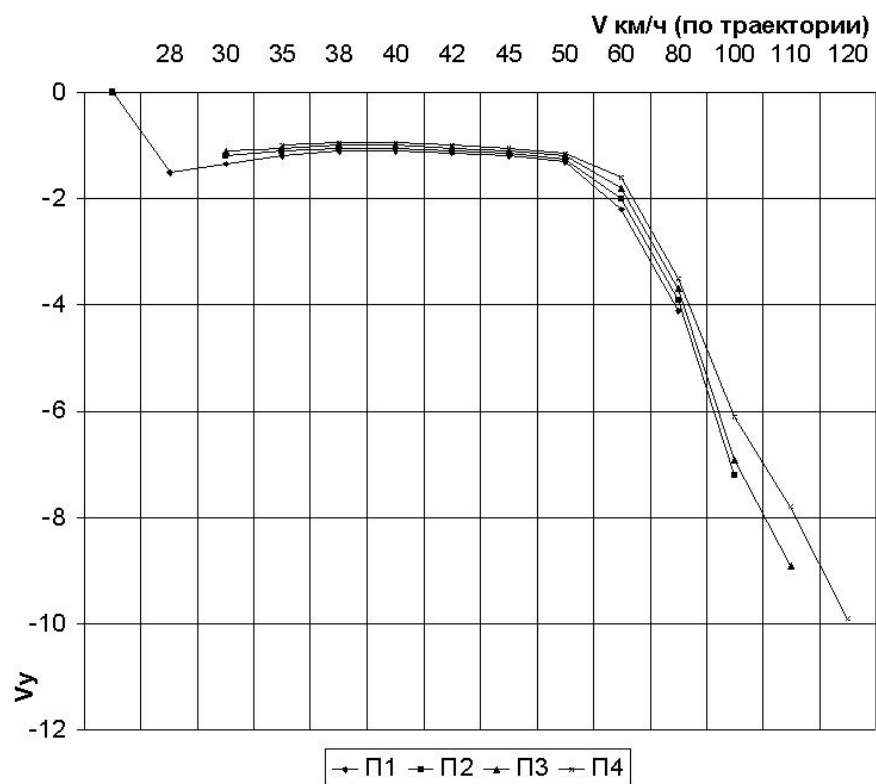


Рис. 12. Группа поляр для разных значений крутки крыла:
поперечное « V » – 172 градуса

Группа поляр полученных для углов отрицательного поперечного « V » 172 градуса.

Максимальная скорость 120 км/ч достигнута на минимальном значении крутки крыла.

На больших значениях крутки при превышении скорости 80, 100 и 110 км/ч соответственно начинались явления динамической неустойчивости летательного аппарата, и эксперимент прекращался.

Температура у земли 17,5°C.

Таблица 4

Группа скоростных поляр для разных значений крутки крыла, поперечное V 168 градусов													
	V км/ч	30	35	38	40	42	45	50	60	80	100	110	120
П1	V_y м/с	-1,35	-1,2	-1,1	-1,1	-1,15	-1,2	-1,3	-2,2	-4,1	-7,4		
П2	V_y м/с	-1,2	-1,1	-1,05	-1,05	-1,1	-1,15	-1,25	-2	-3,9	-7,2	-9,6	
П3	V_y м/с	-1,1	-1,05	-1	-1	-1,05	-1,1	-1,2	-1,7	-3,7	-6,8	-9,2	-11,8
П4	V_y м/с		-1	-0,95	-0,95	-1	-1,05	-1,15	-1,6	-3,5	-6,1	-7,9	-12,1

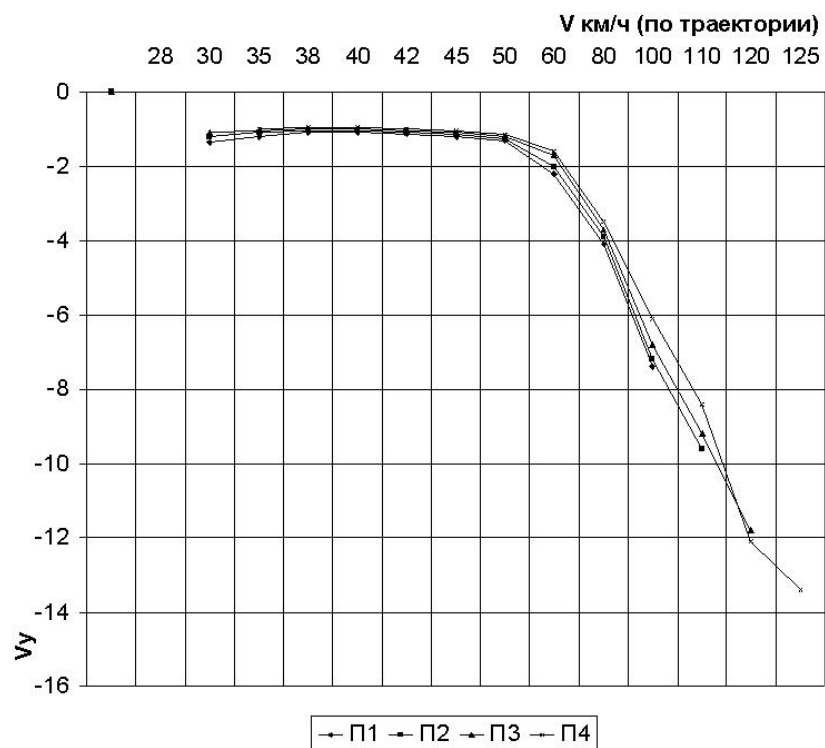


Рис. 13. Группа поляр для разных значений крутки крыла:
поперечное « V » – 168 градусов

Группа поляр полученных для углов отрицательного поперечного « V » 168 градуса.

Максимальная скорость 125 км/ч достигнута на минимальном значении крутки крыла. На больших значениях крутки при превышении скорости 100, 110 и 120 км/ч соответственно начинались явления динамической неустойчивости летательного аппарата, и эксперимент прекращался.

Температура у земли 19°C.

5. Занижение отрицательного поперечного V крыла более 172 градусов хотя и расширяет скоростной диапазон летательного аппарата, отодвигая скорость, на которой начинают проявляться явления динамической неустойчивости, но снижая запас статической устойчивости, делает весьма утомительным полёт в условиях повышенной турбулентности.

6. Дальнейший поиск решений, приводящих к комплексному улучшению лётных характеристик, имеет смысл проводить в направлении уменьшения толщины профиля и площади крыла и увеличения диапазона значений геометрической крутки. Эти выводы согласуются с публикациями авторов И.А. Азарьева, Д.С. Горшенина, В.И. Силкова [2].

В результате выполненных исследований выбран диапазон изменения установочных углов концевых относительно корневых для текущей серии

аппаратов, выбрано наиболее подходящее значение отрицательного поперечного “ V ” и определено направление дальнейшего совершенствования лётных характеристик дельтапланерных крыльев.

Результатом работ стала серия дельтапланов Стелс-ХАИ, на которых пилоты спортсмены института успешно выступают на чемпионатах, проводимых в Украине.

Литература

1. Клименко А.П. Мотodelьтапланы: Проектирование и теория полета / А. Клименко, И.В. Никитин. – К.: Патриот, 1992. – 217 с.
2. Азарьев И.А. Практическая аэродинамика дельтаплана / И. Азарьев, Д. Горошенин, В. Силков. – К.: Машиностроение, 1992. – 288 с.

Поступила в редакцию 11.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры аэродинамики В.В. Тюрёв, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНОЇ КРУТКИ ТА ПОПЕРЕЧНОГО “ V ” НА АЕРОДИНАМІЧНУ ЯКІСТЬ, КЕРОВАНІСТЬ ТА СТІЙКІСТЬ ЛІТАЮЧОГО КРИЛА

О.М. Тиховський

Робота по пошуку задовільної комбінації геометричних характеристик стрілоподібного крила дельтаплану. Ціллю роботи було поширення швидкісного діапазону та збільшення аеродинамічної якості при збереженні задовільної керованості та стійкості. Льотні властивості дельтаплану залежать від форми крила в плані та в значній мірі від розподілення геометричної крутки по крилу. Геометрична крутка крила є тим параметром, яким на дельтаплані можна керувати в польоті. Виконано багатократні льотні випробування з різними значеннями поперечного “ V ” та значеннями геометричної крутки крила. Підібрана комбінація поперечного “ V ” та діапазону змінення крутки.

Ключові слова: дельтаплан, крутка крила, поперечне “ V ”.

EXPERIMENTAL RESEARCH EFFECT OF TWIST OF WING AND TRANSVERSAL “ V ” ON THE AERODYNAMIC QUALITY, STABILITY AND DIRIGIBILITY OF FLYING WING

О.М. Tichovsky

Work on the search of successful combination of geometrical descriptions of arrow-shaped wing of hang-glider is described. The purpose of work was expansion of speed range and increase of aerodynamic quality at saving of satisfactory stability and dirigibility. Flying descriptions of hang-glider depend on a form covered in a plan, and similarly from distributing of geometrical twist on a wing. Thus geometrical twist is a that parameter which on a hang-glider it is possible to control on the fly. Frequent flying tests are conducted with the different values of transversal “ V ” and sizes of geometrical twist. Successful combination of transversal “ V ” and range of change of twist is found.

Key words: hangglider, twist of wing, transversal “ V ”.

Тиховський Алексей Николаевич – инженер 1 кат. ОСКБ ХАИ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: ant_xai@mail.ru.

УДК 629.733.33

В.Н. СБОЙЧАКОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЭРОСТАТИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ПОВЕРХНОСТИ МАРСА

Приведены результаты численного исследования возможности использования аэростатического летательного аппарата (АЛА) в качестве носителя научно-исследовательской аппаратуры при изучении поверхности планеты Марс. Рассматривается полезная нагрузка АЛА (научно-исследовательская аппаратура) массой 5, 15, 25 и 50 кг. Представлены потребный для ее поддержания в атмосфере Марса габарит оболочки АЛА и масса АЛА в функции массы полезной нагрузки. Рассматриваются величины избыточного давления в транспортном баллоне для доставки водорода на Марс: 0, 10, 50, 100, 150 и 200 атмосфер. Представлены величины объема, габаритов, допустимой толщины стенки баллона и его массы в функции массы полезной нагрузки и избыточного давления в транспортном баллоне.

Ключевые слова: аэростатический летательный аппарат, полезная нагрузка, оболочка, баллон, масса, габарит.

Вопрос исследования планеты Марс включает исследование и его поверхности, как географического, так и минералогического характера. Для проведения этих исследований необходим аппарат, в состав которого помимо самих приборов входил бы и транспортер-носитель этих приборов. Помимо обеспечения работы приборов на Марсе необходимо обеспечить доставку приборов, аппарата – носителя и сопутствующего оборудования с Земли на Марс. Все это представляет сложную научно-техническую проблему и требует оптимизации массовых и энергетических затрат. Последние, в конце концов, тоже сводятся к массовым затратам.

Для решения подобной задачи при исследовании Луны были использованы самоходные транспортеры-тележки, т.к. на Луне отсутствует атмосфера. При исследовании Венеры рассматривалась возможность применения для этих целей летательных аппаратов, причем высказывалось мнение, что использование аэростата является в энергетическом плане наиболее приемлемым [1].

Для предварительной оценки возможности использования аэростатического летательного аппарата (АЛА) в качестве носителя научных приборов при исследовании поверхности Марса рассмотрим зависимости: массы АЛА, а также массы всего комплекта грузов, связанных с АЛА, в функции массы полезной нагрузки (ПН) (массы научно-исследовательских приборов). Для сравнения с другими вариантами аппарата-носителя необходим критерий оценки конструкции. Обычно рассматривается отношение массы ПН аппарата к его взлетной массе и

называется оно относительной массой ПН. В нашем случае известной величиной является масса ПН. Перевернем это отношение и назовем его коэффициентом затраты масс. Так как аппарат-носитель необходимо транспортировать с Земли на Марс, то для выбора его оптимального варианта необходимо иметь не только величину отношения полетной массы аппарата на Марсе к массе полезной нагрузки, но также и отношение массы всего комплекта отправляемого с Земли, к массе ПН АЛА.

В составе АЛА рассматриваются:

- сферическая оболочка;
- веревочная сеть, её охватывающая, совместно с тросом;
- необходимый объем водорода;
- блок приборов.

В составе комплекта доставки рассматриваются:

- АЛА;
- ёмкость для транспортировки водорода на Марс.

Исходя из поставленной задачи, необходимо определить:

- потребный (для поддержания в атмосфере Марса полезной массы заданной величины) габарит АЛА;
- массу АЛА;
- потребный габарит транспортного баллона для водорода;
- массу транспортного баллона;
- массу комплекта, который транспортируется на Марс;
- коэффициенты затраты массы для АЛА и для всего комплекта.

Результаты расчетов приведены на графиках рис. 1 – 5. Габарит оболочки (рис. 1, а) изменяется от $D = 8,089$ м при $M_{пн} = 5$ кг до $D = 17,213$ м при $M_{пн} = 50$ кг, т. е. увеличение полезной массы в 10 раз вызывает увеличение габарита оболочки АЛА в 2,1 раза.

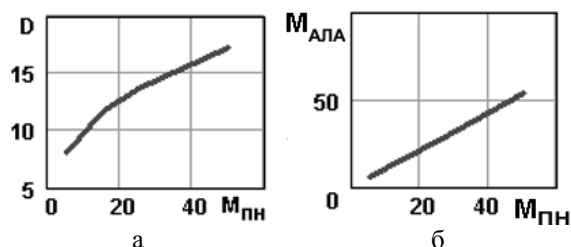


Рис. 1. Габарит (а) и масса (б) АЛА в функции величины полезной нагрузки

Масса АЛА при этом (рис. 1, б) меняется от $M_{пн} = 5,542$ кг до $M_{пн} = 53,404$ кг, т. е. в 9,6 раза. Это почти пропорционально увеличению полезной массы, хотя несколько и отстает от него.

Определение потребного габарита транспортного баллона, допускаемой толщины стенки баллона, его массы и массы комплекта грузов, а также коэффициента затраты массы проводилось для давления при закачке водорода величиной: 0, 10, 50, 100, 150, 200 атм (на рис. 2, 3, 5 они обозначены индексами 0...5 соответственно). Видно (рис. 2, а), что наибольший габарит $r_{бал}$ транспортного баллона требуется при закачке в него водорода при атмосферно давлении (без обеспечения избыточного давления в нем) для любой величины полезной нагрузки.

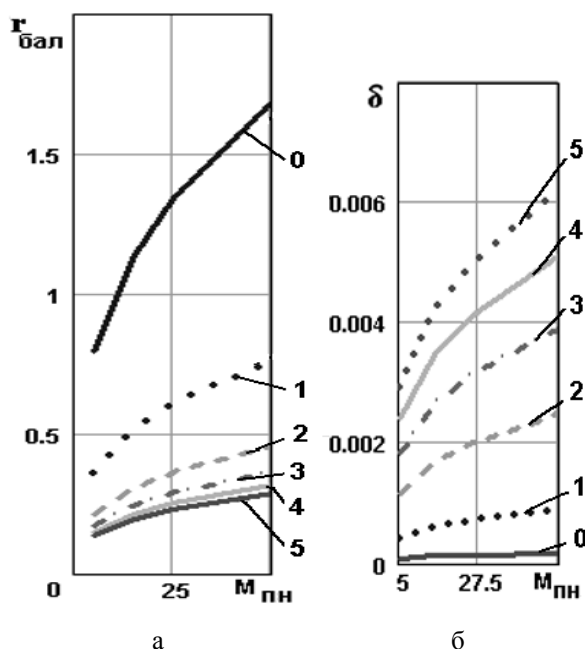


Рис. 2. Радиус (а) и допускаемая толщина стенки (б) транспортного баллона

Материалом баллона принята сталь. Допускаемая толщина стенки баллона и его масса рассчитывались с учетом давления атмосферы Марса. Каждый график на рис. 2, б представляет изменение толщины δ стенки баллона при постоянном избыточном давлении в баллоне в функции полезной массы.

Изменение массы баллона (рис. 3, а) тоже изображено в функции изменения массы полезной нагрузки при постоянном избыточном давлении для всех величин массы ПН. Видно, что все графики почти слились в одну линию. Это означает, что существенным при оптимизации баллона является не избыточное давление в нем, а габарит.

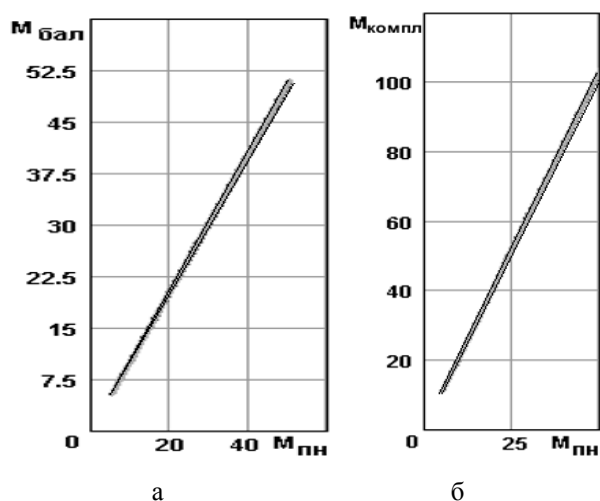


Рис. 3. Масса транспортного баллона (а, при всех давлениях практически одинакова) и масса транспортируемого комплекта (б)

Для транспортируемого комплекта грузов прослеживается аналогичная зависимость (рис. 3, б). Масса транспортируемого на Марс комплекта грузов $M_{компл}$ прямо зависит от величины ПН, а не от используемого избыточного давления в транспортном баллоне, что вполне естественно.

Зависимость относительной массы ПН АЛА $m_{АЛА}$ и коэффициент затраты массы АЛА $k_{АЛА}$ от величины массы ПН АЛА представлены на рис. 4. Коэффициент затраты массы показывает во сколько раз масса АЛА больше массы транспортируемого груза (ПН).

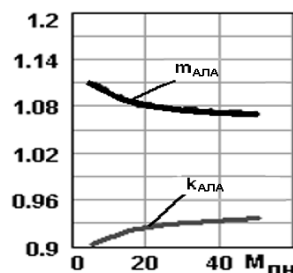


Рис. 4. Относительная масса ПН и коэффициент затраты массы АЛА

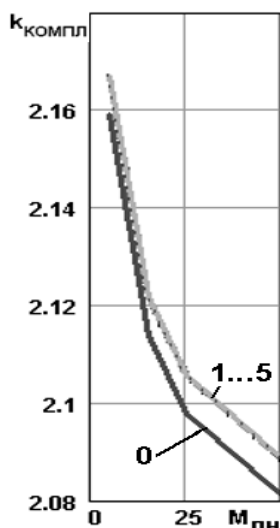


Рис. 5. Коэффициент затраты массы комплекта грузов

Видно, что с ростом массы ПН ее относительная величина растет, а коэффициент затраты массы падает.

Коэффициент затраты массы комплекта грузов (рис. 5) падает с ростом массы ПН. Все графики почти слились в одну линию. Исключение составляет график с баллоном без избыточного давления, идущий ниже остальных. Тем не менее, это различие не превышает 0,5%.

Выводы

С ростом массы ПН ее относительная масса растет, что делает АЛА оптимальным по массе.

Закачка водорода в транспортный баллон под давлением массу комплекта грузов почти не снижает, зато снижает габарит баллона.

Более точная оценка параметров АЛА возможна после соответствующей проработки конструкции.

Литература

1. *Аэростаты в атмосфере Венеры* / Р.С. Кремнев, В.П. Карягин, В.В. Балыбердин, А.А. Клевцов. – К.: Наук. думка, 1985. – 136 с.

Поступила в редакцию 7.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПОПЕРЕДНЯ ОЦІНКА МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ АЕРОСТАТИЧНОГО АПАРАТА ПРИ ДОСЛІДЖЕННІ ПОВЕРХНІ МАРСА

В.М. Сбойчаков

Приведені результати чисельного дослідження можливості використання аеростатичного літального апарату (АЛА) в якості носія науково-дослідного приладдя при вивченні поверхні планети Марс. Розглядається корисне навантаження АЛА (науково-дослідне приладдя) масою 5, 15, 25 та 50 кг. Представлені: потрібний для його підтримки в атмосфері Марсу габарит оболонки АЛА та маса АЛА в функції маси корисного навантаження. Розглядаються величини надмірного тиску в транспортному балоні для доставки водню на Марс: 0, 10, 50, 100, 150, 200 атмосфер. Представлені величини об'єму, габаритів, допустимої товщини стінки балона та його маси в функції корисного навантаження та надмірного тиску в транспортному балоні.

Ключові слова: аеростатичний літальний апарат, корисне навантаження, оболонка, балон, маса, габарит.

TENTATIVE ESTIMATION OF THE OPPORTUNITY OF USE OF THE AEROSTATIC DEVICE AT RESEARCH

V.N. Sboychakov

Results of numerical research of an opportunity of use of the aerostatic flying device (AFD) as the carrier of the research equipment at studying a surface of a planet Mars are resulted. Useful loading (the research equipment) is considered weight 5, 15, 25 and 50 kg. Are submitted required for its maintenance in an atmosphere of Mars a dimension of a cover of AFD also a weight of AFD in function of weight of useful loading. Sizes of superfluous pressure in a transport balloon for delivery of hydrogen to Mars are considered: 0, 10, 50, 100, 150 and 200 atmospheres. Sizes of volume, the dimensions, allowable thickness of a wall of a balloon and his weight in function of weight of useful loading and superfluous pressure in a transport balloon are submitted.

Key words: the aerostatic flying device, a useful loading, a cover, a balloon, a weight, a dimension.

Сбойчаков Виталий Николаевич – научный сотрудник НИЛ ОСКБ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “Харьковский авиационный институт”, Харьков, Украина.

УДК 621.311.8

Е.В. ЦЫНКА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СИСТЕМЫ ГАРАНТИРОВАННОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЕТРОУСТАНОВОК МАЛОЙ МОЩНОСТИ

В работе рассмотрено практическое использование ветроустановок малой мощности в системах гарантированного энергоснабжения базовых станций береговых радиостанций. Расположение подобных объектов в труднодоступных местах, обусловленное требованиями радиосвязи, приводит к значительному ухудшению качества энергоснабжения этих объектов. Дана оценка эффективности использования ветроустановки малой мощности на примере конкретного объекта. Отражены задачи по проектированию энергообеспечения подобных объектов радиосвязи.

Ключевые слова: системы гарантированного энергообеспечения, ветроэнергетическая установка, источник бесперебойного питания, питание радиостанций.

Системы гарантированного энергообеспечения играют ведущую роль в решении двух наиболее важных проблем. Первая – обеспечение надежной работы средств телекоммуникаций и связи, запитанных от общей энергосети с низкими показателями бесперебойности. Вторая – обеспечение работы этих средств во время стихийных бедствий или аварий общей энергосистемы. Особо актуально решение этих проблем для удаленных объектов, находящихся вдали от населенных пунктов, а также в труднодоступных местах [1]. Как правило, системы радиосвязи располагаются на местности в точках, где обеспечивается необходимая диаграмма направленности, при этом за счет удаления этих объектов от электрических подстанций существенно ухудшаются параметры энергоснабжения – понижается стабильность напряжения, увеличивается вероятность аварий на линии.

Целью данной работы является описание законченной системы гарантированного энергообеспечения базовой станции «мыс Айя» береговой радиостанции морского района А1 ГМССБ Крымского полуострова (далее система гарантированного энергообеспечения). Данный объект выбран как труднодоступный для обслуживания и практически недоступный в некоторые времена года в связи с погодными условиями.

Инициатором данной работы выступило Государственное предприятие морских телекоммуникаций Украины «МОРКОМ».

На этапе проектирования разработано техническое задание на разработку системы гарантированного энергообеспечения с учетом полученных графиков потребления электроэнергии, сформирован состав необходимого электрооборудования, состав-

лен перечень доработок по аппаратной и программной адаптации стандартного электрооборудования под конкретную задачу.

В качестве дополнительного источника была выбрана ветроэнергетическая установка ВЭУ-075 производства частного предприятия «Світ Вітру» [2], разработанная совместно с НИЛ ОСКБ ХАИ и представленная на рис. 1.



Рис. 1. Общий вид ветроэнергетической установки ВЭУ-075

ВЭУ-075 представляет собой трехлопастную быстроходную турбину, соединенную напрямую (без мультипликатора) с генератором, что повысило надежность и снизило шум ветроэнергетической установки. Турбина с аэромеханической системой стабилизации частоты вращения и системой флюгирования. Генератор представляет собой торцевую

трехфазную многополюсную электрическую машину на постоянных магнитах.

Выбор конкретного типа ветроустановки обусловлен не только удовлетворяющими техническими характеристиками, но и тем, что она практически не требует обслуживания в процессе эксплуатации.

Основные технические характеристики ветроэнергетической установки ВЭУ-075 приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные технические характеристики ВЭУ-075

Название	Ед. изм.	Зна- чение
Номинальная мощность	Вт	750
Номинальное напряжение генератора	В	24
Диаметр турбины	м	3,1
Номинальная частота вращения	об/мин	310
Количество лопастей	шт.	3
Материал лопастей	стеклопластик	
Расположение относительно мачты	подветренное	
Способ ориентации по ветру	самоориентация	
Регулирование частоты вращения	аэромеханическое	
Тип генератора – многополюсный трехфазный с возбуждением от постоянных магнитов		

Рабочий диапазон скоростей ветра ветроэнергетической установки ВЭУ-075 приведен в табл. 2.

Таблица 2

Рабочий диапазон скоростей ветра

Название	Ед. изм.	Значение
Стартовая (начало работы)	м/с	2,5
Номинальная (генератор развивает мощность 750 Вт)	м/с	8,0
Максимальная эксплуатационная	м/с	50

Была разработана система гарантированного энергообеспечения с основным питанием от фидера. При возникновении аварийных ситуаций на фидере питание береговой радиостанции автоматически переводится на инвертор, работающий от аккумуляторной батареи (АБ). Для продления времени рабо-

ты системы гарантированного энергообеспечения при питании от АБ служит ветрогенератор. При длительном отсутствии питания от фидера и сильном разряде АБ системы гарантированного энергообеспечения отключает оборудование береговой радиостанции за исключением жизненно важных модулей радиосвязи.

В качестве источника бесперебойного питания был выбран ИБП-1,5/3С-ВГ производства ЧП «Світ Вітру», разработанный в НИЛ ОСКБ ХАИ.

Внешний вид ИБП-1,5/3С-ВГ показан на рис. 2.



Рис. 2. Общий вид источника бесперебойного питания ИБП-1,5/3С-ВГ

ИБП-1,5/3С-ВГ имеет в своем составе ШИМ контроллер заряда АБ от ветроэнергетической установки, узел контроля сетевого напряжения, инвертор для преобразования постоянного напряжения АБ в переменное напряжение 220 В. Функцию заряда АБ выполняет инвертор в «обратном» включении (обратимый инвертор). Режим работы, мощностные характеристики, информация об аварийных ситуациях отображается на жидкокристаллическом индикаторе. Имеется возможность программирования некоторых параметров непосредственно с передней панели. Для температурной компенсации конечного напряжения заряда АБ служит выносной датчик температуры прикрепленный непосредственно к АБ.

Основные технические характеристики ИБП-1,5/3С-ВГ приведены в табл. 3 [3].

В качестве АБ были выбраны кислотные необслуживаемые герметичные аккумуляторы с пастообразным электролитом емкостью 200 Ач типа SSB12200. Выбор был обусловлен длительным сроком эксплуатации (более 10 лет) и отсутствием технического обслуживания на протяжении всего срока эксплуатации.

Таблица 3
Основные технические характеристики
ИБП-1,5/3С-ВГ

Название	Ед. изм.	Значение
Номинальная мощность (при UАБ =24В)	В•А	1500*
Длительная мощность (без перегрева)	В•А	1100*
Максимальная мощность (при UАБ =24В)	В•А	3000*
Мощность зарядного устройства	В•А	600
Напряжение на выходе инвертора (синусоида)	В / Гц	220±5% / 50
Время переключения нагрузки (сеть/инв.)	с	0,02
Тип аккумуляторной батареи	кислотная	
Номинальное напряжение АБ	В	24
Мин./макс. напряжение на АБ	В	21 / 30
Рекомендуемая емкость АБ	А•ч	190
Макс. допустимое входное напряжение сети	В	265
Напряжение подключения к сети	В	200
Напряжение отключения от сети	В	176
Габаритные размеры	мм	320×266×260
Масса	кг	24

* при подключении нагрузки реактивного типа необходимо учитывать cosφ

Для сравнения расчетных параметров энергопотребления и выработки электроэнергии, заложенных на этапе проектирования, с реально полученными параметрами в процессе эксплуатации, в систему заложен регистратор параметров энергообеспечения.

Использование микроконтроллеров позволило создать высокоэффективные модули выработки и распределения энергии, модуль преобразования энергии, имеющий несколько уровней защиты, гибко подстраивающиеся под текущие условия работы.

Система гарантированного энергообеспечения была внедрена на базовой станции «мыс Айя» береговой радиостанции морского района А1 ГМССБ Крымского полуострова.

Оборудование базовой станции и система гарантированного энергообеспечения, включая АБ,

находятся в контейнере, показанном на рис. 3 (справа от контейнера видна работающая ветроэнергетическая установка).



Рис. 3. ВЭУ-075 и контейнер для оборудования

Работающая система показала высокую эффективность:

- повышена информированность о режимах работы радиостанции по части энергопотребления;
- снижено количество выходов из строя оборудования береговой радиостанции из-за всплесков напряжения и перекосов фаз в фидере;
- исключено прекращение радиосвязи при снижении напряжения в фидере или при пропадании питания от фидера;
- имеется возможность работы береговой радиостанции в минимальном объеме при длительных авариях на фидере.

Была опробована дополнительная задача комплекса – дистанционное управление потребителями электропитания оборудования базовой станции с центрального пульта управления.

По результатам данной разработки был произведен доклад на международной конференции [1].

После опытной эксплуатации системы гарантированного энергообеспечения было выработано техническое задание на проектирование подобной системы для питания базовой станции «плато Ай-Петри» береговой радиостанции морского района А1 ГМССБ Крымского полуострова.

В этом техническом задании особое внимание было уделено необходимости создания системы с максимальным использованием стандартных узлов и модулей для сокращения срока разработки и сни-

жения стоимости, как разработки, так и окончательной стоимости комплекса.

Кроме этого предложено решить задачу экономии энергопотребления сетевой энергии за счет избыточной электроэнергии, выработанной ветроустановкой.

Как перспективные задачи предложено рассмотреть возможность применения фотоэлектрических модулей для обеспечения повышенной бесперебойности энергообеспечения базовых станций береговых радиостанций морского района Крымского полуострова и возможность создания автономных систем с энергообеспечением от ветрогенераторов, фотоэлектрических модулей и, в случае крайней необходимости, от бензинового или дизельного генератора.

Литература

1. Цынка Е.В. Система бесперебойного энергообеспечения комплексов радиотехнических систем морских коммуникаций с использованием ветроустановок / Е.В. Цынка, Н.А. Шихайлов // Міжн. НТК «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2008»: Тези доповідей. – Х.: Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», 2008. – С. 145.

2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации ветроустановки ВЭУ-075. – Х.: ПП «Світ Вітру», 2005. – 12с.

3. ТУ У 31.1-30883735-001-2003. Джерело безперебійного живлення ІБП-1,5/3С. Технічні умови. Введені в дію 18.02.2004р. – Х.: ПП «Світ Вітру», 2004. – 36 с.

Поступила в редакцию 15.09.2009

Рецензент: главный инженер Ю.П. Фаворский, Институт возобновляемой энергетики Национальной академии наук Украины, Киев, Украина.

СИСТЕМИ ГАРАНТОВАНОГО ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ З ВИКОРИСТАННЯМ ВІТРОУСТАНОВОК МАЛОЇ ПОТУЖНОСТІ

Є.В. Цинка

В роботі розглянуто практичне використання вітроустановок малої потужності в системах гарантованого енергозабезпечення базових станцій берегових радіостанцій. Розміщення подібних об'єктів в труднодоступних місцях, обґрунтоване вимогами радіозв'язку, призводить до значного погіршення якості енергопостачання цих об'єктів. Дана оцінка ефективності використання вітроустановки малої потужності на прикладі конкретного об'єкта. Відображені задачі по проектуванню енергозабезпечення подібних об'єктів радіозв'язку.

Ключові слова: системи гарантованого енергозабезпечення, вітроустановка, джерело безперебійного живлення, живлення радіостанцій.

SYSTEMS OF GUARANTEED POWER SUPPLY WITH THE APPLICATION OF LOW POWER WINDTUBINES

E.V. Tsynka

The work deals with practical application of low power windtubines in the guaranteed power supply systems of base coast radio stations. Location of such objects necessary for radio communication in arduous places led to deterioration the quality of power supply of such objects. The work estimates the efficiency of application of low power windtubines. The tasks of design such power supply objects of radio communication are described.

Key words: systems of guaranteed power supply radio station power supply, windturbine, uninterruptible power supply, radio station power supply.

Цынка Евгений Владимирович – м.н.с. НИЛ ОСКБ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, www: <http://yes.kharkov.ua>, e-mail: tsynka@ai.kharkov.com

УДК 629.734

А.С. РАКОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ПАРАПЛАНА

В статье сформулирована задача выбора основных геометрических характеристик крыла парашюта на первом этапе проектирования, в зависимости от класса парашюта. Описаны различные виды парашютов, существующие системы сертификации, и подробно рассмотрена классификация парашютов согласно современной европейской системе сертификации EN. Описаны основные геометрические параметры парашютного крыла и критерии выбора этих параметров. Приведены статистические данные по современным моделям парашютов.

Ключевые слова: парашют, классификация парашютов, сертификация парашютов.

Введение

Задача конструктора на первом этапе проектирования новой модели парашюта состоит, в основном, в выборе геометрических параметров крыла. От этих параметров зависят летные характеристики будущего крыла, и, что важнее, уровень его безопасности, то есть требования к уровню подготовки пилота.

1. Классификация парашютов по классам безопасности

Современные парашюты очень разнообразны. Это и простые учебные аппараты, крылья для редко летающих пилотов «выходного дня», специализированные моторные парашюты, экстремальные спортивные крылья, двухместные парашюты. Для того чтобы пилот мог однозначно определить, какой аппарат перед ним, а также для того, чтобы не выпустить на рынок недостаточно прочный и надежный аппарат, существует сертификация парашютной техники. На данный момент в мире существует две системы сертификации парашютов – немецкая DHV [1] и общеевропейская EN [2]. Немецкая система более старая, и более субъективная – то есть решение, к какому классу принадлежит парашют, принимает непосредственно тест-пилот.

Система сертификации EN начала действовать в 2006 году. Она пришла на смену старой французской системе AFNOR, которая к этому времени окончательно устарела – в этой системе было всего 3 класса безопасности – Standard, Performance и Competition, и развитие конструкций парашютов привело к ситуации, что практически все крылья,

включая спортивные, попадали в категорию Standard.

Таким образом, на данный момент система сертификации EN является наиболее современной и наиболее объективно оценивающей поведение парашюта.

1.1. Классификация парашютов в системе сертификации EN

В системе сертификации EN – 4 класса парашютов – A, B, C, D.

A – парашюты с максимальной пассивной безопасностью и высокой сопротивляемостью к выходу из нормального полета. Предназначены для всех пилотов, включая пилотов на всех стадиях обучения.

B – парашюты с хорошей пассивной безопасностью и сопротивляющиеся выходу из нормального полета. Предназначены для всех пилотов, включая пилотов на всех стадиях обучения.

C – парашюты с умеренной пассивной безопасностью и с потенциально динамичными реакциями на турбулентность и ошибки пилота. Возвращение к нормальному полету может потребовать точных действий пилота. Предназначены для пилотов, хорошо владеющих техникой раскрытия крыла, летающих активно и регулярно и хорошо понимающих особенности использования крыла с уменьшенной пассивной безопасностью.

D – парашюты, очень требовательные к пилоту, с потенциально резкими реакциями на турбулентность и ошибки пилота. Возвращение к нормальному полету может потребовать точных действий пилота. Предназначены для пилотов, имеющих большой опыт раскрытия крыла, летающих очень

активно, имеющих значительный опыт полетов в турбулентности, и хорошо понимающих особенности использования такого крыла.

Летные характеристики парапланов находятся в обратной зависимости от уровня безопасности – чем крыло надежнее, тем хуже оно летит.

2. Геометрические параметры крыла параплана

Основное отличие геометрических характеристик крыла параплана от обычного самолетного в том, что крыло не плоское, а арочное. Соответственно, разделяют геометрические характеристики обычные и проекционные – то есть характеристики проекции крыла на землю. Например, нагрузку на крыло и грузоподъемность имеет смысл считать, исходя из проекционной площади, а индуктивное сопротивление – из обычного удлинения крыла. Отношение обычной и проекционной площадей крыла характеризуется арочностью

$$A = 2 \times \frac{(S - S_{pr})}{(S + S_{pr})},$$

где S – площадь крыла в плане,
 S_{pr} – площадь крыла в проекции на землю.

2.1. Выбор удлинения крыла

Остановимся на обычном удлинении, проекционное получим автоматически при выборе арочности крыла.

Удлинение – основная характеристика парапланерного крыла, от него напрямую зависит поведение крыла в экстремальных режимах.

Удлинение современных серийных парапланов лежит в пределах 4,5 – 8,5 (до 10–13 на экспериментальных крыльях) [3]. Парапланы примерно 10-летней давности имели меньшие удлинения, это было связано с применением тонких профилей крыла (для уменьшения сопротивления) и невозможностью обеспечить необходимую жесткость крыла. Однако максимальное удлинение сертифицированного параплана 6,7, большее имеют только спортивные прототипы.

Удлинение взаимосвязано с арочностью – как правило, более плоские крылья хуже ведут себя в экстремальных режимах, и конструктор вынужден уменьшать удлинение такого крыла.

Итак, современные крылья имеют следующие удлинения:

- категория EN A: 4,5–5,1;
- категория EN B: 4,8–5,8;

- категория EN C: 5,6–6,5;
- категория EN D: 6,0–6,7;
- категория COMPETITION: 6,5–8,5.

2.2. Выбор площади крыла

Как правило, площадь крыла подбирается по нагрузке на крыло. Весовая вилка современных одноместных парапланов обычно составляет 20 – 25 кг. (Например, для параплана категории EN B площадью 27 м² взлетный вес составляет 80 – 100 кг). Для маленьких площадей вилка уже – 15 кг, для больших шире – 30 кг. Диапазон нагрузок на крыло для современных одноместных парапланов составляет 3–4 кг/м² – для обычной площади крыла. Для спортивных крыльев нагрузка на крыло выше – это увеличивает скорость, давление в куполе и стойкость крыла к сложениям, однако нагруженные крылья резче ведут себя в экстремальных режимах. Летные тесты параплана проводятся на двух взлетных весах – минимальном и максимальном. Иногда конструктор вынужден уменьшать диапазон взлетной массы, чтобы крыло соответствовало необходимому классу безопасности.

2.3. Выбор арочности крыла

Высокоарочные крылья, как правило, лучше ведут себя в экстремальных режимах – только увеличение арочности до 17–18% позволило поднять удлинение серийных парапланов до 6 единиц и выше. Однако при увеличении арочности падает проекционная площадь и соответственно грузоподъемность крыла. Также от арочности сильно зависит управляемость параплана – а это важнейшее качество для летательного аппарата.

2.4. Выбор формы крыла в плане

Обычно парапланы имеют эллиптическую или стреловидную форму крыла [3].

Стреловидность уменьшает индуктивное сопротивление и улучшает устойчивость консолей к складываниям. Концевая хорда выбирается исходя из возможности поддержания формы надувной конструкции.

2.5. Выбор профиля крыла

На современных парапланах используют толстые профили – 16,5–20% [3], как правило, с околонулевым моментом. Более тонкие профили плохо обеспечивают жесткость крыла и требуют большого количества точек подхода строп. Парапланы с

обычными моментными профилями имеют тенденцию к сильным клевкам на выходе из срывных режимов.

Профиль крыла парашюта Scorpion-3, приведенный на рис. 1, имеет толщину 17,5 % с четырьмя точками подхода строп. Остальные точки предназначены для совмещения деталей парашюта при сборке. Отверстия в нервюре располагаются в наименее нагруженных зонах и предназначены для перетекания воздуха внутри крыла – например при раскрытии сложенной части купола.

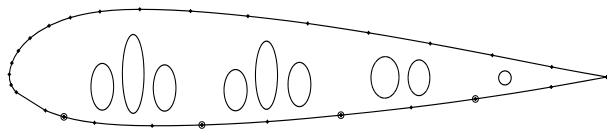


Рис. 1. Профиль крыла парашюта Scorpion-3

2.6. Выбор количества и ширины секций крыла

Количество секций зависит от удлинения крыла и от толщины профиля. Чем больше в парашюте секций, тем выше жесткость крыла и лучше качество поверхности, однако с увеличением числа секций растет вес крыла и количество необходимых строп. Для современных парашютов число секций составляет примерно:

- категория EN A: $37 \div 50$;
- категория EN B: $47 \div 59$;
- категория EN C: $55 \div 70$;
- категория EN D: $60 \div 80$;
- категория COMPETITION: до 100.

При выборе числа секций следует учитывать схему развязки стропной системы. Как правило, на современных крыльях ширина секций меняется пропорционально хорде [3].

2.7. Выбор схемы диагональных нервюр

На данный момент парашютов без диагональных нервюр практически не производится, так как в такой конструкции слишком много строп, создающих вредное сопротивление. Диагональные нервюры позволяют подкрепить стропами каждую вторую или каждую третью нервюру.

Обратная сторона – возрастание веса купола и увеличение вероятности образования «галстуков» (когда при складывании часть купола попадает в стропы).

На простых парашютах EN A, EN B подкрепляют каждую вторую, либо каждую третью нервюру, на более спортивных – каждую третью [3].

2.8. Выбор длины и схемы развязки стропной системы

Высота строп парашюта обычно составляет 0,7–0,8 размаха крыла [3]. Чем короче стропы, тем меньше их сопротивление

Как правило, современные парашюты имеют 3 основных стропы на каждой консоли, что считается наиболее рациональным с точки зрения минимизации сопротивления и вероятности образования «галстуков». Некоторые конструкторы применяют всего 2 стропы. Дальнейшее разветвление строп зависит от количества секций крыла.

По хорде, как правило, современный парашют имеет 3 или 4 точки подхода строп и стропу управления на задней кромке. Более толстый профиль позволяет использовать меньшее количество точек крепления строп.

3. Схемы современных парашютов различных классов

Типичные схемы современных парашютов различных классов показаны на рис. 2.

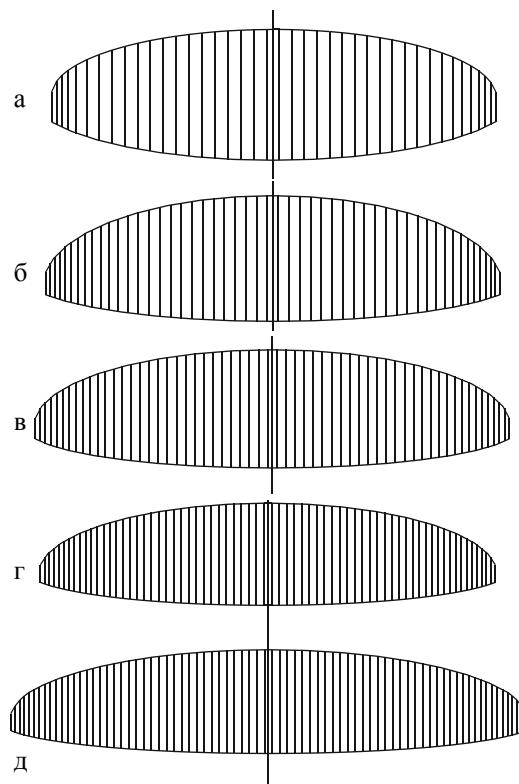


Рис. 2. Схемы современных парашютов:

- а – парашют класса EN A, удлинение 5,1; 41 секция;
- б – парашют класса EN B, удлинение 5,3; 51 секция;
- в – парашют класса EN C, удлинение 5,8; 59 секций;
- г – парашют класса EN D, удлинение 6,5; 67 секций;
- д – парашют класса Competition, удлинение 7,2; 77 секций

Заключение

Проведенный анализ показывает зависимость геометрических характеристик проектируемого парaplана от требуемого уровня безопасности. Однако, конструкция парaplана, как самого молодого вида летательных аппаратов, стремительно развивается, создаются новые материалы и разрабатываются новые технологии производства. Поэтому при проектировании новых моделей нельзя пользоваться только статистической информацией. Системы сертификации также должны изменяться, чтобы объективнее оценивать уровень безопасности новых моделей парaplанов.

Литература

1. Сайт немецкой федерации пара- и дельта планеризма DHV, занимающейся сертификацией парaplанов [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.dhv.de>.
2. Сайт компании Air Turquoise, занимающейся сертификацией парaplанов EN [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.paratest.com>.
3. Сайт, на котором собрана статистическая информация по большинству современных парaplанов [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.para2000.org>.

Поступила в редакцию 22.09.2009

Рецензент: главный инженер Ю.П. Фаворский, Институт возобновляемой энергетики Национальной Академии Наук Украины, Киев, Украина.

ВИБІР ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ПАРАПЛАНА

О.С. Раков

У статті сформульовано задачу вибору основних геометричних характеристик крила парaplана на першому етапі проектування, в залежності від класу парaplана. Описано різні види парaplанів, системи сертифікації що існують, і детально розглянута класифікація парaplанів згідно із сучасною європейською системою сертифікації EN. Описано основні геометричні параметри парaplанерного крила та критерії вибору цих параметрів. Наведено статистичні дані за сучасними моделями парaplанів.

Ключові слова: парaplан, класифікація парaplанів, сертифікація парaplанів.

CHOOSING OF MAIN GEOMETRIC PARAMETERS WHILE DESIGNING A PARAGLIDER

A.S. Rakov

In the article the problem of choosing of basic geometric characteristics of a paraglider wing during first stage of design process, depending on the class of a paraglider, is formulated. Various types of paragliders, existing certification systems and the classification of paragliders under the current european certification system EN is considered. The basic geometric parameters of a paraglider wing and the selection criteria of these parameters are described. The statistic data of modern paragliders are described.

Key words: paraglider, classification of paragliders, certification of paragliders.

Раков Алексей Сергеевич – инженер лаборатории ТТС ОСКБ, Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 519.63:533.9.07

С.И. ПЛАНКОВСКИЙ, О.В. ШИПУЛЬ, В.О. ГАРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАТОДНЫХ УЗЛАХ ПЛАЗМЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Проведен анализ наиболее популярных моделей турбулентности, использующихся в современных коммерческих CFD пакетах, применительно к задачам моделирования течений в катодных узлах плазменного оборудования. Для обоснования выбора модели турбулентности проведено сравнение результатов моделирования с данными экспериментов по изучению закрученной пристенной струи в канале со спутным центральным потоком. Показано, что получение наиболее точных результатов для рассматриваемых параметров – компонент скоростей и интенсивности турбулентности – обеспечивается при использовании SST модели турбулентности.

Ключевые слова: катодный узел, турбулентное течение, модель турбулентности, математическое моделирование.

Введение

Применение плазменного оборудования для утилизации композиционных материалов в авиационной промышленности является наиболее перспективным. Для длительной работоспособности плазменного оборудования с термокатадами особое значение имеет обеспечение эффективной защиты эмиттера. Для решения этой задачи в работах [1, 2] предложено использовать при проектировании проточной части катодных узлов метод, основанный на численном эксперименте с применением математических моделей течения многокомпонентной газовой среды и количественных оценок состава атмосферы вблизи поверхности эмиттера на основе критерия обеспечения докритического парциального давления активных газов. Использование такого подхода требует применения адекватных математических моделей, учитывающих особенности течений в катодных узлах плазменного оборудования.

В существующих электродуговых плазменных генераторах могут реализовываться как ламинарные, так и турбулентные режимы течения газа. Поэтому математическая модель течения газа в полости катодного узла должна учитывать оба эти режима. Это является особенно важным с учетом того, что при турбулентных течениях процесс проникновения активных газов в прикатодное пространство протекает гораздо более интенсивно, чем при ламинарных течениях, где его скорость определяется диффузией вдоль стенок канала катодного узла.

В то же время, при проведении проекторочных расчетов применение сложных математических моделей может привести к резкому увеличению вы-

числительных затрат. Поэтому при выборе расчетной математической модели необходимо тщательно учитывать как ее точность, так и требования к вычислительным ресурсам.

Целью работы является обоснование выбора модели для описания турбулентных течений в задачах проектирования проточной части катодных узлов плазменного оборудования.

Анализ известных подходов в области моделирования турбулентных течений

Количество работ, посвященных моделированию турбулентных течений, настолько велико, что даже один их обзор может составить предмет отдельного исследования. Поэтому ограничимся кратким анализом возможности применения для рассматриваемых задач тех из моделей турбулентности, которые реализованы в существующих коммерческих CFD (computational fluid dynamics) пакетах (см. рис. 1). Хотя нестационарные уравнения Навье-Стокса дают возможность описания реальных турбулентных течений, практическое исследование турбулентности методами прямого численного моделирования по системе уравнений Навье-Стокса на сегодня затруднено из-за больших вычислительных затрат. Аналогичные недостатки присущи полупрямым методам моделирования, например, методу крупных вихрей (LES). В качестве альтернативного подхода для проекторочных расчетов могут рассматриваться различные методы осреднения уравнений Навье-Стокса по Рейнольдсу.

При использовании этих методов предполагается, что осредненные значения пульсационных компонент равны нулю, однако осреднения от



Рис. 1. Иерархия типов моделей турбулентности

произведений пульсационных компонент нулю не равны. Поэтому в осредненных уравнениях движения появляются дополнительные члены (напряжения Рейнольдса), равные $-\rho \overline{v'_i v'_j}$, которые описывают изменение импульса, вызванное взаимодействием турбулентных пульсаций скорости.

Для определения напряжений Рейнольдса обычно используется гипотеза Буссинека, которая связывает их с осредненными градиентами скоростей:

$$-\rho \overline{v'_i v'_j} = \mu_T \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_T \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij}.$$

Полученные уравнения описывают поведение осредненных характеристик турбулентного течения, если в качестве коэффициентов вязкости в них берутся эффективные значения, равные сумме молекулярной (ламинарной динамической) и турбулентной вязкости, т.е.

$$\mu = \mu_L + \mu_T.$$

Для определения значений μ_T существуют многочисленные полуэмпирические теории турбулентности, которые могут быть подразделены на алгебраические и дифференциальные модели. Алгебраические модели используют простейшие соотношения для связи турбулентной вязкости с осредненными величинами и геометрическими характеристиками. Один из примеров модели этого класса – классическая формула Прандтля.

Дифференциальные модели используют уравнения для переноса различных характеристик турбулентности и позволяют определить пространственный и временной масштаб турбулентности в локальных точках. Наибольшее распространение среди них в настоящее время получили двухпараметрические k - ϵ и k - ω модели и их модификации.

В классической k - ϵ модели Лаундера-Джонса [3] турбулентная вязкость в системе уравнений определяется из соотношения Колмогорова

$$\mu_T = \frac{C_\mu f_\mu \rho k^2}{\epsilon},$$

где k – кинетическая энергия турбулентных пульсаций; ϵ – скорость диссипации турбулентной энергии; $C_\mu = 0,09$ – эмпирическая постоянная модели; f_μ – функция турбулентного числа Рейнольдса.

Для определения кинетической энергии турбулентности и скорости ее диссипации в k - ϵ модели используются два дополнительных уравнения.

В исследованиях, посвященных совершенствованию k - ϵ модели, авторами предлагались различные выражения для функции f_μ и значения эмпирических коэффициентов. Такой подход является довольно типичным для исследований в области моделирования турбулентности. Связан он с попытками улучшить поведение решения в той или иной характерной области – вблизи стенки, в зоне развитой турбулентности или турбулентного следа. К сожалению, обычно подобные модификации приводят к

тому, что в результате наблюдается улучшение совпадения с экспериментальными данными для одних задач и ухудшение – для других.

Многочисленные публикации свидетельствуют о том, что с помощью уравнений k - ϵ модели удается достаточно адекватно описать широкий класс турбулентных течений. Однако отмечалось, что при описании закрученных течений модель дает некорректные результаты [4]. Следует заметить, что уравнения k - ϵ модели справедливы только для развитого турбулентного течения. В окрестности же твердых поверхностей необходимо специальное рассмотрение постановки граничных условий для k , ϵ и касательной компоненты вектора скорости вблизи стенки. Это осложняет использование данной модели для изучения течений в полостях катодных узлов, так как из-за того, что скорость газа вблизи стенки мала, именно здесь следует ожидать прорыва активных газов в прикатодную область.

В ряде исследований, посвященных моделированию турбулентных потоков в плазменных генераторах для устранения недостатков, свойственных k - ϵ модели, в пристеночной области она заменялась другими моделями. Так, например, в работе [5] для этого применялась модель Прандтля с последующей сшивкой моделей. Такой подход, однако, не гарантирует получения качественных результатов. Для сложных течений сшивка модели длины смешения Прандтля и k - ϵ модели становится проблематичной.

Дальнейшие модификации стандартной k - ϵ модели в некоторой степени позволили устранить ее недостатки. Среди таких модификаций необходимо выделить RNG k - ϵ модель, которая была разработана на основе строгих статистических методов (renormalization group theory). Основные отличия RNG k - ϵ от стандартной k - ϵ модели заключаются в следующем. В стандартной модели значения констант получены на основе ее подгонки под экспериментальные результаты. RNG модель дает аналитические выражения для констант. Это особенно значимо в отношении констант уравнения для ϵ , так как способ его получения и значения констант неоднократно подвергались критике [6].

В то время, как стандартная k - ϵ модель является высокорейнольдсовой моделью, RNG теория предоставляет полученную аналитическим путем дифференциальную формулу эффективной вязкости, что более приемлемо при расчете низкорейнольдсовых течений, которые наиболее часто встречаются в промышленном плазменном оборудовании.

Еще одной часто применяемой для расчетов моделью турбулентности является k - ω модель, в которой вместо уравнения для диссипации энергии используется уравнение для турбулентной частоты ω . Данное уравнение имеет существенные преимуще-

ства около поверхности стенки и точно предсказывает масштаб турбулентности в потоках с большими градиентами давлений. Кроме того, данная модель имеет очень простую низкорейнольдсовскую формулировку.

Выражение для турбулентной вязкости при использовании k - ω модели записывается в виде [7]:

$$\mu_T = \frac{\rho k}{\omega}.$$

Преимуществом данной модели перед различными формулировками k - ϵ модели является более точное соответствие результатов моделирования экспериментальным данным в пристеночной области, что неоднократно подтверждалось различными исследователями при проведении численных экспериментов. В то же время, ее использование для моделирования турбулентных течений вне пограничного слоя может приводить к большим погрешностям.

В работах Ментера [8, 9] был предложен подход, позволивший объединить k - ϵ и k - ω модели турбулентности, используя каждую из них там, где она оказывается наиболее точной: k - ϵ – в области развитой турбулентности, k - ω – в пристеночных областях.

Для этого уравнения k - ϵ модели были переписаны в эквивалентной k - ω формулировке:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i k) &= \tau_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_i} \left((\mu_l + \sigma_{k1} \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right), \\ \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i \omega) &= \frac{\gamma_2}{v_T} \tau_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \beta_2 \rho \omega^2 + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_i} \left((\mu_l + \sigma_{\omega 2} \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right) + 2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \end{aligned}$$

Далее уравнения стандартной k - ω модели были умножены на функцию $F1$, а преобразованные уравнения k - ϵ модели – на функцию $1 - F1$. Эта функция играет роль переключателя между моделями и построена таким образом, чтобы быть равной единице вблизи стенки и 0 – вдали от поверхности.

В результате сложения полученных выражений получается базовая формулировка объединенной модели:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i k) &= \tau_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_i} \left((\mu_l + \sigma_k \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right), (1) \\ \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i \omega) &= \frac{\gamma}{v_T} \tau_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_i} \left((\mu_l + \sigma_{\omega} \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right) + 2 \rho (1 - F1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. (2) \end{aligned}$$

Все эмпирические константы $\Phi1$ стандартной k - ω модели, $\Phi2$ преобразованной k - ϵ модели и Φ объединенной модели связаны зависимостью:

$$\Phi = \Phi_1 F_1 + (1 - F_1) \Phi_2. \quad (3)$$

Из условия устойчивости вычислений функция F_1 выбирается в виде:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4),$$

$$\text{где } \arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}; \frac{500v}{y^2\omega} \right); \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}y^2} \right];$$

y – расстояние до ближайшей стенки;

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right).$$

Кроме объединения k - ϵ и k - ω моделей в модели, предложенной Ментером и получившей название SST k - ω модель (shear-stress transport – переноса касательных напряжений), введено еще одно принципиальное новшество. Важным преимуществом моделей переноса полных напряжений Рейнольдса по сравнению с рассматриваемыми двухпараметрическими моделями турбулентности является адекватный учет переноса турбулентных касательных напряжений $\tau = -\rho \overline{v'_i v'_j}$:

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{\partial \tau}{\partial t} + v_i \frac{\partial \tau}{\partial x_i}.$$

При этом полагается, что касательное напряжение в пограничном слое пропорционально к турбулентной кинетической энергии $\tau = a_1 \rho k$, где a_1 – эмпирическая константа. В двухпараметрических моделях касательное напряжение вблизи стенки вычисляется как $\tau = \mu_T \Omega$, где $\Omega = (\partial v / \partial y)$. Для более точного учета переноса касательных напряжений в SST модели используется следующее выражение:

$$\tau = \rho \sqrt{\frac{\text{Производство}_k}{\text{Диссипация}_k}} a_1 k.$$

Чтобы удовлетворять данному уравнению, величина v_T задается выражением:

$$v_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)},$$

$$\text{где } F_2 = \tanh(\arg_2^2), \quad \arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}; \frac{500v}{y^2\omega} \right) -$$

функция, которая равна единице для пограничного слоя и нулю для свободных слоев.

Таким образом, для моделирования течений в полости катодных узлов, для которых характерны низкие числа Рейнольдса потока и интенсивная его закрутка, в наибольшей степени соответствует применение RNG k - ϵ и SST моделей турбулентности. Для окончательного выбора модели турбулентности были проведены сравнительные расчеты для тестовой задачи, результаты которых сопоставлялись с экспериментальными данными.

Описание тестовой задачи

Осесимметричные закрученные течения в электродуговых генераторах плазмы отличаются тем, что основная масса газа движется по периферии канала, вблизи стенок. Это связано с высокой молекулярной вязкостью и низкой плотностью газа на оси канала, где температура максимальна. Такая картина течения имеет много общего с пристенными закрученными струями, которые довольно хорошо теоретически и экспериментально изучены [6].

Для сравнения результатов моделирования с использованием различных двухпараметрических моделей турбулентности с целью выбора наиболее эффективной применительно к закрученным потокам в катодных узлах были проведены расчеты осесимметричных течений в цилиндрическом канале для условий, соответствующих эксперименту (рис. 2) [10].

В этих экспериментах испытательный стенд представлял собой цилиндрический канал диаметром $D = 75$ мм, на входе в который помещалось закручивающее устройство.

Поток воздуха в канал поступал через коаксиальную щель $\delta = 3,7$ мм.

Длина рабочего участка L составляла 491 мм. Массовый расход через коаксиальную щель составлял $2,09 \cdot 10^{-2}$ кг/с.

Во входном сечении для пристенной струи продольная компонента вектора скорости задавалась исходя из зависимости $V_z = \frac{Q}{\pi \delta (D - \delta)}$. Для закру-

ченного течения окружная компонента составляла $V_\phi = V_z \tan 54^\circ$. Для интенсивности турбулентности в соответствии с условиями эксперимента было

взято значение $Tu = 0,1$. Для центральной струи продольная компонента скорости определялась по

общему расходу Q_0 как $V_z = \frac{Q_0 - Q}{\pi (R - \delta)^2}$, где общий

расход для незакрученного сечения составлял $Q_0 = 4,7 \cdot 10^{-2}$ кг/с, $Q = Q_{1..}$, а для закрученного $Q_0 = 6,6 \cdot 10^{-2}$ кг/с, $Q = Q_{2..}$. Для центральной струи интенсивность турбулентности задавалась равной $Tu = 0,05$.

Данная задача была выбрана в качестве тестовой исходя из того, что картина течения в ней практически полностью соответствует той, которая характерна для катодного узла с полым катодом. Кроме того, экспериментальные данные, полученные авторами работы [10], позволяют оценить достоверность результатов моделирования при различных способах подачи защитного газа: аксиальном и комбинированном (аксиальном через полость катода и закрученном – по пристеночной области).

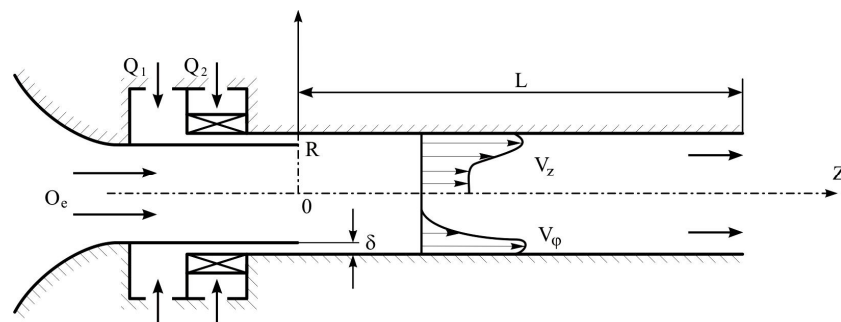


Рис. 2. Схема эксперимента для закрученной пристенной струи в канале со спутным центральным потоком

Результаты исследования и их обсуждение

В ходе моделирования определялись значения компонент вектора скорости и интенсивности турбулентности

$$Tu = \sqrt{\frac{2K}{3(V_z^2 + V_\phi^2 + V_r^2)}}, \text{ где } K -$$

кинетическая энергия турбулентных пульсаций. Расчеты проводились для случая аксиальной и комбинированной подачи воздуха с применением трех моделей турбулентности: k-ε, RNG k-ε и SST.

Расчетная область была покрыта гексагональной сеткой. Для определения необходимого для обеспечения точности решения размера элементов вблизи стенки использовались соотношения [11]

$$\Delta y = \frac{y^+ D}{Re \sqrt{C_f/2}}, \quad C_f = \frac{0,455}{(\ln(0,06 Re))^2},$$

где y^+ – параметр модели турбулентности (для k-ε ≈ 1, SST – 1,5...2,5).

При вычислениях использовалась одинаковая расчетная сетка для всех моделей с $y^+ \leq 1$. Для обеспечения устойчивости решения при построении расчетной сетки она проверялась на соответствие по двум параметрам качества: минимальному телесному углу (для применявшейся сетки 53° при допустимом 20°) и соотношению между радиусом вписанной и описанной вокруг элемента сферы (min 0,3 при допустимом не менее 0,2). Процесс сходимости контролировался по компонентам скоростей, давлению и основным параметрам для каждой из модели турбулентности.

Расчеты, проведенные для определения продольной компоненты скорости незакрученного течения по различным моделям турбулентности, дают хорошее совпадение с экспериментом (рис. 3). При этом RNG k-ε и k-ε модели лучше описывают осевую компоненту скорости в сечении $z = 46$ мм, расположенном ближе к входу в канал.

Модель SST в целом более точно описывает изменение продольной скорости в рабочем канале, особенно для пристеночных областей с $r/R \geq 0,8$.

Для турбулентных характеристик течения SST модель также дала наиболее близкие к экспериментальным данным результаты (рис. 4). Наиболее хорошее совпадение по-прежнему наблюдалось в пристеночной области.

Из общей картины достаточно хорошего совпадения расчетных и экспериментальных данных несколько выпадают результаты расчета интенсивности турбулентности для сечения $z = 46$ мм. Ни одна из моделей не дала близких значений для максимума интенсивности турбулентности, описывающего его смещение к оси рабочего канала. Следует, однако, заметить, что авторы работы [10], с результатами которой проводилось сравнение, отмечали, что погрешность измерения турбулентных характеристик составляла 5...30%. Поэтому такое несовпадение вполне может быть вызвано неточностью измерений при проведении эксперимента.

Для закрученного течения все исследованные модели турбулентности дали близкие результаты для профилей продольной скорости (рис. 5). Однако SST модель по-прежнему обеспечивала наиболее точное совпадение численных результатов с экспериментом, особенно для сечений с наиболее интенсивной закруткой.

Аналогичные результаты были получены для окружной скорости. SST модель довольно точно описывает изменение окружной скорости для течений с интенсивной закруткой, особенно вблизи стенки. Однако в приосевой зоне канала для сечения с наименьшей интенсивностью закрутки ($z = 386$ мм при $r/R \leq 0,7$) все модели дают завышенные значения для окружной скорости.

Для интенсивности турбулентности достаточно хорошее качественное совпадение результатов моделирования и эксперимента наблюдается при применении всех моделей турбулентности (рис. 6).

SST модель и в этом случае оказалась наиболее точной.

Такие результаты подтверждают высказанное выше предположение о возможной погрешности в определении параметров турбулентности в эксперименте для незакрученного течения.

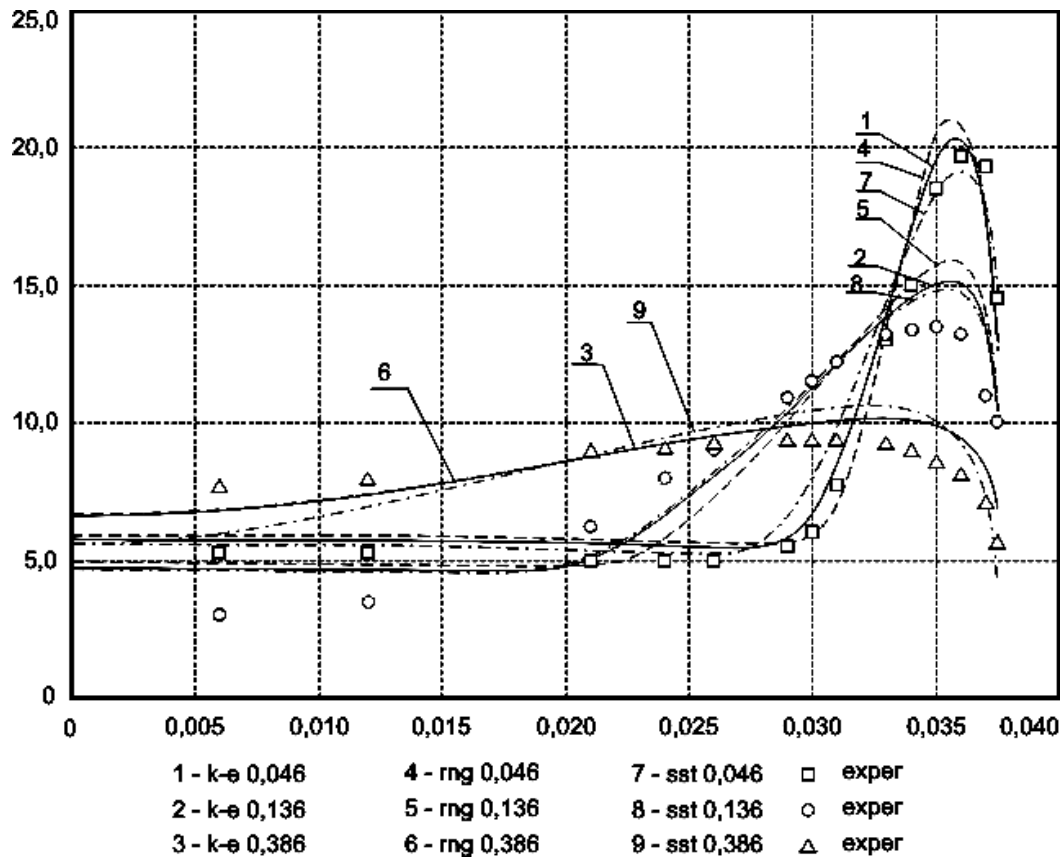


Рис. 3. Профили продольной скорости для незакрученного течения

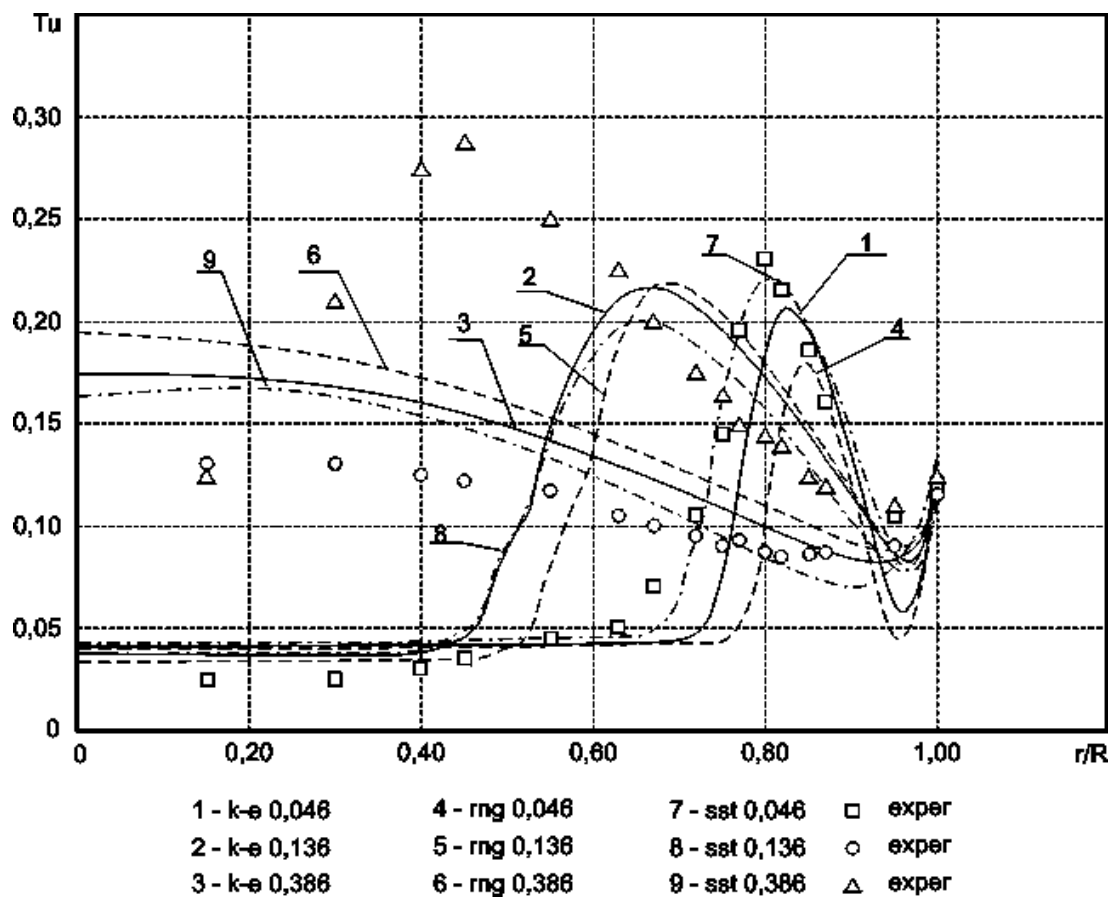


Рис. 4. Интенсивность турбулентности для незакрученного течения

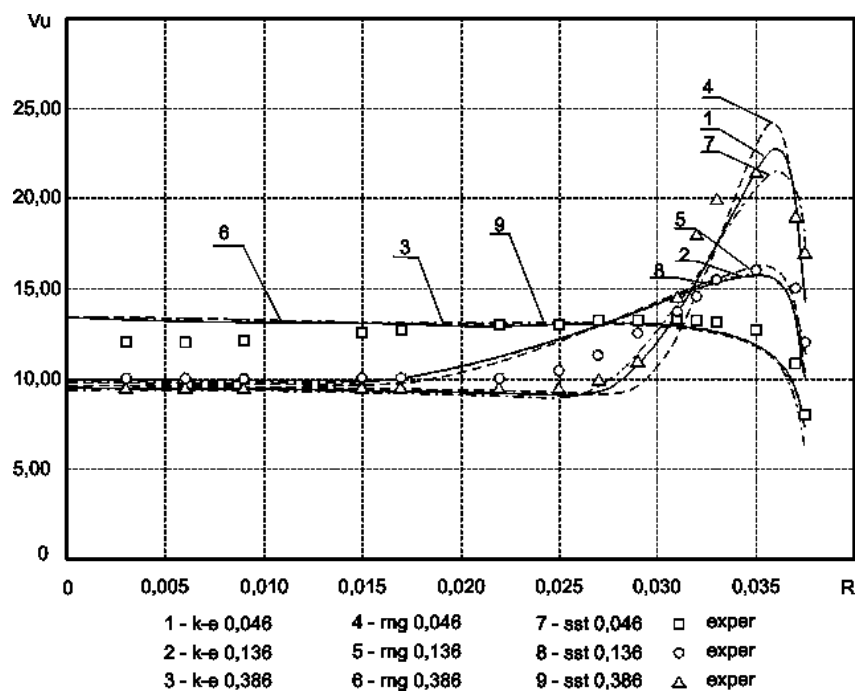


Рис. 5. Профили продольной скорости для закрученного течения

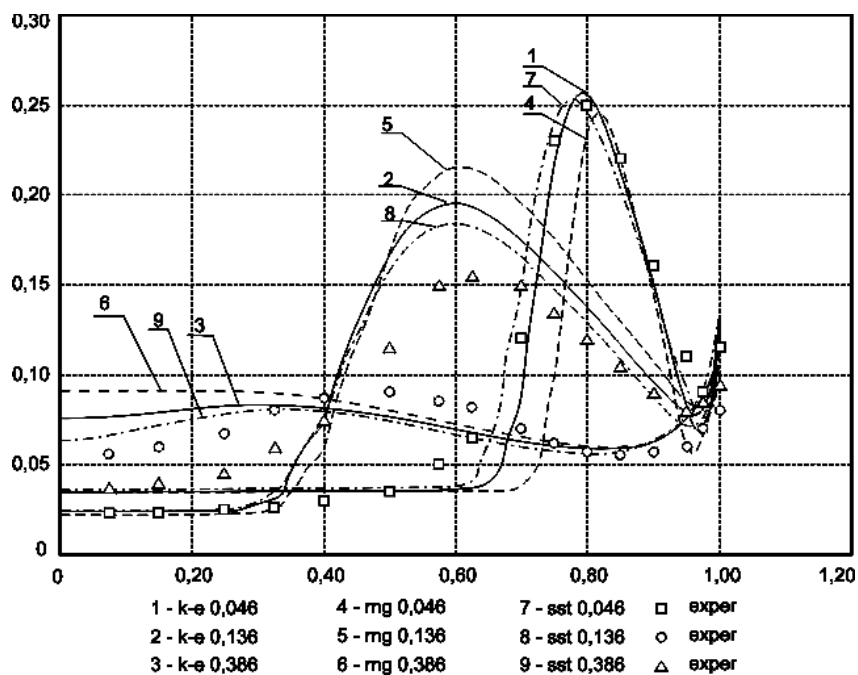


Рис. 6. Интенсивность турбулентности для закрученного течения

Выводы

1. На основе анализа особенностей моделей турбулентности, применяющихся в настоящее время в коммерческих CFD пакетах, показано, что в проекторочных расчетах проточной части катодных узлов плазменного оборудования целесообразно применять дифференциальные двухпараметрические модели турбулентности.

2. Исходя из особенностей течения в катодных

узлах, в качестве тестовой для оценки применимости моделей выбрана задача о течении закрученной пристенной струи в канале со спутным центральным потоком.

3. Сравнение экспериментальных данных с результатами моделирования при применении различных дифференциальных двухпараметрических моделей турбулентности для моделирования течений в каналах катодных узлов позволило рекомендовать SST модель турбулентности.

Литература

1. Планковский С.И. Газодинамическое проектирование катодных узлов в интегрированных CAD/CAE системах / С.И. Планковский // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – №4(31). – С. 60-65.
2. Оптимізація газодинамічних характеристик дугових плазмотронів з порожнистим катодом / В.С. Кривцов, С.І. Планковський, Є.В. Цегельник та ін. // *Наукові вісті НТУУ «КПІ»*. – 2006. – №3. – С. 106-113.
3. Jones W.P. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence / W.P. Jones, B.E. Launder // *Int. J. Heat and Mass Transfer*. – 1972. – V.15. – P. 301-314.
4. Волков Э.П. Моделирование горения твердого топлива / Э.П. Волков, Л.И. Зайчик, В.А. Периуков. – М.: Наука, 1994. – 320 с.
5. Слободянюк В.С. Моделирование вихревых и турбулентных явлений в электродуговых устройствах: дис. ... д-ра техн. наук: 01.04.14 / Слободянюк Валерий Сергеевич. – Бишкек, 1996. – 376 с.
6. Соломатов В.В. Математическое моделирование процессов в электродуговых генераторах низкотемпературной плазмы: дис. ... канд. физ.-мат. наук: 05.13.18 / Соломатов Василий Владимирович; Институт вычислительных технологий РАН СО. – Новосибирск, 2003. – 148 с.
7. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD / D.C. Wilcox. – Inc. La Canada, California: DCW Industries, 1994. – 460 p.
8. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications / F.R. Menter // *AIAA-Journal*. – 1994. – № 32(8). – P. 269-289.
9. Menter F.R. A scale-adaptive simulation model for turbulent flow predictions / F.R. Menter, M. Kuntz, R. Bender. – *AIAA Paper 2003-0767*, 2003. – 40 p.
10. Волчков Э.П. Закрученная пристенная струя в цилиндрическом канале / Э.П. Волчков, С.Ю. Спотарь, В.И. Терехов. – Новосибирск, 1982. – 42 с.
11. Хитрых Д. Соотношение между координатой Y^+ и размером первой пристеночной ячейки / Д. Хитрых // *Ansys Solution*. – 2005. – №1(1). – С. 38.

Поступила в редакцию 25.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии машиностроения С.С. Добровоский, Национальный технический университет "ХПИ", Харьков, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ ТУРБУЛЕНТНИХ ТЕЧІЙ В КАТОДНИХ ВУЗЛАХ ПЛАЗМОВОГО ОБЛАДНАННЯ

С.І. Планковський, О.В. Шипуль, В.О. Гарін

Проведено аналіз найбільш популярних моделей турбулентності, що використовуються в сучасних CFD пакетах, стосовно до задач моделювання течій в катодних вузлах плазмового обладнання. Для обґрунтування вибору моделі турбулентності проведено порівняння результатів моделювання з даними експериментів з вивчення закрученої пристінної струменю в каналі зі спутним центральним потоком. Показано, що отримання більш точних результатів для розглянутих параметрів – компонент швидкості та інтенсивності турбулентності – забезпечується при використанні SST моделі турбулентності.

Ключові слова: катодний вузол, турбулентна течія, модель турбулентності, математичне моделювання.

DESIGN OF VORTEX FLOW IN CATHODE UNIT PLASMA EQUIPMENT

S.I. Plankovsky, O.V. Shipul, V.O. Garin

Conduct the analysis of the most popular models of turbulence, used in the modern commercial CFD packages as it applies to the tasks of design of flows in the cathode knots of plasma equipment. For the ground of choice of model of turbulence comparing of design results is conducted to information of experiments on the study of involute near-wall stream in a channel with a following central stream. It is rotined that a receipt of the most exact results for the examined parameters is a component of speeds and intensity of turbulence - provided at the use of SST of model of turbulence.

Key word: cathode unit, mathematical simulation, vortex flow, turbulence model.

Планковский Сергей Игоревич – д-р техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шипуль Ольга Владимировна – канд. техн. наук, с.н.с., доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Гарин Вадим Олегович – младший научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Garin.Vadim@gmail.com.

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***РАЗРАБОТКА ИНЖЕНЕРНОЙ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГОСИЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССОВ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ТРУБОПРОВОДОВ**

На этапе оценки возможности использования тех или иных технологий в производстве рационально применение упрощенных инженерных (оценочных) методик определения характеристик процесса. Систематизированная оценочная методика определения параметров процессов гидродинамической штамповки осесимметричных деталей трубопроводов необходима для оценки возможности использования этих операций в изготовлении изделий трубопроводных систем, а также для расчета в первом приближении энергетических и силовых затрат и характеристик напряженно-деформированного состояния детали. Определение энергосиловых параметров гидродинамической штамповки сводится к расчету основных составляющих процесса: объема жидкости в камере; величины потребного давления жидкости; напряженно-деформированного состояния заготовки; работы сжатия жидкости и деформирования заготовки; потребной кинетической энергии снаряда и его дульной скорости.

Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, технологический процесс, осесимметричная деталь, объем, давление, работа, энергия, скорость.

Введение

Гидродинамическая штамповка (ГДШ) является одним из методов импульсной обработки металлов давлением. Способ гидродинамической штамповки, предложенный Ю.Г. Мацукиным, был разработан в Харьковском авиационном институте в 60-х годах прошлого столетия. Для реализации процесса ГДШ было разработано гидроударное штамповочное оборудование под названием «пресс-пушки». Начало практического освоения процессов ГДШ в машиностроении началось около сорока лет назад.

Актуальным вопрос о внедрении гидродинамической штамповки в производственные процессы самолетостроения стал при разработке высокоресурсных трубопроводов систем противообледенения и кондиционирования воздуха пассажирских и транспортных самолетов.

Совершенствование трубопроводов этих воздушных систем летательных аппаратов (ЛА) основывалось на реализации новых конструктивных решений, имеющих целью повышение надежности, ресурса и живучести, улучшение производственной, эксплуатационной и ремонтной технологичности при уменьшении массы систем и снижении затрат. В связи с этим был осуществлен переход на новые конструкционные материалы и облегченные элементы законцовок трубопроводов, и прогрессивные технологии их изготовления.

Принципиальная сущность ГДШ заключается в преобразовании кинетической энергии быстро ле-

тящего твердого тела (снаряда) в потенциальную энергию сжатой жидкости, под воздействием которой деформируется заготовка (рис. 1) [1, 2].

Основные параметры процесса гидродинамической штамповки:

- скорость снаряда в момент удара о поверхность жидкости 50...250 м/с;
- продолжительность импульса давления жидкости 10^{-4} ... 10^{-2} с;
- достижимое давление в формующей камере 300...500 МПа.

Кратковременность процесса ГДШ соответствует такому режиму скоростного деформирования, при котором пластические характеристики штампуемых материалов несколько повышаются по сравнению со статическими показателями. В ряде случаев положительную роль играют инерционные силы материала заготовки и режим гидродинамического трения. В результате обуславливается возможность холодной обработки изделий из труднодеформируемых и высокопрочных сплавов, а отштампованные детали имеют высокую точность и чистоту поверхности.

Основной особенностью процесса гидродинамической штамповки является то, что формующая камера не имеет специальных уплотнений – “запирание” зазоров (технологических и конструктивно обусловленных) при импульсном нагружении жидкости происходит самопроизвольно вследствие резкого роста гидравлического сопротивления при высоких скоростях ее истечения.

Постановка задачи исследования

Процесс ГДШ представляет собой сложную динамическую систему, для описания которой необходимо комплексно рассмотреть целый ряд разнообразных физических явлений [1, 3]. Математическое описание подобной взаимосвязанной системы процессов представляет собой чрезвычайно сложную задачу, разрешить которую совместно аналитическими методами не представляется возможным.

Совместное решение уравнений движения снаряда, передающей среды и заготовки возможно численными методами, в частности методом конечных элементов с использованием современных систем САЕ (computer-aided engineering).

При математическом моделировании операций ГДШ рациональным является разделение самого процесса на модули, охватывающие те или иные физические явления [3]. Таким способом, например, рассмотрен вопрос определения параметров напряженно-деформированного состояния (НДС) сферического наконечника при ГДШ в динамической постановке. Для решения этой задачи использованы системы дифференциальных уравнений движения тонкостенных оболочек с учетом реализации больших пластических деформаций, с применением гипотезы Кирхгофа-Лява, с использованием физического закона, учитывающего упругую деформацию и линейное упрочнение в области пластических деформаций [4].

Очевидно, что математическое моделирование технологических операций с использованием современных систем САЕ адекватных реальным процессам является весьма трудоемким, требующим соответствующей квалификации и умений.

Однако кроме сложных математических моделей есть потребность в упрощенных инженерных (оценочных) методиках определения параметров процесса ГДШ.

Систематизированная оценочная методика определения энергосиловых параметров различных процессов ГДШ необходима для оценки возможности использования гидродинамической штамповки в изготовлении того или иного изделия, а также для определения в первом приближении энергосиловых параметров процесса и характеристик НДС детали.

Так как оценочная методика определения параметров ГДШ строится на упрощенных аналитических зависимостях, то очевидно, что при практической реализации процесса штамповки необходимо либо экспериментальное уточнение энергосиловых параметров процесса, либо построение уточняющей математической модели с использованием систем САЕ.

Схема процесса ГДШ

Технологический процесс ГДШ на гидроударных установках типа «пресс-пушки» заключается в следующем (рис. 1). В матрицу 6 устанавливают заготовку 4. Наполняют жидкостью (водой) 3 внутреннюю полость заготовки и переходника ствола 2. Выполняют рабочий цикл (выстрел), в результате чего снаряд 1 приводится в поступательное движение в стволе пресс-пушки. Снаряд 1 ударяет по поверхности жидкости 3 и вытесняет ее из камеры (переходника ствола) 2 в полость матрицы 6. Возникшее при ударе в формующей камере пресс-пушки давление жидкости 3 и приводит к формоизменению заготовки 4 [1].

Движущийся снаряд 1 в момент удара о поверхность жидкости 3 обладает запасом кинетической энергии, которая преобразуется в потенциальную энергию сжатой жидкости 3 и затрачивается на ее сжатие и деформирование заготовки 4, в результате чего получается деталь 5.

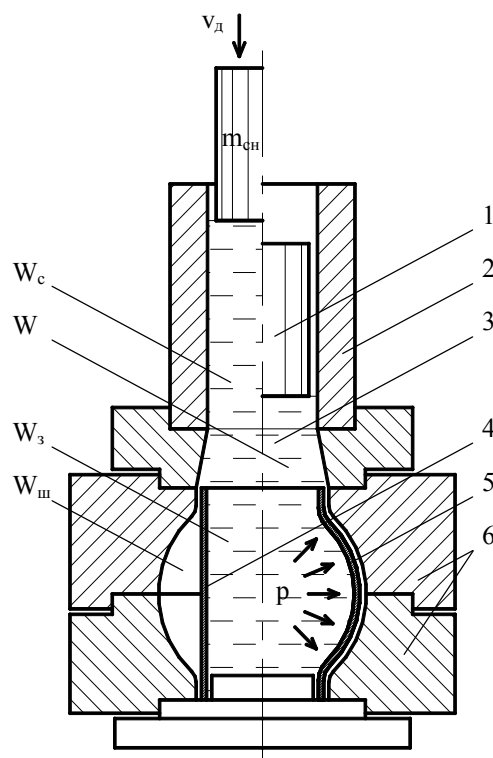


Рис. 1. Схема технологического процесса гидродинамической штамповки:

- 1 – снаряд; 2 – переходник ствола;
- 3 – передающая среда (вода); 4 – заготовка;
- 5 – деталь; 6 – оснастка (матрица);

v_d – дульная скорость снаряда; $m_{сн}$ – масса снаряда; p – давление в формующей камере; W_c – начальный объем жидкости в переходнике ствола; W_3 – объем жидкости внутри заготовки; $W_{ш}$ – объем заштамповой полости (между матрицей и заготовкой); W – конечный объем жидкости в камере

Определение энергосиловых параметров процесса ГДШ

Определение энергосиловых параметров гидродинамической штамповки сводится к расчету основных составляющих процесса:

1. Определение объема жидкости в гидравлической камере.
2. Определение величины потребного давления жидкости в формующей камере.
3. Определение НДС заготовки.
4. Определение работы сжатия жидкости и работы деформирования заготовки.
5. Определение потребной кинетической энергии снаряда и его дульной скорости.

1. Преобразование объема жидкости в процессе штамповки

Объем жидкости (воды) в гидравлической камере пресс-пушки в процессе штамповки не остается постоянным. Начальный объем жидкости W_0 определяется как сумма объемов жидкости в переходнике ствола W_c и объема, заключенного внутри заготовки W_3 , т.е.

$$W_0 = W_c + W_3, \quad (1)$$

где W_0 – начальный объем жидкости в гидравлической камере;

W_c – объем жидкости в переходнике ствола;

W_3 – объем жидкости в внутри заготовки.

В процессе нагружения жидкости при ударе снаряда происходит упругое ее сжатие на величину $\Delta W_{ж}$. Кроме этого объем жидкости в камере уменьшается на величину ее потерь через зазоры $\Delta W_{п}$.

Так как после снятия нагрузки происходит восстановление объема жидкости после ее сжатия, то в конце процесса объем жидкости в камере равен

$$W = W_0 - \Delta W_{п}, \quad (2)$$

где W – конечный объем жидкости в гидравлической камере;

$\Delta W_{п}$ – объем потерь через конструктивно обусловленные и случайные зазоры.

В зависимости от конструктивных особенностей установок объем потерь через зазоры $\Delta W_{п}$ может составлять 5 – 15% от начального объема жидкости в гидравлической камере W_0 .

Изменение объема жидкости при ее упругом сжатии $\Delta W_{ж}$ зависит от величины нагружающего давления. В установках для ГДШ $\Delta W_{ж}$ (для воды) максимально может достигать 10 – 12% от начального объема жидкости W_0 (рис. 3).

Жидкость, вытесняемая снарядом из переходника ствола в полость заготовки W_3 , приводит к увеличению ее (заготовки) внутреннего объема.

Максимальное приращение внутреннего объема заготовки ΔW_3 ограничено величиной объема заштамповой ее полости $W_{ш}$, образованного между рабочей поверхностью матрицы и заготовкой, т.е.

$$W_{3_{\max}} = W_3 + \Delta W_{3_{\max}} = W_3 + W_{ш}, \quad (3)$$

где $W_{3_{\max}}$ – максимальный объем жидкости во внутренней полости заготовки;

$\Delta W_{3_{\max}}$ – максимальное приращение внутреннего объема заготовки;

$W_{ш}$ – объем заштамповой полости заготовки, т.е. объем между матрицей и заготовкой.

Таким образом, в процессе нагружения жидкости и деформирования заготовки происходит вытеснение (перемещение) жидкости из переходника ствола в заштамповую полость заготовки.

Расчетная величина вытесняемого объема жидкости W_b определяется как сумма объема заштамповой полости заготовки $W_{ш}$ и приращений объема жидкости, связанных с ее потерями $\Delta W_{п}$ и упругим сжатием $\Delta W_{ж}$. Учет значений $\Delta W_{п}$ и $\Delta W_{ж}$ необходим для избегания возможного контакта снаряда с заготовкой при его перемещении, т.к. потери жидкости и ее сжатие приводит к смещению вниз границы жидкости в переходнике ствола. Таким образом,

$$W_b = W_{ш} + \Delta W_{п} + \Delta W_{ж} = W_{ш} + \Sigma \Delta W, \quad (4)$$

где W_b – вытесняемый объем жидкости в гидравлической камере;

$\Delta W_{ж}$ – объем упругого сжатия жидкости;

$\Sigma \Delta W$ – сумма значений объемов $\Delta W_{п}$ и $\Delta W_{ж}$.

Оптимальным с точки зрения соотношения полезных и балластных энергетических затрат при нагружении заготовки через жидкую передающую среду является вариант, где $W_b = W_{ш} + \Sigma \Delta W$.

В случае реализации процесса штамповки, где $W_b < W_{ш} + \Sigma \Delta W$ потребуется более одного штамповочного перехода, а при варианте $W_b > W_{ш} + \Sigma \Delta W$ – необходима дополнительная затрата энергии для сжатия балластного (избыточного) объема жидкости [7].

2. Сжатие жидкости в гидравлической камере

Давление в жидкости зависит от степени ее сжатия. Степень сжатия жидкости определяется ее характеристиками и количеством энергии, затраченной на изменение объема жидкости. При ГДШ нагружение жидкости в гидравлической камере производится летящим снарядом, который тормозится при контакте с ней, в результате чего кинетическая энергия снаряда преобразуется в потенциальную энергию сжатой жидкости.

Для жидкости нет универсального состояния. Зависимость между давлением и объемом жидкости

устанавливается экспериментально, а затем представляется в виде функции величины относительного сжатия жидкости от давления. Для многих жидкостей при давлении до 1200 МПа их сжимаемость удовлетворительно выражается уравнением Тэта

$$p = B \left[\left(\frac{W_0}{W} \right)^n - 1 \right], \quad (5)$$

где p – давление жидкости в гидравлической камере;
 W_0 и W – начальный и текущий (конечный) объемы жидкости;

B и n – эмпирические величины, по данным Бриджмена и Гибсона, для пресной воды – соответственно 29400 МПа и 7,47.

Графиком этой нелинейной зависимости служит кривая $p = f(W)$ на рис. 3. При решении определенного класса задач, когда относительное сжатие жидкости не превышает 10%, допустима линеаризация уравнения состояния жидкости

$$p = E_{\text{ж}} \frac{W_0 - W}{W} = E_{\text{ж}} \frac{\Delta W}{W}, \quad (6)$$

где $E_{\text{ж}}$ – модуль объемного сжатия жидкости;
 $\Delta W / W$ – относительное сжатие жидкости.

В зависимости от интервала рабочих давлений выбирается величина $E_{\text{ж}}$, соответствующая одной из прямых на рис. 3 (линии 1 – 3). В большинстве реализуемых процессов ГДШ давление не превышает 100 МПа, поэтому допустимо использование модуля объемного сжатия воды равного 2200 МПа.

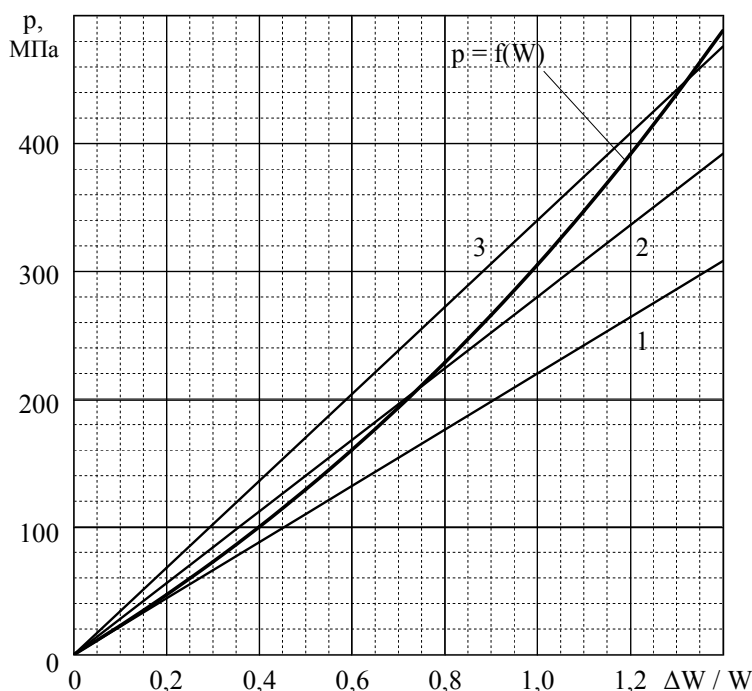


Рис. 3. Зависимость изменения объема жидкости в гидравлической камере от давления:

$p = f(W)$ – функция сжимаемости жидкости по уравнению Тэта (5);
1, 2, 3 – линейная функция сжатия жидкости при различных значениях $E_{\text{ж}}$: 1 – 2200 МПа; 2 – 2800 МПа; 3 – 3400 МПа

3. Напряженно-деформированное состояние заготовки

Наиболее точное определение НДС заготовки при ГДШ возможно совместным решением уравнений движения тонких оболочек и пластического течения в динамической постановке [8]. Однако, совместное решение этих уравнений возможно только численными методами.

В инженерных оценочных расчетах определение параметров НДС заготовки строится с использованием положений теории упруго-пластического деформирования тонкостенных оболочек с учетом некоторых допущений:

- так как заготовка тонкостенная, то возможно использование теории тонких оболочек в безмоментной постановке;
- в тонкостенной оболочке реализуется плоское напряженное состояние, где при осесимметричной деформации главными будут оси, направленные вдоль образующей и в окружном направлении;
- материал заготовки однороден, несжимаем и обладает равномерными механическими свойствами;
- распределение давления передающей среды осесимметрично и однородно в осевом направлении.

Граничные условия на торцах оболочки назначаются в соответствии с наиболее часто реализуемой на практике технологической схемой процесса – штамповкой со свободными торцами.

В качестве дополнительного условия принимается допущение отсутствия сил трения между матрицей и заготовкой.

Связь внешних и внутренних сил в статической постановке при деформировании заготовки определяется совместным решением уравнения Лапласа (уравнения равновесия), условия постоянства объема и условия пластичности (рис. 4) [6]:

$$\frac{\sigma_s}{r_s} + \frac{\sigma_\theta}{r_\theta} = \frac{p}{h}; \quad (7)$$

$$\varepsilon_s + \varepsilon_\theta + \varepsilon_h = 0; \quad (8)$$

$$\sigma_s^2 - \sigma_s \sigma_\theta + \sigma_\theta^2 = \sigma_i^2, \quad (9)$$

где σ_s, σ_θ – главные напряжения в меридиональном (вдоль образующей) и широтном (окружном) направлениях;

σ_i – интенсивность напряжений;

r_s, r_θ – радиусы кривизны оболочки в меридиональном и широтном направлениях;

p – нормальное давление передающей среды;

h – толщина оболочки;

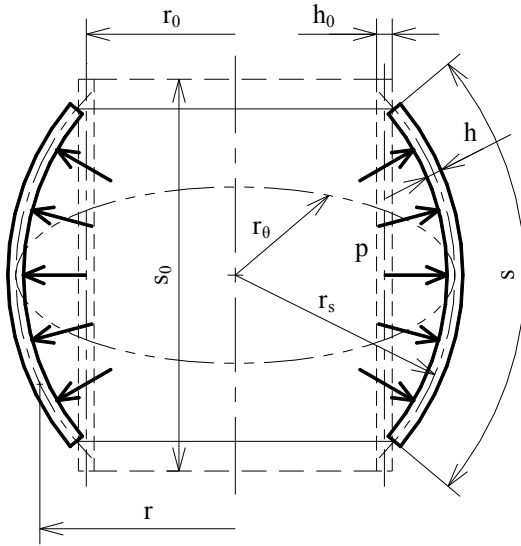


Рис. 4. Тонкостенная осесимметричная оболочка, ее геометрические и силовые параметры:

p – нормальное давление передающей среды (воды); r_s, r_θ – радиусы кривизны оболочки в меридиональном и широтном направлениях; r_0, r – начальное и текущее значения радиуса заготовки; s_0, s – начальное и текущее значения длины образующей оболочки; h_0, h – начальное и текущее значения толщины заготовки

$\varepsilon_s, \varepsilon_\theta, \varepsilon_h$ – логарифмические (истинные) деформации вдоль образующей, окружные и по толщине соответственно, определяемые соотношениями:

$$\varepsilon_s = \ln \frac{s}{s_0}; \quad (10)$$

$$\varepsilon_\theta = \ln \frac{r}{r_0}; \quad (11)$$

$$\varepsilon_h = \ln \frac{h}{h_0}, \quad (12)$$

где s_0, s – начальное и текущее значения длины образующей оболочки;

r_0, r – начальное и текущее значения радиуса заготовки r_0 ;

h_0, h – начальное и текущее значения толщины заготовки.

Заготовка переходит в состояние пластического деформирования при достижении интенсивности напряжений σ_i величине равной или превышающей предел текучести σ_T .

Величина интенсивности деформаций ε_i вычисляется из составляющих деформированного состояния заготовки по формуле

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_s - \varepsilon_\theta)^2 + (\varepsilon_\theta - \varepsilon_h)^2 + (\varepsilon_h - \varepsilon_s)^2}. \quad (13)$$

Зависимость интенсивности напряжений от интенсивности деформаций определяет физический закон упрочнения материала $\sigma_i(\varepsilon_i)$, представление

аппроксимационной функции которого для разных материалов различно.

Рационально экспериментально полученный закон упрочнения аппроксимировать степенным рядом Маклорена, удерживая в нем количество членов, обеспечивающее заданную степень точности аппроксимации

$$\sigma_i = a_0 + \sum_{j=1}^n a_j \varepsilon_i^j. \quad (14)$$

где a_0, a_j – коэффициенты аппроксимации.

Представленное статическое уравнение равновесия (7) позволяет оценить в первом приближении параметры НДС заготовки. Для более точного и корректного расчета НДС необходимо использовать уравнения движения оболочки с учетом инерционных сил [8], т.к. данные процессы динамичны и скоротечны.

4. Затрачиваемая энергия и выполняемая в камере работа

Кинетическая энергия летящего снаряда на дульном срезе ствола должна быть равна сумме всех работ (энергетических затрат), производимых в гидравлической камере

$$E_{\text{сн}} = A_\Sigma, \quad (15)$$

где $E_{\text{сн}}$ – кинетическая энергия летящего снаряда;

A_Σ – суммарная работа в гидравлической камере.

Суммарная работа в гидравлической камере A_Σ расходуется на сжатие жидкости, выполнение работы деформирования заготовки и разного рода энергетические потери.

Без учета коэффициента полезного действия (КПД) технологического узла установок для ГДШ, зависящего от энергопотерь, расходуемая работа в гидравлической камере равна [6]

$$A = A_d + A_{\text{ж}}, \quad (16)$$

где $A_d, A_{\text{ж}}$ – работа пластического деформирования заготовки и сжатия жидкости соответственно.

В общем виде затрачиваемая на процесс деформирования работа A_d без учета скоростного упрочнения вычисляется по формуле

$$A_d = \int_V \int_0^{\varepsilon_i} \sigma_i(\varepsilon_i) d\varepsilon_i dV, \quad (17)$$

где V – объем деформируемого участка заготовки;

ε_i – интенсивность деформаций;

$\sigma_i(\varepsilon_i)$ – закон упрочнения материала.

На достижение необходимого давления жидкости затрачивается работа адиабатического ее сжатия $A_{\text{ж}}$, определяемая соотношением

$$A_{\text{ж}} = \int_{W_0}^W p dW, \quad (18)$$

где W_0 и W – начальный и конечный объемы жидкости;

p – давление жидкости в гидравлической камере.

При использовании линеаризованного уравнения состояния жидкости (6) выражение, определяющее работу сжатия жидкости $A_{ж}$ можно представить в виде

$$A_{ж} = \frac{p^2 W_0}{2E_{ж}}, \quad (19)$$

где $E_{ж}$ – модуль объемного сжатия жидкости, равный для воды 2200 МПа (при большинстве процессов ГДШ).

Такое представление функции работы сжатия жидкости $A_{ж}$ является достаточным для инженерных расчетов при относительном сжатии жидкости не превышающем 10%.

Пусть p_1 и p_2 – давление жидкости в гидравлической камере в начале и конце процесса деформирования заготовки соответственно.

Тогда снаряд при нагружении жидкости до давления p_1 высвобождает ее объем в камере на величину ΔW_1 , при этом совершается работа исключительно по сжатию жидкости, т.е.

$$\Delta W_1 = \Delta W_{ж1}, \quad (20)$$

где ΔW_1 – высвобождаемый объем жидкости при

давлении $0 < p \leq p_1$;

$\Delta W_{ж1}$ – величина сжатия объема жидкости при этом диапазоне давления.

Тогда, опираясь на линеаризованное представление состояния жидкости, затрачиваемая в гидравлической камере работа A_1 при давлении до p_1 равна

$$A_1 = \frac{p_1^2 W_0}{2E_{ж}} = \frac{p_1}{2} \Delta W_1 = A_{ж1}, \quad (21)$$

где A_1 – работа, реализовываемая в гидравлической камере в диапазоне давлений $0 < p \leq p_1$;

$A_{ж1}$ – работа сжатия жидкости до давления p_1 ;

p_1 – давление жидкости в камере до начала процесса деформирования заготовки;

W_0 – начальный объем жидкости в камере.

Реализуемая в гидравлической камере работа A_1 соответствует площади треугольника ABC на диаграмме поля работ (рис. 5). Эта работа затрачивается на сжатие жидкости до давления p_1 и она равна $A_{ж1}$.

При превышении давления p_1 начинает деформироваться заготовка.

На этапе формообразования заготовки снаряд на своем пути высвобождает объем ΔW_2 , при этом жидкость, деформируя заготовку, вытесняется в заштамповую ее полость $W_{ш}$, а так же происходит дальнейшее сжатие жидкости на величину $\Delta W_{ж2}$.

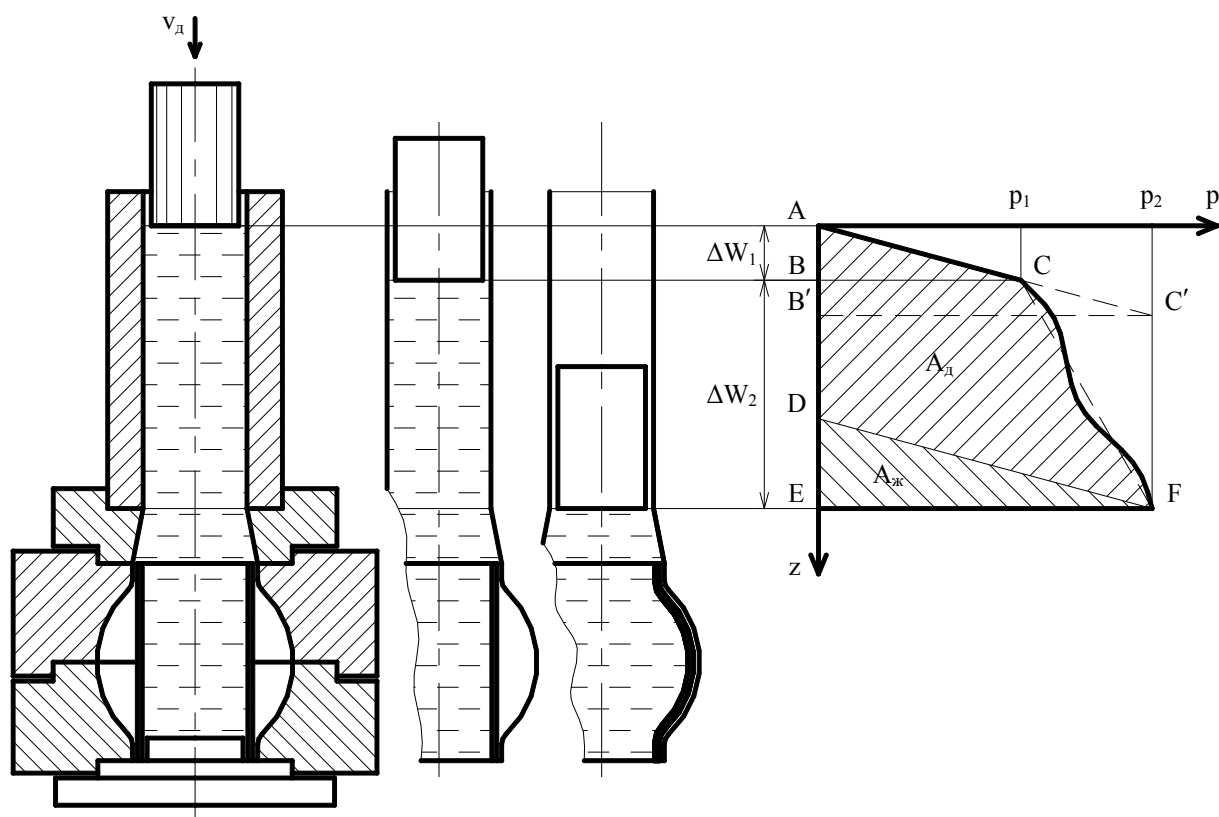


Рис. 5. Схема процесса и поле реализуемой в гидравлической камере работы:

p_1, p_2 – давление жидкости в гидравлической камере в начале и конце процесса деформирования заготовки; $\Delta W_1, \Delta W_2$ – объем жидкости, вытесняемый снарядом при давлении p_1 и p_2 соответственно; $A_{д}, A_{ж}$ – работа пластического деформирования заготовки и сжатия жидкости соответственно; v_d – дульная скорость снаряда

Давление жидкости в гидравлической камере в этом случае изменяется в диапазоне $p_1 < p \leq p_2$, тогда

$$\Delta W_2 = W_{\text{ш}} + \Delta W_{\text{ж}2}, \quad (22)$$

где ΔW_2 – вытесняемый снарядом объем жидкости при давлении $p_1 < p \leq p_2$;

$\Delta W_{\text{ж}2}$ – величина сжатия объема жидкости при этом диапазоне давления;

$W_{\text{ш}}$ – объем заштамповой полости заготовки (между матрицей и заготовкой).

Таким образом, в камере затрачивается работа A_2 , которая расходуется на деформирование заготовки и сжатие жидкости до давления p_2

$$A_2 = A_{\text{д}} + A_{\text{ж}2}, \quad (23)$$

где A_2 – работа, реализовываемая в гидравлической камере в диапазоне давлений $p_1 < p \leq p_2$;

$A_{\text{д}}$ – работа пластического деформирования заготовки;

$A_{\text{ж}2}$ – работа сжатия жидкости в диапазоне давлений $p_1 < p \leq p_2$.

Функцию (17) определения работы пластического деформирования заготовки $A_{\text{д}}$ упрощенно можно представить в виде

$$A_{\text{д}} = \frac{p_1 + p_2}{2} W_{\text{ш}}, \quad (24)$$

где p_1, p_2 – давление жидкости в гидравлической камере в начале и конце процесса деформирования заготовки соответственно.

Тогда работа A_2 в гидравлической камере при давлении $p_1 < p \leq p_2$ равна

$$A_2 = \frac{p_1 + p_2}{2} W_{\text{ш}} + A_{\text{ж}2}. \quad (25)$$

Суммируя выполняемую в камере работу при давлениях $0 < p \leq p_1$ и $p_1 < p \leq p_2$ получаем обобщенную ее величину A , равную

$$A = A_{\text{ж}1} + A_{\text{ж}2} + A_{\text{д}}. \quad (26)$$

С учетом выражения (19) суммарные затраты энергии на сжатие жидкости можно представить как

$$A_{\text{ж}1} + A_{\text{ж}2} = \frac{p_2^2 W_0}{2E_{\text{ж}}}. \quad (27)$$

Тогда выражение (26) преобразуется следующим образом

$$A = \frac{p_2^2 W_0}{2E_{\text{ж}}} + \frac{p_1 + p_2}{2} W_{\text{ш}}. \quad (28)$$

Реализуемая в гидравлической камере работа A_2 соответствует площади фигуры BEFC на диаграмме поля работ (рис. 5). Эта работа затрачивается на деформирование заготовки ($A_{\text{д}}$) и дальнейшее сжатие жидкости в диапазоне давлений $p_1 < p \leq p_2$ ($A_{\text{ж}2}$).

На рис. 5 видно, что энергия, запасенная жидкостью к концу процесса при ее сжатии, соответствует площади треугольника AB'C' или DEF, а работа

пластического деформирования заготовки соответствует площади фигуры ADFC. Таким образом, суммарная расходуемая в гидравлической камере работа согласно выражению (16) равна площади фигуры AEFC.

В практических инженерных расчетах также возможно использование прикладных диаграмм Г.К. Бронина, которые получены экспериментально (рис. 6) [6]. По этим диаграммам можно определить величину потребной энергии удара в зависимости от требуемого давления и объема жидкости в камере. Здесь следует учесть, что энергия удара E затрачивается на выполнение работы в камере A , т.е. $E = A$.

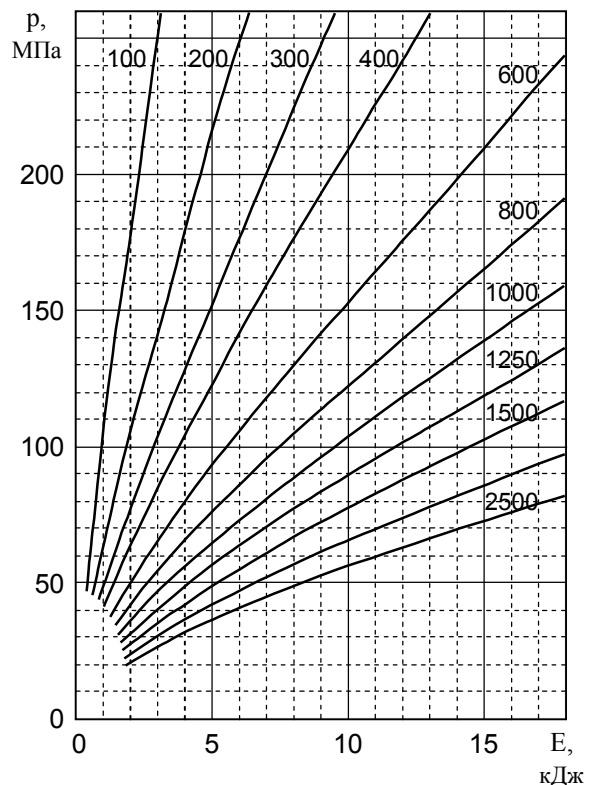


Рис. 6. Зависимость изменения давления p от энергии удара E при различных объемах жидкости ($W, \text{см}^3$)

С учетом КПД технологического узла реальная суммарная работа в гидравлической камере A_{Σ} несколько меньше расчетной ее величины A (27) и определяется выражением

$$A_{\Sigma} = \frac{A}{\eta_{\text{ту}}}, \quad (29)$$

где $\eta_{\text{ту}}$ – КПД технологического узла установок.

Эмпирические значения интегрального КПД технологического узла в функции от удельной массы снаряда для некоторых случаев ГДШ представлены на рис 7 [6], здесь $m_{\text{сн.уд}}$ – удельная масса снаряда, т.е. отношение массы снаряда к площади его поперечного сечения.

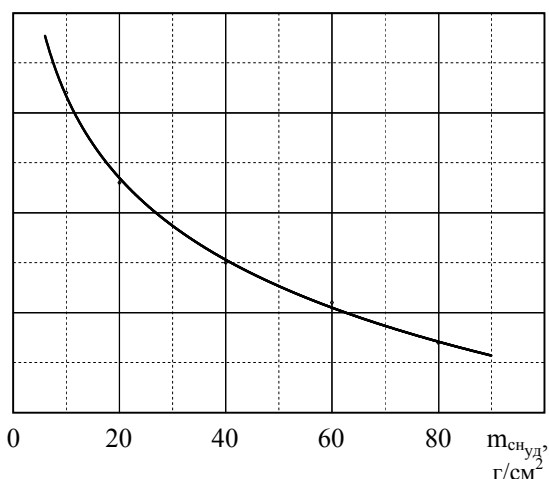


Рис. 7. Зависимость КПД технологического узла $\eta_{тх}$ от удельной массы снаряда $m_{сн\text{уд}}$

5. Дульная скорость снаряда и энергетические системы его разгона

Суммарная работа A_{Σ} (сумма всех энергетических затрат в гидравлической камере) должна быть равна кинетической энергии снаряда $E_{сн}$ на дульном срезе ствола (15). В свою очередь кинетическая энергия летящего снаряда $E_{сн}$ определяется известным выражением вида

$$E_{сн} = \frac{m_{сн} v_d^2}{2}, \quad (30)$$

где $m_{сн}$ – масса снаряда;

v_d – дульная скорость снаряда на срезе ствола.

Потребная дульная скорость v_d определяется из выражения (30). После преобразований с использованием соотношений (15), (27), (29) выражение определения величины v_d примет вид [6]:

$$v_d = \sqrt{\frac{2}{m_{сн} \eta_{тх}} \left(\frac{p_2^2 W_0}{2 E_{ж}} + \frac{p_1 + p_2}{2} W_{ш} \right)}. \quad (31)$$

Для аналитического определения энергии снаряда $E_{сн}$ или его дульной скорости v_d необходимо провести баллистический расчет энергетического узла гидроударной установки для ГДШ, или использовать готовую баллистическую характеристику конкретной модели, приведенную в ее техническом паспорте.

Баллистическая характеристика гидроударной установки показана на диаграммах зависимости между массой снаряда $m_{сн}$ его скоростью v_d и значениями, определяющими величину запасенной энергии.

Принципиально как источники энергии для разгона снаряда в установках ГДШ возможно использование: горения порохов; расширения сжатого воздуха; испарения сжиженного газа; расширения перегретого пара; горения газо- или топливовоздушных смесей; детонационного горения газокислородных смесей; химического разложения энергоносителей с выделением газообразных продуктов; вакуумирования подснарядной полости; электромагнитных систем (линейных двигателей или магнитодинамических устройств); энергии различных механических систем (динамических, упругих, инерционных); гравитационных и прочих систем разгона снаряда.

Все эти энергетические системы по принципу воздействия на рабочее тело (снаряд) можно подразделить на группы, принцип работы которых основывается на использовании: энергии теплового расширения газов, электрического тока или электромагнитного поля, механических передач и гравитационных сил [2, 9].

Анализ технологических возможностей оборудования с различными энергетическими системами показал, что тепловой привод наиболее полно удовлетворяет требованиям, предъявляемым к энергоприводам импульсных ствольных установок для ГДШ.

Таблица 2

Характеристики используемого гидроударного оборудования типа «пресс-пушки»

Модель пресс-пушки	Калибр ствола, мм	Максимальный заряд пороха, г	Запас жидкости в камере, см ³	Размер технологического блока, мм	Располагаемая энергия, кДж
ПП2	60	20	750	600×800	18
ПП5	50	15	500	450×250	10
ПП6	60	16	600	600×300	25
ПП7М	35	8	350	300×250	8
ПП8	60	16	600	500×300	31
ПП9М	80	40	2000	600×800	80
ПП11М	80	35	1400	650×570	55

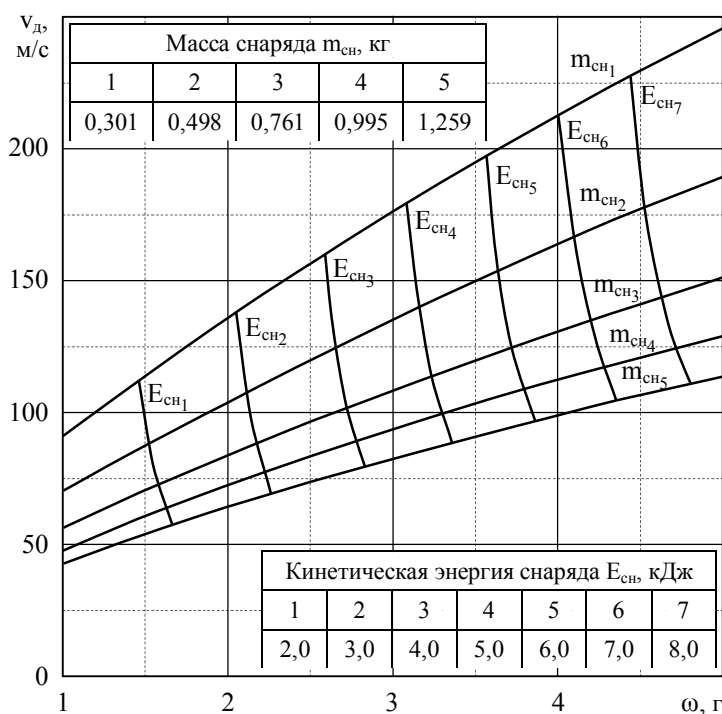


Рис. 8. Баллистическая характеристика пресс-пушки ПП7М

В процессах гидродинамической штамповки на пресс-пушках в качестве энергоносителя для разгона снаряда в настоящее время наиболее широко используются пороха, обладающие в сравнении с другими тепловыми энергосистемами, наивысшими удельными энергетическими параметрами.

Характеристики некоторых моделей пресс-пушек приведены в табл. 2 [2].

Однако пороховому приводу присущи и ряд недостатков, обусловленных требованиями социальной и экологической безопасности, что ограничивает область использования порохов. Это приводит к необходимости поиска новых альтернативных источников энергии и устройств разгона снаряда, удовлетворяющих требованиям ГДШ.

Баллистическая характеристика пороховой пресс-пушки – диаграммы зависимости между массой снаряда $m_{сн}$ его скоростью v_d и весом порохового заряда ω [1, 6].

В качестве примера на рис. 8 представлена баллистическая характеристика пресс-пушки ПП7М.

В производственных процессах определение величины потребного энергетического заряда используемой гидроударной установки достигается путем последовательного приближения по представленной выше методике с последующей коррекцией и уточнением экспериментально.

Выводы

Инженерная оценочная методика определения энергосиловых параметров процессов ГДШ необхо-

дима для оценки возможности использования операций гидродинамической штамповки в изготовлении изделий трубопроводных систем ЛА, а также для определения в первом приближении энергосиловых параметров процесса и характеристик НДС детали.

Определение энергосиловых параметров процессов ГДШ осесимметричных деталей трубопроводов сводится к следующим действиям:

1. Расчет объема жидкости W_0 в гидравлической формирующей камере – выражение (1); преобразование объема жидкости в процессе штамповки – соотношения (2), (4).

2. Расчет величины потребного давления жидкости p в камере – система уравнений (7 – 9); определение давления жидкости при ее сжатии – уравнение (5) или (6).

3. Определение характеристик НДС заготовки в процессе деформирования – система уравнений (7 – 9) и соотношения (10 – 14).

4. Расчет суммарной работы, выполняемой в гидравлической камере, работы сжатия жидкости $A_{ж}$ и деформирования заготовки $A_{д}$ – выражения (16), (19), (21) и (23 – 29) или с использованием графических зависимостей (рис. 6, 7).

5. Расчет потребной кинетической энергии снаряда $E_{сн}$ и его дульной скорости v_d (при заданном значении массы снаряда $m_{сн}$) – формулы (30) и (31).

6. Определение по баллистической характеристике используемого гидроударного оборудования величины потребного энергетического заряда.

Инженерная методика определения параметров ГДШ носит оценочный характер и при практической реализации операций гидродинамической штамповки требует либо экспериментального уточнения и коррекции энергосиловых параметров процесса, либо построения уточняющей математической модели с использованием современных систем САЕ.

Литература

1. Мацукин Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мацукин Юрий Григорович. – Х., 1966. – 223 с.
2. Брагин А.П. Гидродинамическая штамповка на пресс-пушках, как одно из направлений импульсной обработки материалов давлением / А.П. Брагин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11 (47). – С. 296-304.
3. Мельничук А.П. Исследование процессов гидродинамической штамповки: обоснование прин-

ципиального подхода к решению задач деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек / А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 1 (48). – С. 36-39.

4. Кривцов В.С. Особенности описания деформирования тонкостенных цилиндрических деталей при гидродинамической штамповке / В.С. Кривцов, А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: ХАИ, 2001. – Вып. 25. – С. 28-34.

5. Руководящий технический материал: Производство сварного высокоресурсного трубопровода. РТМ 1.4.1999-90 – М.: НИИТ, 1991. – 234 с.

6. Мильченко Е.И. Исследование, разработка и внедрение технологических процессов изготовления высокоресурсного осесимметричного титанового трубопровода воздушных систем ЛА: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мильченко Евгений Иванович. – Х., 1981. – 149 с.

7. Кривцов В.С. Анализ некоторых результатов научных и производственных исследований процессов гидродинамической штамповки элементов трубопроводов воздушных систем самолетов / В.С. Кривцов, А.П. Брагин, А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – Вып. 38. – С. 6-13.

8. Мельничук А.П. Исследование процессов гидродинамической штамповки: обоснование определения напряженно-деформированного состояния тонкостенных осесимметричных оболочек / А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3 (50). – С. 41-46.

9. Мельничук А.П. Возможные принципиальные схемы создания внешней нагрузки в перспективных установках для гидродинамической штамповки / А.П. Мельничук // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов* – 2006. – № 1 (44). – С. 137-140.

Поступила в редакцию 9.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

РОЗРОБКА ІНЖЕНЕРНОЇ МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ ЕНЕРГОСИЛОВИХ ПАРАМЕТРІВ ПРОЦЕСІВ ГІДРОДИНАМІЧНОГО ШТАМПУВАННЯ ВІСЕСИМЕТРИЧНИХ ДЕТАЛЕЙ ТРУБОПРОВОДІВ

О.П. Мельничук

На етапі оцінки можливості використання тих або інших технологій у виробництві раціональним є застосування спрощених інженерних методик визначення характеристик процесу. Систематизована методика оцінного визначення параметрів процесів гідродинамічного штампування вісесиметричних деталей трубопроводів необхідна для визначення можливості використання цих операцій у виготовленні виробів трубопроводних систем, а також для розрахунку в першому наближенні енергетичних та силових витрат і характеристик напружено-деформованого стану деталі. Визначення енергосилових параметрів гідродинамічного штампування включає розрахунок основних складових процесу: об'єму рідини у камері; величини необхідного тиску рідини; напружено-деформованого стану заготовки; роботи стиснення рідини і деформації заготовки; необхідної кінетичної енергії снаряда та його дульної швидкості.

Ключові слова: гідродинамічне штампування, технологічний процес, вісесиметрична деталь, об'єм, тиск, робота, енергія, швидкість.

DEVELOPMENT OF ENGINEERING METHOD OF DETERMINATION OF ENERGY-POWER PARAMETERS OF THE PROCESS OF THE HYDRODYNAMIC STAMPING OF AXISYMMETRIC PIPELINE DETAILS

A.P. Melnychuk

At the stage of estimating the possibility to use one or another technology in the production cycle, it is rational to apply simplified engineering methods of determining process specifications. The systematized estimation method of determining the parameters of processes of hydrodynamic stamping of axisymmetric pipeline details is needed for estimating the possibility to use these operations in making of wares of pipeline systems, and also for calculating, at the first approach, power and power expenses and characteristics of the tensely-deformed state of a detail. Determination of energy-power parameters of the hydrodynamic stamping is taken to the calculation of the basic stages of the process: volume of liquid in a chamber; levels of the required liquid pressure; tensely-deformed state of purveyance; works of liquid compression and purveyance deformation; required kinetic shell energy and its muzzle speed.

Key words: hydrodynamic stamping, manufacturing process, axisymmetric detail, volume, pressure, work, energy, speed.

Мельничук Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 533.666.22

П.И. ИВАНОВ, Ю.Г. МЕХОНОШИН

НИИ аэроупругих систем, АР Крым, Украина

МЕТОДЫ ВВЕДЕНИЯ В ДЕЙСТВИЕ И ПОДДЕРЖАНИЯ В РАСКРЫТОМ СОСТОЯНИИ ВЫСОТНОГО ТОРМОЗНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УСТРОЙСТВА

Проблема связана с реализацией низкоскоростного входа в плотные слои атмосферы, что обеспечивает значительно менее жесткие режимы по тепловому воздействию на космический аппарат, возвращаемый в атмосферу Земли с помощью тормозного аэродинамического устройства. Рассмотрены вопросы введения в действие и поддержания в раскрытом состоянии высотных тормозных аэродинамических устройств, а также принципиальная возможность реализации процесса торможения на больших высотах. Предложена зависимость для оценки потери устойчивости тороидальной оболочки, встроенной в кромку купола парашюта, что позволяет приблизительно определиться с выбором технических характеристик и параметров наполняемого устройства.

Ключевые слова: высотное тормозное аэродинамическое устройство, парашют, введение в действие и раскрытие.

Введение

В общем виде проблема заключается в организации низкоскоростного коридора входа в атмосферу для спускаемых аппаратов (СА), в котором теплонапряженность трассы будет значительно ниже, чем для используемой в настоящее время трассы высокоскоростного спуска [1]. Эта проблема может быть решена, например, с помощью высотных тормозных аэродинамических устройств, что, в свою очередь, порождает проблему введения в действие и поддержания их в раскрытом состоянии, которая является одной из актуальных задач, связанных с торможением космических аппаратов на больших высотах. Проблема связана с важными научными и практическими задачами безопасного возвращения СА в атмосферу Земли, решаемыми сегодня предприятиями национальных космических агентств ряда ведущих государств.

Последние результаты и материалы, в которых начато решение данной проблемы и на которые в данной статье опираются авторы, изложены в работах [2 – 4]. Анализ работ показывает, что не решенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена настоящая статья, связана с поиском, выбором концепций, конструктивных решений, проектированием и расчетами наполняемых устройств, поддерживающих парашют в раскрытом состоянии во время торможения СА в верхних слоях атмосферы.

Целью настоящей работы является поиск и предварительный анализ ряда наполняемых конст-

рукций, пригодных для поддержания парашюта в раскрытом состоянии в процессе движения космического летательного аппарата в верхних слоях атмосферы.

Основная часть

Значительного снижения массы щитов теплозащиты спускаемых аппаратов можно добиться, если существенно снизить теплонапряженность трассы спуска, например, если до погружения в плотные слои атмосферы выполнить эффективное торможение возвращаемых с орбиты космических аппаратов.

Для торможения возвращаемых космических аппаратов на больших высотах $\geq (100 \div 120)$ км и скоростях близких к круговым, орбитальным, требуются специальные тормозные аэродинамические устройства (ТАУ). В качестве ТАУ может выступать также и парашют большой площади.

Однако здесь возникает ряд проблем, которые приходится решать для обеспечения его нормального функционирования.

1. Введение парашюта в действие на больших высотах при больших скоростях (~ 8 км/с).

2. Раскрытие парашюта и поддержание его в раскрытом состоянии при обтекании высокоскоростным, сильно разреженным свободномолекулярным потоком.

В идеальном случае, кроме эффективного торможения в верхних слоях атмосферы, ТАУ должно обеспечить также и приземление спускаемого аппа-

рата. Однако задачу ТАУ можно также считать выполненной, если с момента схода с орбиты и до высоты 80 км удастся затормозить спускаемый аппарат хотя бы на 1 – 2 км/с (и чем больше, тем лучше). Далее можно ввести в действие относительно небольшой площади гиперзвуковой парашют из жаростойких материалов, который продолжит процесс торможения в атмосфере, а непосредственно для приземления можно использовать классическую трехкаскадную парашютную систему (ПС).

1. Введение парашюта в действие на больших высотах при больших скоростях.

Введение, наполнение и поддержание парашюта в наполненном состоянии на высотах ≤ 80 км на малых скоростях (не превышающих критической скорости наполнения парашюта), как правило, выполняется вытяжным аэродинамическим устройством за счет энергии скоростного напора набегающего потока.

Введение парашюта на высотах $\geq (100 \div 120)$ км в сильно разреженной атмосфере при скоростях близких к орбитальным (значительно превышающих критическую скорость наполнения парашюта) и поддержание его в раскрытом состоянии уже не может быть выполнено за счет энергии набегающего потока.

Введение в действие возможно с помощью механической катапульты, отстреливающей крышку парашютного контейнера и вводящей парашют в свободномолекулярный поток по ударной схеме. Нужно иметь в виду, что при извлечении парашюта из контейнера, раскрывающее парашют устройство и поддерживающее его в наполненном состоянии (поскольку в нем имеется избыточное давление, оставленное при монтаже), будет увеличиваться в объеме при пониженном атмосферном давлении на больших высотах и оказывать большое сопротивление выходу купола из парашютного контейнера.

При извлечении парашюта из контейнера возможно применение автономного реактивного устройства (АРУ), прикрепленного к полюсу парашюта. Проблемными вопросами здесь являются защита полюса купола от огневых струй АРУ и проектирование механизма его мягкого отделения от купола парашюта.

После вытягивания парашюта на полную длину его необходимо раскрыть – т.е. придать ему геометрию полностью наполненного купола и поддерживать его в этом состоянии.

2. Раскрытие парашюта и поддержание его в раскрытом состоянии при обтекании высокоскоростным, сильно разреженным свободномолекулярным потоком.

Раскрытие парашюта – это распределение контура его кромки по окружности большого радиуса

так, чтобы открыть свободный доступ под купол свободномолекулярному потоку с целью передачи системе СА-парашют тормозного импульса набегающего потока. Далее необходимо непрерывно поддерживать купол в раскрытом состоянии до тех пор, пока по мере снижения СА в атмосфере, увеличения плотности воздуха и уменьшения скорости скоростной напор станет достаточным для поддержания купола в раскрытом состоянии (правда, при реализации еще некоторых дополнительных условий).

Раскрытие парашюта в свободномолекулярном потоке и поддержание его в раскрытом состоянии можно осуществить с помощью специально разработанных конструкций – сферической и тороидальной оболочек.

2.1. Сферическая оболочка, встроенная под купол и крепящаяся у его полюса, после вытягивания купола и строп на полную длину, наполняясь, обеспечивает раскрытие парашюта и поддерживает его в этом состоянии, рис. 1, а.

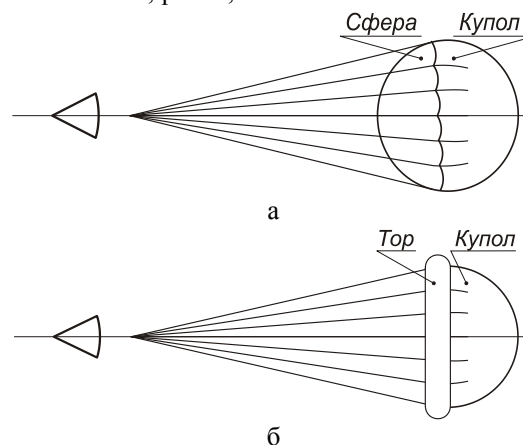


Рис. 1. Сферическое (а) и тороидальное (б) наполняемые устройства в составе парашюта

По мере снижения СА в верхних слоях атмосферы и увеличения плотности и давления, а также под действием возрастающего скоростного напора, сфера начнет сжиматься и должна быть разрушена к моменту, когда купол сможет самостоятельно, под действием скоростного напора, поддерживать свою полностью наполненную форму.

Здесь, однако, нужно учитывать два момента.

Сжатие сферы и ее деформация скоростным напором могут привести к асимметрии в процессе обтекания и, как следствие, к появлению маятниковой и пульсационной неустойчивости купола парашюта, а значит и к неустойчивости движения СА.

При разрушении оболочки давлением скоростного напора очень важно, чтобы материал оболочки (возможно уже начавший плавиться) не налипал на внутреннюю кромку купола и не приводил к слипанию его полотнищ, что может привести к полному складыванию купола.

Кроме того, нужно достаточно точно рассчитать момент начала разрушения сферической оболочки так, чтобы к этому моменту парашют уже мог самостоятельно поддерживать свою полностью наполненную форму.

При погружении в относительно плотные слои атмосферы, там где уже среда становится сплошной, возрастают плотность и давление, сфера будет сжиматься, а парашют должен уже самостоятельно поддерживать свою форму полностью наполненного состояния.

Однако здесь остается до конца не выясненным вопрос, какова будет картина внутреннего течения под куполом при наличии в нем центрального тела в форме сферы. Ведь парашют наполняется только тогда, когда под куполом формируется течение, аналогичное удару струи о полнос с последующим ее осесимметричным растеканием и образованием тороидального течения, что позволяет раскрываться куполу парашюта и в последующем, после разрушения тороидального вихря и перестройки картины течения, поддерживать купол в раскрытом состоянии.

Вполне возможно, что сфера будет препятствовать созданию режима течения, обеспечивающего раскрытие парашюта и от нее позже, когда течение станет ближе к сплошному, придется избавляться, каким-то образом ликвидировав ее.

Итак, в целом порядок работы системы сфера-парашют состоит в следующем.

Пока поток сильно разрежен и режим обтекания свободномолекулярный, сопротивление создает сфера, которая работает как тормозное аэродинамическое устройство. При входе в более плотные слои атмосферы, когда купол уже сам способен поддерживать свою наполненную форму, как тормозное аэродинамическое устройство работает уже сам парашют (причем сфера к этому моменту должна быть уже ликвидирована).

Сферическая оболочка должна изготавливаться из тонкой, достаточно прочной пленки, выдерживающей температуру и давление на траекторном участке ее работы и быть непроницаемой.

Давление $p_{вн}$ внутри оболочки при укладке парашюта должно быть таким, чтобы на высоте раскрытия парашюта внутреннее избыточное давление не превысило предел прочности материала оболочки:

$$\frac{2T}{r} = p_{вн} - p_n,$$

где T – меридиональные и широтные натяжения в оболочке сферы; r – радиус сферы; $p_{вн}$ – внутреннее давление под сферой; p_n – наружное (атмосферное) давление вне сферы.

Если T_p – значение разрывной прочности оболочки, то при ее относительно небольшом разрыв-

ном удлинении предельное внутреннее давление можно приближенно оценить по формуле

$$p_{вн} = \frac{1,8 \cdot T_p}{r} + p_n.$$

Это то давление, которое должно быть обеспечено в сферической оболочке при укладке купола парашюта на Земле, либо специальным устройством наполнения после введения парашюта в действие.

Наружное (атмосферное давление) зависит от высоты раскрытия парашюта.

На высотах до 120км для оценки давления p_n (Па) можно использовать расчетные формулы стандарта [5]. На высотах более 120км давление p_n (Па) удобно рассчитывать как функцию концентрации нейтральных частиц воздуха n и кинетической температуры T :

$$p_n = \frac{nR^*T}{N_A},$$

где $n = (A_0 + A_1h + A_2h^2 + A_3h^3 + A_4h^4) \cdot 10^m$;

$A_0 - A_4$, m – параметры табл. 7 стандарта [5]; h – геометрическая высота точки начала введения парашюта в действие; $N_A = 602,257 \cdot 10^{24}$ кмоль⁻¹ – число Авогадро; $R^* = 8314,32$ Дж · К⁻¹ · кмоль⁻¹ – универсальная газовая постоянная.

2.2. Тороидальная оболочка, встроенная в кромку купола, после вытягивания парашюта на полную длину, наполняясь, обеспечивает необходимое раскрытие кромки купола парашюта и поддерживает ее в этом состоянии, рис. 1, б.

Может быть предложено два варианта размещения тора относительно кромки купола: под кромкой (внутри купола) и над кромкой (вне купола).

В первом случае при обтекании тора может возникать внутренняя срывная зона за тором, т.е. зона разрежения, что может приводить к появлению сил, складывающих кромку, а значит и купол парашюта. Кроме того, в случае плавления пленки оболочки тора возможно налипание ее на внутреннюю часть кромки и слипание полотнищ, что, в свою очередь, может привести к складыванию купола парашюта.

Во втором случае при обтекании тора может возникать внешняя срывная зона за тором, т.е. зона разрежения, что может приводить к появлению сил, раскрывающих кромку а, значит, и купол парашюта. В случае плавления пленки оболочки тора возможно налипание ее на внешнюю часть кромки, что не должно приводить к слипанию полотнищ, а, значит, к складыванию купола парашюта. Таким образом, предпочтительнее устанавливать тор на внешнюю часть кромки купола.

Правда, нужно заметить, что на высотах введения ТАУ в действие в свободномолекулярном пото-

ке с большой длиной свободного пробега молекул вряд ли будут возникать срывные явления достаточной интенсивности, присущие континууму, т.е. нижним слоям атмосферы.

Тороидальная оболочка, так же, как и сферическая, должна изготавливаться из тонкой, достаточно прочной пленки, выдерживающей температуру и давление на траекторном участке ее работы и быть непроницаемой.

Давление $p_{вн}$ внутри оболочки при укладке парашюта должно быть таким, чтобы на высоте раскрытия парашюта внутреннее избыточное давление не превысило предел прочности материала оболочки:

$$\frac{T_1}{r_1} + \frac{T_2}{r_2} = p_{вн} - p_n, \quad (1)$$

где T_1 – меридиональное натяжение в оболочке тора (по кругу малого радиуса r_1); T_2 – широтное натяжение в оболочке тора (по кругу большого радиуса r_2); r_1 – малый радиус тора; r_2 – большой радиус тора; $p_{вн}$ – внутреннее давление в торе; p_n – наружное (атмосферное) давление вне тора.

Если T_p – значение разрывной прочности оболочки, то при ее относительно небольшом разрывном удлинении предельное внутреннее давление можно приближенно оценить по формуле (1) и, наоборот, по перепаду давления можно оценить усилия натяжения в оболочке по взаимно перпендикулярным направлениям.

Например, для пленки ПЭТФ (полиэтилентерефталат) ГУ 6-05-1108-78 для металлизации с толщиной 50мк (0,05мм), рабочий интервал температур $-60^\circ\text{C} - +155^\circ\text{C}$, разрушающее напряжение $\sigma_B^{20^\circ\text{C}} = 1500 \text{ кг/см}^2$. Откуда: $T_p \approx 7500 \text{ н/м}$. Подставляя T_p вместо T_2 в формулу (1), при $r_1 = 0,5 \text{ м}$, $r_2 = 12 \text{ м}$, $p_{вн} - p_n = 2000 \text{ Па}$, получим усилие по меридиану малого радиуса тора: $T_1 = 687,5 \text{ н}$.

Получим формулу для усилия сопротивления сжатию тороидальной оболочки внешней нагрузкой.

Усилие, поддерживающее тор в раскрытом состоянии, получим следующим образом. Величина $p_{вн} \cdot 2r_1$ – представляет усилие от внутреннего давления $p_{вн}$ на внешнюю дужку полуокружности радиуса r_1 , направленное наружу.

Тогда суммарное распределенное усилие, растягивающее тор наружу по всей внешней поверхности:

$$R_{нар} = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2\pi \cdot r_2 = p_{вн} \cdot 4 \cdot \pi \cdot r_1 \cdot r_2.$$

Аналогично, величина $p_{вн} \cdot 2r_1$ – представляет усилие от внутреннего давления $p_{вн}$ на внутрен-

нюю дужку полуокружности радиуса r_1 , направленное внутрь. Суммарное распределенное усилие, стягивающее тор внутрь по внутренней поверхности:

$$R_{вн} = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2\pi \cdot (r_2 - 2r_1) = p_{вн} \cdot 4\pi \cdot r_1 \cdot (r_2 - 2r_1).$$

Тогда разность этих суммарных усилий и будет суммарным распределенным усилием, поддерживающим тор в раскрытом состоянии, сопротивляющемуся сжатию:

$$R = R_{нар} - R_{вн} = p_{вн} \cdot 8\pi \cdot r_1^2.$$

Рассечем теперь тор плоскостью, проходящей через ось симметрии, на две равные части и получим формулу для радиальных усилий, растягивающих тор в диаметрально противоположных направлениях.

Интегрируя проекции давления на плоскость большого круга по внешней поверхности половины тора, получим радиальное усилие:

$$R_n / 2 = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2r_2 = p_{вн} \cdot 4r_1 r_2.$$

По внутренней поверхности половины тора получим радиальное усилие:

$$R_v / 2 = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2(r_2 - 2r_1) = p_{вн} \cdot 4 \cdot r_1 \cdot (r_2 - 2r_1).$$

Результирующее радиальное усилие, удерживающее полутор в раскрытом состоянии сопротивляющемуся сжатию:

$$R_{1/2} = p_{вн} \cdot 8r_1^2.$$

Если учитывать также влияние и наружного (атмосферного) давления, то можно записать:

$$R = (p_{вн} - p_{нар}) \cdot 8\pi \cdot r_1^2 \text{ и } R_{1/2} = (p_{вн} - p_{нар}) \cdot 8r_1^2.$$

Необходимо учитывать сжимающие усилия от строп раскрытого купола, стремящиеся сжать и сложить тор. Усилие в отдельной стропе зависит от скоростного напора набегающего потока:

$$T = \frac{R}{n \cos \alpha},$$

где R – сила сопротивления парашюта; n – количество строп парашюта; T – сила натяжения в стропе; α – угол полуразвала строп парашюта.

Составляющая силы натяжения стропы, складывающаяся парашют и направленная по радиусу к центру входного отверстия купола:

$$T \sin \alpha = \frac{R}{n} \operatorname{tg} \alpha.$$

Сила сопротивления парашюта:

$$R = c_x F_{\Pi} \frac{\rho V^2}{2},$$

где c_x – коэффициент сопротивления; F_{Π} – площадь парашюта; $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор.

Наиболее вероятным критическим состоянием тора, прикрепленного к кромке купола, является его возможное складывание симметрично относительно

собственного диаметра (потеря устойчивости конструкции).

Для реализации этого случая необходимо выполнение условия: сумма моментов сил складывания строп четверти купола (стягивания его к линии диаметра) относительно любой точки кромки должна быть равна половине результирующего радиального усилия $R_{1/2}$, удерживающего полукруг в раскрытом состоянии, рис. 2.

Тогда:

$$T \sin \alpha \cdot (r_2 - 2r_1) \sum_{i=0}^{(n/4)-1} \sin \varphi (1 - \cos \varphi) = \\ = (p_{\text{вн}} - p_{\text{нар}}) \cdot 4r_1^2 \cdot r_2,$$

где угол $\varphi = \left(\frac{\pi}{n} + i \frac{2\pi}{n} \right)$; i – условный номер стропы в четверти кромки купола.

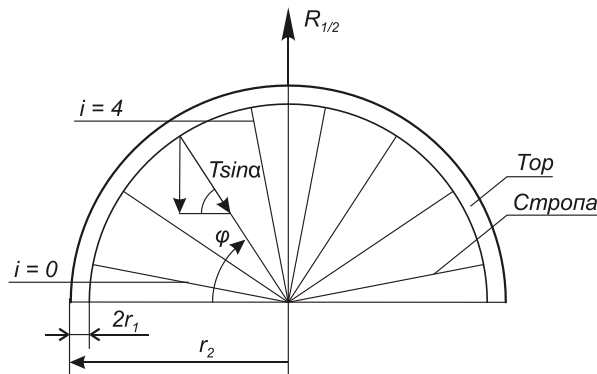


Рис. 2. К выводу формулы для оценки потери устойчивости тора

Заменяя $T \sin \alpha$ на $\frac{R}{n} \operatorname{tg} \alpha$, теперь можно определить значение скоростного напора, при котором может произойти складывание тора относительно диаметра и загибание купола:

$$\frac{R}{n} \operatorname{tg} \alpha \cdot (r_2 - 2r_1) \sum_{i=0}^{(n/4)-1} \sin \varphi (1 - \cos \varphi) = \\ = (p_{\text{вн}} - p_{\text{нар}}) \cdot 4r_1^2 \cdot r_2,$$

откуда:

$$q = ((p_{\text{вн}} - p_{\text{нар}}) \cdot 4r_1^2 \cdot r_2 \cdot n) / (c_x F_{\Pi} \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot (r_2 - 2r_1)) * \\ * \left[\sum_{i=0}^{(n/4)-1} \sin \left((1+2i) \frac{\pi}{n} \right) \left(1 - \cos \left((1+2i) \frac{\pi}{n} \right) \right) \right]. \quad (2)$$

При использовании данной формулы система координат в плоскости входного отверстия выбирается так, чтобы точки крепления строп не попадали на оси системы координат. Последняя формула справедлива при числе строп парашюта, удовлетворяющем равенству: $n = 2^k$, где $k = 1, 2, 3, 4, 5, \dots$

Давление воздуха на высоте 120 км $p = 2,66 \cdot 10^{-3}$ Па, на высоте 100 км $p = 3,18 \cdot 10^{-2}$ Па, на высоте 90 км $p = 1,83 \cdot 10^{-1}$ Па, на высоте 80 км $p = 1,05$ Па (на уровне моря $p = 101325,0$ Па).

Предполагая введение в действие ТАУ на высоте порядка 120 км, то к высоте 80 км, где уже вероятно разрушение оболочки тора скоростным напором, как минимум, требуемое давление внутри оболочки должно быть не ниже $p_{\text{вн}} = 1,05$ Па, если при этом не учитывать составляющие от усилий строп, сжимающие купол.

Выполним оценку требуемого давления в торовой оболочке с учетом этих усилий.

Принимаем раскройный радиус купола площадью $F_{\Pi} = 1000 \text{ м}^2$ равным 17,84 м. Тогда радиус входного отверстия купола в наполненном состоянии будет примерно равным: $r_n = (r_2 - 2r_1) = 11$ м (крепление тора к кромке купола снаружи). Число строп парашюта принимаем равным $n = 16$. Принимаем коэффициент сопротивления парашюта с тором $c_x = 1$. Угол полуразвала строп при длине строп $l_c = 18$ м определится из соотношения $\alpha = \arcsin \frac{11}{18} = \arcsin(0,611) \approx 37^\circ 40'$. Радиус тора принимаем равным $r_1 = 0,5$ м. Тогда внешний радиус оболочки $r_2 = r_n + 2r_1 = 12$ м.

Расчеты, проведенные по формуле (2), показывают, что для высоты 120 км, где скоростной напор на скорости введения ТАУ в действие составляет $q = 0,742 \text{ н/м}^2$, напор, складывающий тор пополам, составит всего $q = 0,15 \text{ н/м}^2$.

Т.е. для повышения устойчивости тора складыванию необходимо обеспечить повышение внутреннего давления.

Если повысить его в 10 раз, т.е. до 10 Па, то в этом случае скоростной напор, складывающий тор пополам, составит $q = 1,432 \text{ н/м}^2$ и купол (при данном баллистическом напоре $q = 0,742 \text{ н/м}^2$) будет определенное время поддерживаться в раскрытом состоянии, пока, по мере погружения СА в более плотные слои атмосферы, скоростной напор набегающего потока не станет равным напору, при котором оболочка потеряет устойчивость.

Для оценки дальнейшего состояния необходимо проводить баллистические расчеты и контролировать изменение скоростного напора при торможении системы СА-парашют.

На рис. 3 представлены кривые изменения некоторых параметров атмосферы (давления и длины

свободного пробега молекул воздуха), а также результаты баллистических расчетов для системы СА–ПС с куполом площадью $F_{\Pi}=1000\text{ м}^2$, имеющим коэффициент сопротивления совместно с торовой оболочкой $c_{\Pi}=1$ для спускаемого аппарата массой $m=2000\text{ кг}$, снижающегося с высоты $H=120\text{ км}$ до высоты $H=80\text{ км}$, с начальной скоростью $V=7,822\text{ км/с}$. Анализ кривых показывает, что для эффективного гашения скорости СА, например, до $V=4,24\text{ км/с}$ с высоты 120 км до высоты $H=80\text{ км}$ с помощью тормозного аэродинамического устройства (тор+парашют) необходимо поддерживать тор в устойчивом состоянии в течение $t=585\text{ с}$, до момента, когда скоростной напор станет равным $q=162,2\text{ Н/м}^2$.

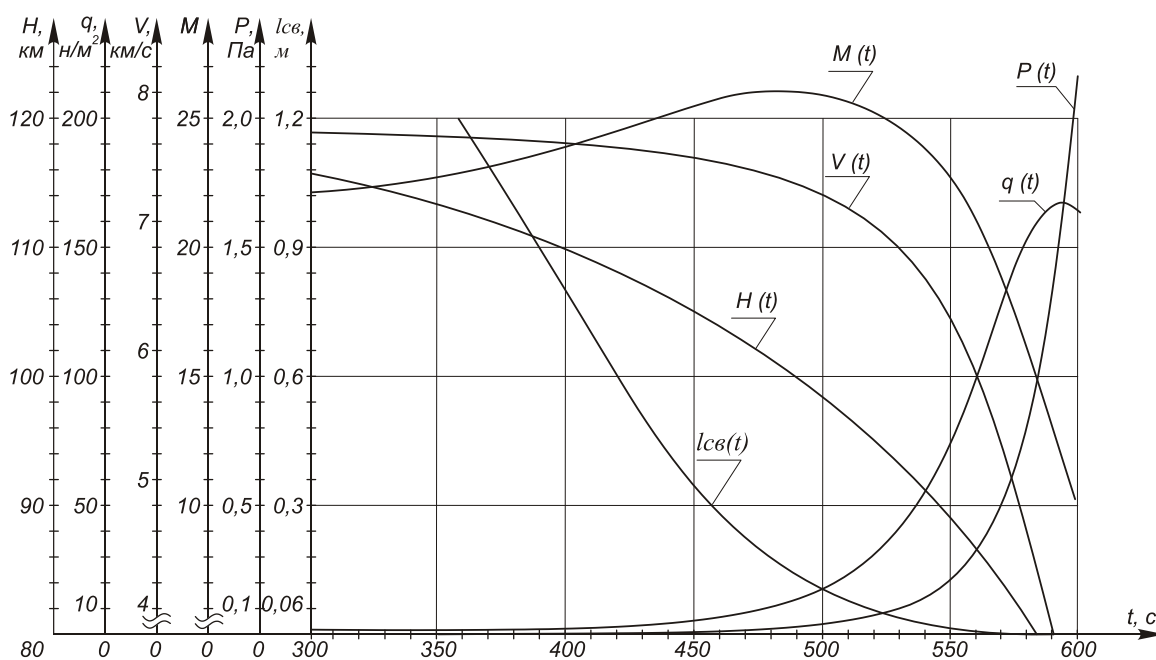


Рис. 3. Результаты баллистических расчетов движения системы СА-ПС-Тор

Анализ графика последней зависимости показывает, что для участка линии графика, где не существует натяжений T_2 , превышающих предельно допустимые напряжения для данного материала оболочки, торовая конструкция, с точки зрения прочности, должна функционировать нормально.

Перспективы дальнейших исследований состоят в оценке теплонапряженности трассы спуска системы до высот порядка 80 км , с целью исследования температуры в критической точке торможения парашюта на кромке купола на наполняемых устройствах, а также распределения температур и тепловых потоков по поверхности купола.

Требуются также специальные исследования поведения моделей ТАУ с наполняемыми устройствами шар и тор в аэродинамической трубе под различными углами атаки при различных числах Фруда

Давление внутри тора по формуле (2) к этому моменту должно быть не ниже $q=1150\text{ Н/м}^2$.

Такое давление должно быть обеспечено либо на Земле, при укладке и монтаже тора совместно с парашютной системой, либо непосредственно в космосе специальной системой газонаполнения. По формуле (1), зная перепад давления и разрывное удлинение материала, можно подобрать материал пленки тора по условиям прочности тора. Используя формулу (1), после ее преобразования:

$$T_2 = r_2 \left[(p_{\text{вн}} - p_{\text{н}}) - \frac{T_1}{r_1} \right]$$

можно построить зависимость для натяжений тора во взаимно перпендикулярных направлениях при $(p_{\text{вн}} - p_{\text{н}})=1150\text{ Па}$, $r_1=0,5\text{ м}$, $r_2=12\text{ м}$, рис. 4.

и Рейнольдса. В частности, весьма важными являются вопросы обеспечения как аэродинамической устойчивости системы объект-парашют (маятниковой и пульсационной), так и устойчивости конструкции (в смысле потери ею заданной геометрии).

Выводы

Рассмотрены вопросы введения в действие и поддержания в раскрытом состоянии высотных тормозных аэродинамических устройств. Предложена зависимость для оценки потери устойчивости тороидальной оболочки встроенной в кромку купола парашюта, что позволяет приблизительно определиться с выбором технических характеристик и параметров наполняемого устройства. Определены направления дальнейших исследований для подтверждения полученных теоретических результатов.

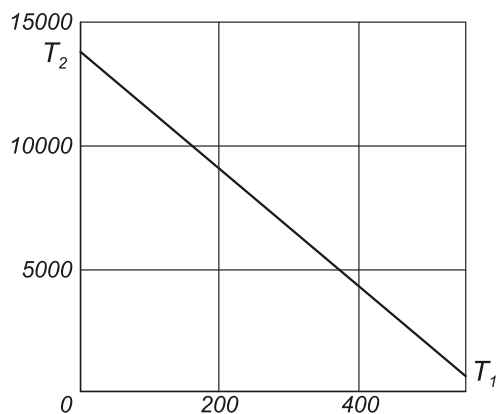


Рис. 4. Зависимость для натяжений тора, выраженных в ньютонах на метр, под действием перепада давлений

Литература

1. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 607 с.

2. Новый старый метод возвращения космических челноков [Электронный ресурс]. Интернет – сайт: Выпускники МИФИ. – Режим доступа: <http://www.mephi1996.ru/news.php?id=262>; http://rnd.cnews.ru/tech/news/line/index_science.html?2007/01/17/231750

3. Гаврилин В.В. Системы спуска с орбиты нового поколения [Электронный ресурс] / В.В. Гаврилин, И.В. Москатынцев // РАН. XXV Академические чтения по космонавтике 2001г. Секция №2. Проектирование и конструкция летательных аппаратов. – Режим доступа: [http://www.ihst.ru/personal/akm/sec2\(2001\).htm](http://www.ihst.ru/personal/akm/sec2(2001).htm)

4. Гувернюк С.В. Аэродинамика компоновок тел с сетчатыми экранами при гиперзвуковом обтекании [Электронный ресурс] / С.В. Гувернюк // РАН. XXVII Академические чтения по космонавтике 2003г. Секция №7. Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена. – Режим доступа: [http://www.ihst.ru/personal/akm/sec7\(2003\).htm](http://www.ihst.ru/personal/akm/sec7(2003).htm)

5. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Изд-во стандартов. 1981. – 179 с.

Поступила в редакцию 20.07.2009

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент каф. прикладной математики и математического моделирования Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

МЕТОДИ ВВЕДЕННЯ В ДІЮ І ПІДТРИМКИ В РОЗКРИТОМУ СТАНІ ВИСОТНОГО ГАЛЬМОВОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО ПРИСТРОЮ

П.І. Іванов, Ю.Г. Мехоношин

Проблема зв'язана з реалізацією низькошвидкісного входу в щільні шари атмосфери, що забезпечує значно менш тверді режими по тепловому впливу на космічний апарат, що повертається в атмосферу Землі за допомогою гальмового аеродинамічного пристрою. Розглянуто питання введення в дію і підтримки в розкритому стані висотних гальмових аеродинамічних пристроїв, а також принципова можливість реалізації процесу гальмування на великих висотах. Запропоновано залежність для оцінки втрати стійкості тороїдальної оболонки, убудованої в крайку купола парашута, що дозволяє приблизно визначитися з вибором технічних характеристик і параметрів наповнюваного пристрою.

Ключові слова: висотний гальмовий аеродинамічний пристрій, парашут, введення в дію і розкриття.

METHODS OF THE ALTITUDE AERODYNAMIC DECELERATOR DEPLOYING AND UPHOLDING IT IN A DEVELOPED CONDITION

P.I. Ivanov, Y.G. Mekhonoshin

The problem is connected with realization of low reentry velocity into thick atmosphere layers. It provides with less dangerous flight condition of reentry heating influence on return space vehicle with the help of decelerating parachute. The issues of the altitude aerodynamic decelerator deploying, upholding it in a developed condition and the principal possibility of the retarding process at high altitudes were considered. The dependence of the stability loss of the toroidal shelf installed into the parachute dome edge was presented for estimation. It allows to determine the choice of the filled device specifications approximately.

Key words: altitude aerodynamic decelerator, parachute, deploying, upholding.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., ведущий специалист по летным испытаниям парашютных и парашютных систем, НИИ аэроупругих систем, Феодосия, АР Крым, Украина, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

Мехоношин Юрий Геннадьевич – главный конструктор ТАУ, помощник директора по НИР и ОКР, НИИ аэроупругих систем, Феодосия, АР Крым, Украина.

УДК 621.671:532.528

Ю.А. ЖУЛАЙ¹, С.И. ДОЛГОПОЛОВ², Т.А. ГРАБОВСКАЯ²¹*Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Украина*²*Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Украина*

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОВМЕСТНЫХ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ ТРУБОПРОВОДА И ЖИДКОСТИ ПРИ КАВИТАЦИОННЫХ КОЛЕБАНИЯХ В ЛИНИЯХ ПИТАНИЯ ЖРД

Разработана математическая модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости с учетом потерь давления жидкости и демпфирования конструкции. Для одного насоса дано объяснение экспериментальной аномальной области неустойчивости по отношению к кавитационным колебаниям. Показано, что взаимодействие конструкции трубопровода с жидкостью может привести к заметному увеличению частот кавитационных колебаний в связанной системе по сравнению с парциальными частотами кавитационных колебаний.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, шнекоцентробежный насос, кавитационные колебания, граница области устойчивости, продольные колебания конструкции, моделирование.

Введение

Обеспечение надежной работы жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) неразрывно связано с обеспечением их надежного функционирования на динамических режимах, среди которых обычно отмечают запуск и останов двигателя, переход на другой режим работы, переходные процессы в аварийных ситуациях. Отдельную группу динамических режимов ЖРД обуславливают кавитационные явления в насосах: кавитационный срыв насоса при запуске, кавитационные автоколебания в линиях питания.

В результате экспериментальных и теоретических исследований кавитационных колебаний в гидравлических линиях с кавитирующими насосами установлены характерные особенности кавитационных колебаний [1, 2]. Это близкая к линейной зависимость частоты колебаний и нелинейные зависимости размахов колебаний параметров от давления на входе в насос, а также треугольная форма области неустойчивой работы насоса по отношению к кавитационным колебаниям в плоскости параметров давление на входе – расход через насос, расширяющаяся при уменьшении расхода.

В литературе описаны различные случаи отклонения границ области неустойчивости гидравлической системы с кавитирующим шнекоцентробежным насосом от треугольной формы, которые объяснены наличием кавитации в центробежном колесе [3], упругим закреплением конструкции насоса [4]. Известен случай [5], когда экспериментальная граница автоколебательных режимов (в плоскости па-

раметров давление – расход) очерчивает один или два так называемых «коридора» неустойчивости.

В работе [6] также представлена нетрадиционная форма границы области неустойчивости, существенно отличающаяся от треугольной. Попытка воспроизвести ее расчетным путем в рамках апробированных математических моделей динамики шнекоцентробежных насосов предпринятая в [7], не привела к положительным результатам.

Целью настоящей работы является теоретическое исследование влияния продольных колебаний питающего трубопровода на частоты колебаний и форму области существования кавитационных автоколебаний.

1. Математическая модель

Математическую модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости можно условно разбить на два блока уравнений. Первый блок уравнений описывает самовозбуждающиеся кавитационные колебания жидкости в линии питания ЖРД. Для второго блока уравнений, описывающего продольные колебания конструкции трубопровода, приняты следующие дополнительные допущения: конструкция трубопровода совершает только продольные колебания; частота продольных колебаний конструкции трубопровода постоянна и не зависит от давления и расхода жидкости.

Характерный диапазон кавитационных автоколебаний в гидравлических линиях с кавитирующими насосами находится от 0 до 50 Гц. Поэтому для того, чтобы взаимодействие между жидкостью и

конструкцией трубопровода могло реализоваться, необходима достаточная податливость трубопровода в продольном направлении, обеспечивающая частоту продольных колебаний также в диапазоне частот кавитационных колебаний. Для прямолинейного питающего трубопровода такую податливость может создать сильфон, применяемый для стыковки трубопроводов с насосными агрегатами и располагаемый обычно на входе в насос.

Математическую модель трубопровода, учитывающую взаимодействие в продольном направлении жидкости и конструкции, получим из уравнений в частных производных, представленных в работе [8] и дополненных учетом потерь давления жидкости и демпфированием конструкции (в принятой системе координат ось z направлена по течению жидкости):

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{gA_{\text{ж}}} \frac{\partial G}{\partial t} + \frac{2\Delta\bar{p}}{l\bar{G}} (G - \gamma_{\text{ж}} A_{\text{ж}} \dot{u}_z) = 0, \\ \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{c^2 \gamma_{\text{ж}}}{g} \left(\frac{1}{\gamma_{\text{ж}} A_{\text{ж}}} \frac{\partial G}{\partial z} - 2\nu \frac{\partial \dot{u}_z}{\partial z} \right) = 0, \\ \frac{\partial F_z}{\partial z} - \frac{\gamma_i A_i}{g} \frac{\partial \dot{u}_z}{\partial t} = 0, \\ \frac{\partial F_z}{\partial t} - A_i E_i \left(1 + \mu_z \frac{\partial}{\partial t} \right) \frac{\partial \dot{u}_z}{\partial z} - \nu \frac{DA_i}{2\delta_T} \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где p , G – давление и весовой расход жидкости;

F_z , $\dot{u}_z$ – продольная сила и скорость перемещения трубопровода;

t – время;

$\gamma_{\text{ж}}$, γ_i – удельный вес жидкости и материала трубопровода;

$A_{\text{ж}}$, A_i – площади поперечных сечений трубопровода, занятого жидкостью и стенкой трубопровода;

g – ускорение свободного падения;

Δp – потери давления на участке трубопровода длиной l ;

$\bar{n}$ – скорость звука в жидкости;

ν – коэффициент Пуассона;

E_i – модуль упругости материала трубопровода;

μ_z – коэффициент демпфирования конструкции трубопровода;

D , δ_T – внутренний диаметр и толщина стенки трубопровода; черта над параметром означает его постоянство.

В этой модели влияние колебаний жидкости на колебания конструкции трубопровода учитывается за счет изменения внутреннего давления жидкости, которое приводит к появлению в стенке трубопро-

вода окружных напряжений и, в соответствии с эффектом Пуассона, – осевых напряжений. Влияние колебаний конструкции на колебания жидкости осуществляется за счет осевого сокращения или удлинения конструкции трубопровода.

Заменим в системе (1) производные по продольной координате конечными разностями и получим уравнения с сосредоточенными параметрами:

$$\begin{cases} \Delta p + J_1 \frac{dG}{dt} + R_1 (G - \gamma_{\text{ж}} A_{\text{ж}} \dot{u}_z) = 0, \\ C_{\text{ж}} \frac{dp}{dt} + \Delta G - 2\nu \gamma_{\text{ж}} A_{\text{ж}} \Delta \dot{u}_z = 0, \\ \Delta F_z - m_i \frac{d\dot{u}_z}{dt} = 0, \\ \tilde{N}_i \frac{dF_z}{dt} - \left(1 + \mu_z \frac{d}{dt} \right) \Delta \dot{u}_z - \nu \frac{DA_i}{2\delta_0 E_i} \frac{dp}{dt} = 0, \end{cases} \quad (2)$$

где Δ обозначает разность параметров на выходе и входе элемента трубопровода (например,

$$\Delta \dot{u}_z = \delta \dot{u}_{z2} - \delta \dot{u}_{z1});$$

R_1 , J_1 – коэффициенты линеаризованного гидравлического и инерционного сопротивления питающего трубопровода;

$C_{\text{ж}}$, C_i – податливость жидкости и конструкции трубопровода;

m_i – масса трубопровода.

Математическое описание низкочастотной динамики шнекоцентробежного насоса будем производить по гидродинамической модели кавитирующих насосов [1, 2] с коэффициентами, полученными экспериментально-расчетными способами [9]. Эта модель включает уравнение движения несжимаемой жидкости в питающем трубопроводе, уравнение динамики кавитационных каверн, уравнение баланса расходов в проточной части насоса, уравнение для определения давления на выходе из насоса и уравнение движения жидкости в напорном трубопроводе

$$\begin{cases} \delta p_1 + R_1 \delta G_1 + (J_1 + J_{OT}) \frac{d\delta G_1}{dt} = 0, \\ \delta p_1 = B_1 \delta V_K + B_2 \delta G_1 + B_1 T_K \frac{d\delta V_K}{dt}, \\ \gamma_{\text{ж}} \frac{d\delta V_K}{dt} = \delta G_2 - \delta G_1, \\ \delta p_2 = (1 + m) \delta p_1 + s_2 \delta G_2, \\ \delta p_2 = R_2 \delta G_2 + J_2 \frac{d\delta G_2}{dt}, \end{cases} \quad (3)$$

где δ – символ, указывающий на малые отклонения рядом стоящего параметра от установившегося значения;

$J_1 \ddot{\alpha}$ – коэффициент инерционного сопротивления, обусловленный наличием обратных течений на входе в насос;

B_1 , V_K , B_2 , T_K – упругость, объем, сопротивление и постоянная времени кавитационных камер;

m – тангенс угла наклона касательной к кавитационной характеристике насоса;

s_2 – тангенс угла наклона касательной к напорной характеристике насоса;

p_2 , G_2 – давление и расход на выходе из насоса;

R_2 , J_2 – коэффициенты линеаризованного гидравлического и инерционного сопротивления напорного трубопровода.

В продольных колебаниях конструкции трубопровода определяющее значение может играть сильфон, у которого при одинаковой продольной силе продольные перемещения, как правило, значительно больше, чем у трубопровода. Математическую модель сильфона получим из системы (2), используя две основные характеристики сильфона в продольном направлении. Это зависимости продольной силы и давления жидкости от величины сжатия или растяжения сильфона [10]

$$\delta F_z = k_z \delta u_z, \quad \delta p = k_p \delta u_z, \quad (4)$$

где u_z – продольное перемещение трубопровода;

k_z , k_p – коэффициенты жесткостей по продольной силе и по внутреннему давлению.

Между коэффициентами жесткости k_z и k_p существует однозначная связь через эффективную площадь $A_{\gamma\delta}$

$$k_z = A_{\gamma\delta} k_p. \quad (5)$$

Для параметра глубины гофрировки $k = R_H/R_B = 1-1,2$ (R_H , R_B – наружный и внутренний радиусы сильфона) различные методики определения эффективной площади $A_{\gamma\delta}$ дают близкие значения [10]. Поэтому для определения $A_{\gamma\delta}$ воспользуемся простейшей формулой по среднему радиусу

$$A_{\gamma\delta} = \pi R_{cp}^2, \quad R_{cp} = \frac{R_H + R_B}{2}.$$

Тогда объединяя уравнения (4) и учитывая (5), будем иметь

$$u_z = \frac{F_z}{k_z} - \frac{p}{k_p} \quad \text{или} \quad F_z - k_z u_z - A_{\gamma\delta} p = 0. \quad (6)$$

Окончательно из уравнений (2), (3) и (6) получим простейшую линейную с постоянными коэффициентами математическую модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и текущей по нему жидкости

$$\begin{cases} (J_1 + J_{OT}) \frac{d\delta G_1}{dt} + \delta p_1 + R_1 \delta G_1 - R_{l1} \delta \ddot{u}_{z2} = 0, \\ \frac{d\delta p_1}{dt} + \frac{B_1}{\gamma_{\alpha}} (\delta G_1 - \delta G_2) - R_{K1} \frac{d\delta G_1}{dt} - \\ R_{K2} \frac{d\delta G_2}{dt} + d_{\alpha} \delta \ddot{u}_{z2} = 0, \\ \delta p_2 = (1 + m) \delta p_1 + s_2 \delta G_2, \\ \delta p_2 = R_2 \delta G_2 + J_2 \frac{d\delta G_2}{dt}, \\ \tilde{N}_i \frac{d\delta F_{z1}}{dt} - \delta \ddot{u}_{z2} - \mu_z \frac{d\delta \ddot{u}_{z2}}{dt} - d_i \frac{d\delta p_1}{dt} = 0, \\ m_i \frac{d\delta \ddot{u}_{z2}}{dt} + \delta F_{z1} = 0, \end{cases} \quad (7)$$

где

$$R_{l1} = R_1 A_{\alpha} \gamma_{\alpha},$$

$$R_{K1} = B_2 - \frac{B_1 T_K}{\gamma_{\alpha}},$$

$$R_{K2} = \frac{B_1 T_K}{\gamma_{\alpha}}, \quad \tilde{N}_i = \frac{1}{k_z},$$

$$d_{\alpha} = -B_1 A_{\alpha}, \quad d_i = C_1 A_{\gamma\delta}.$$

При этом приняты граничные условия в сечении трубопровода в месте стыковки с питающим баком $\delta \ddot{u}_z = 0$ и на входе в насос $\delta F_z = 0$.

В результате решения системы (7) для различных значений давления на входе в насос и расхода через него определялись корни характеристического уравнения, по которым определялись частоты колебаний рассматриваемой связанной системы и границы области устойчивости по отношению к кавитационным колебаниям в гидравлической системе.

2. Результаты моделирования

Применим предложенную выше математическую модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости для теоретического описания результатов автономных динамических испытаний шнекоцентробежного насоса, представленных в работе [6]. Упрощенная схема стенда для указанных динамических испытаний представлена на рис. 1. Некоторые результаты динамических испытаний этого насоса помещены на рис. 2 и 3.

Из рис. 2 видно, что зависимости частот колебаний от входного давления близки к линейным. Это является одним из основных характерных признаков кавитационных колебаний в гидравлических

системах с кавитирующими насосами. Однако, полученная в результате динамических испытаний форма области неустойчивой работы по отношению к кавитационным колебаниям существенно отличается от треугольной (рис. 3), расширяющейся при уменьшении расхода.

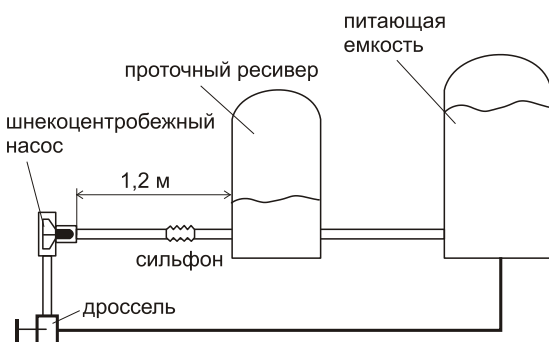
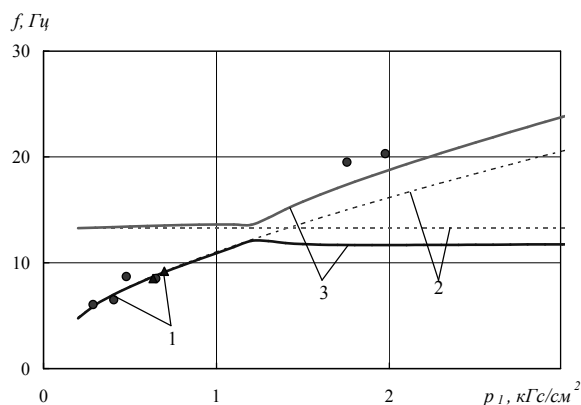
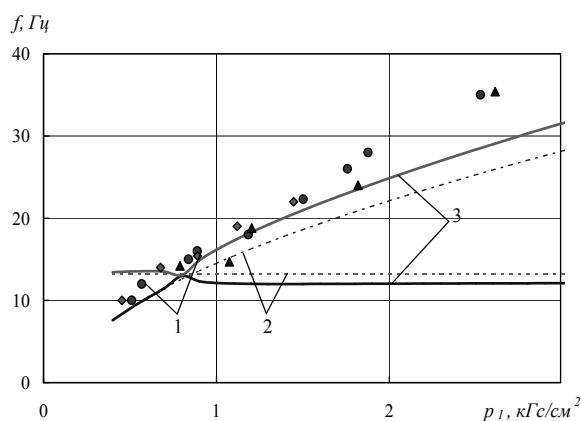


Рис. 1. Упрощенная схема стенда для динамических испытаний исследуемой насосной системы



а



б

Рис. 2. Зависимость частоты кавитационных колебаний от давления на входе в насос (а – при расходе через насос 25,6 кгс/с; б – при расходе через насос 42,7 кгс/с): 1 – эксперимент; 2 – расчет без учета взаимодействия конструкции и жидкости; 3 – расчет с учетом их взаимодействия

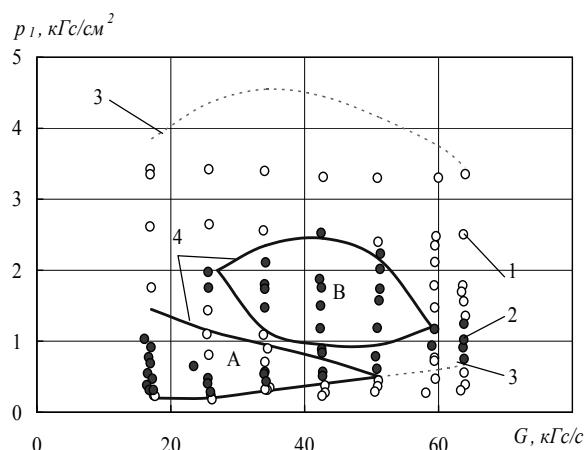


Рис. 3. Область неустойчивой работы насоса: А, В – подобласти кавитационных автоколебаний; 1 – эксперимент, устойчиво; 2 – эксперимент, неустойчиво; 3 – расчет без учета взаимодействия конструкции и жидкости; 4 – расчет с учетом их взаимодействия

Математическое моделирование продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости при отсутствии взаимодействия между ними

$$(d_i = 0, d_{\text{ж}} = 0, R_{li} = 0)$$

показало следующее.

Расчетная область неустойчивой работы насосной системы по конфигурации существенно отличается от экспериментальной, а её верхняя граница значительно превышает уровень экспериментальных данных (рис. 3, кривая 3).

Расчетные частоты кавитационных колебаний жидкости (возрастающие кривые 2 на рис. 2) хорошо согласуются с экспериментальными при низких давлениях на входе в насос (~ 1 кгс/см²) и заметно различаются при высоких (выше ~ 1 кгс/см²). Частоты продольных колебаний трубопровода (постоянные кривые 2 на рис. 2) постоянны и составляют 13,2 Гц.

При учете взаимодействия конструкции трубопровода и жидкости

$$(d_i \neq 0, d_{\text{ж}} \neq 0, R_{li} \neq 0)$$

установлено следующее.

Взаимодействие жидкости с конструкцией трубопровода приводит к существенному сокращению области кавитационных автоколебаний (кривые 3 и 4 на рис. 3). При этом обнаруживаются две отдельные расчетные области А и В неустойчивой работы насосной системы по отношению к кавитационным колебаниям, которые близки к экспериментальной области сложной конфигурации. В области А доминирующими являются корни характеристического уравнения, соответствующие низшей частоте колебаний связанной системы. Это указывает на то, что

частоты кавитационных колебаний в области А равны низшей частоте колебаний связанной системы. В области В частоты кавитационных колебаний равны высшей частоте колебаний связанной системы.

При низких давлениях на входе в насос (~ 1 кгс/см²) полученные низшие частоты колебаний связанной системы близки к парциальным частотам колебаний жидкости и хорошо согласуются с экспериментом (рис.2). При высоких давлениях на входе в насос (выше ~ 1 кгс/см²) высшие частоты колебаний связанной системы проходят выше парциальных частот колебаний жидкости на 2-3 Гц и приближаются к экспериментальным данным.

Таким образом, взаимодействие конструкции трубопровода с жидкостью может привести к некоторому увеличению частот кавитационных колебаний в связанной системе по сравнению с парциальными частотами кавитационных колебаний. Это следует учитывать при анализе результатов динамических испытаний насосов и при математическом моделировании кавитационных колебаний в линиях питания ЖРД.

Кроме параметров d_i , d_{Σ} и R_{li} существенное влияние на взаимодействие конструкции трубопровода и жидкости оказывает близость парциальных частот колебаний конструкции и жидкости, а также коэффициент демпфирования конструкции трубопровода. Демпфирование конструкции трубопровода не только существенно влияет на область неустойчивости В, но и заметно изменяет частоты колебаний связанной системы. При этом может измениться вид зависимости частот колебаний от давления на входе в насос.

В зависимости от величины коэффициента демпфирования нормальные частоты колебаний (частоты колебаний связанной системы) могут находиться выше и ниже парциальных (малая величина демпфирования, например, рис. 2, а) либо сближаться друг с другом вплоть до касания (большая величина демпфирования, рис. 2, б).

Заключение

Разработана математическая модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и текущей по нему жидкости с учетом потерь давления жидкости и демпфирования конструкции. Для одного шнекоцентробежного насоса проведено математическое моделирование совместных продольных колебаний конструкции его питающего трубопровода и жидкости. На основании результатов расчетов дано объяснение аномальности экспериментальной области неустойчивой работы исследуемого насоса по отношению к кавитационным колебаниям. Показано, что взаимодействие конструкции трубо-

провода с жидкостью может привести к некоторому увеличению частот кавитационных колебаний в связанной системе по сравнению с парциальными частотами кавитационных колебаний. Отмечено сильное влияние в связанной системе демпфирования конструкции на частоты колебаний и область неустойчивости по отношению к кавитационным колебаниям.

Перспективным в данном направлении исследования является использование разработанной математической модели для анализа динамических испытаний других насосов и линий питания ЖРД.

Литература

1. Пилипенко В.В. Кавитационные колебания и динамика гидросистем / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
2. Пилипенко В.В. Кавитационные автоколебания / В.В. Пилипенко. – К.: Наукова думка, 1989. – 316 с.
3. Иванов Я.Н. Об одной аномальности формы области неустойчивой работы шнекоцентробежного насоса по отношению к кавитационным колебаниям / Я.Н. Иванов, В.А. Дрозд, В.А. Задонцев // Кавитационные автоколебания в насосных системах: сб. науч. трудов. – К.: Наук. думка, 1976. – Ч. 1. – С. 57-59.
4. Чалый П.П. Автоколебания в гидросистеме с упругозакрепленным насосом / П.П. Чалый // Рабочие процессы в шнекоцентробежных насосах: сб. науч. трудов. – К.: Наук. думка, 1979. – С. 86-90.
5. Козелков В.П. Экспериментальное исследование кавитационных автоколебаний в гидравлической системе / В.П. Козелков, А.Ф. Ефимочкин // Кавитационные автоколебания в насосных системах: сб. науч. трудов. – К.: Наук. думка, 1976. – Ч. 1 – С. 71-80.
6. Жулай Ю.А. Динамические испытания шнекоцентробежного насоса в режиме кавитационных автоколебаний / Ю.А. Жулай // Вестник двигателестроения. – Запорожье, 2006. – № 3. – С. 141-145.
7. Жулай Ю.А. Теоретический анализ динамической устойчивости системы «шнекоцентробежный насос – трубопроводы» с нетрадиционной областью существования кавитационных автоколебаний / Ю.А. Жулай // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 1 (48). – С. 50-53.
8. Уиггерт. Влияние степени закрепления колеса на переходной режим изменения давления в трубопроводе / Уиггерт, Отуэлл, Хатфилд // Теор. основы инж. расчетов. – 1985. – № 3. – С. 249-258.
9. Пилипенко В.В. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров / В.В. Пилипенко, С.И. Долгополов // Техническая механика. – 1998. – Вып. 8. – С. 50-56.

10. Сильфоны. Расчет и проектирование / Я.Е. Андреева, А.И. Беседа, Ю.А. Богданова, Л.Н. Горючева, Г.Е. Зверьков, В.В. Петровский. – М.: Машиностроение, 1975. – 156 с.

Поступила в редакцию 14.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СУМІСНИХ ПОВЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ КОНСТРУКЦІЇ ТРУБОПРОВОДУ І РІДИНИ ПРИ КАВІТАЦІЙНИХ КОЛИВАННЯХ В ЛІНІЯХ ЖИВЛЕННЯ ЖРД

Ю.О. Жулай, С.І. Долгополов, Т.О. Грабовська

Розроблена математична модель сумісних повздовжніх коливань конструкції трубопроводу і рідини з урахуванням втрат тиску рідини і демпфування конструкції. Для одного насоса дано пояснення експериментальної аномальної області нестійкості по відношенню до кавітаційних коливань. Показано, що взаємодія конструкції трубопроводу з рідиною може привести до помітного збільшення частот кавітаційних коливань в зв'язаній системі в порівнянні з парціальними частотами кавітаційних коливань.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, шнекоцентробіжний насос, кавітаційні коливання, границя області стійкості, подовжні коливання конструкції, моделювання.

THE MATHEMATICAL MODEL OF JOINT LONGITUDINAL OSCILLATIONS OF THE PIPELINE STRUCTURE WITH FLUID AT CAVITY OSCILLATIONS IN FEED LINES OF LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES

Yu.A. Zhulai, S.I. Dolgoplov, T.A. Grabovska,

The mathematical simulation model of joint longitudinal oscillations of the pipeline structure with fluid considering the losses of fluid pressure and structure damping is developed. The explanation of an experimental abnormal instability zone relating to cavity oscillations for one pump is presented. It is shown that interaction of the pipeline structure with a fluid in bound system can cause significant increase of frequencies of cavity oscillations in comparison with partial frequencies of cavity oscillations.

Key words: liquid-fuel rocket engine, screw centrifugal pump, cavity oscillations, stability zone bound, longitudinal oscillations of structure, simulation.

Жулай Юрий Алексеевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Института транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепрпетровск, Украина, e-mail: burylov@westa-inter.com.

Долгополов Сергей Иванович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник Института технической механики НАН Украины, Днепрпетровск, Украина.

Грабовская Таисия Алексеевна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник Института технической механики НАН Украины, Днепрпетровск, Украина.

УДК 629.7.03.004.66

П.Ш. АБДУЛЛАЕВ, А. Д. МИРЗОЕВ*Национальная академия авиации, Азербайджан, Баку*

СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Предложена методика диагностирования авиационных газотурбинных двигателей на комплексной основе, базирующаяся на математическом моделировании объекта, методах математической статистики, нейросетевых методов и булевой алгебры. Рассмотрены основные этапы формирования подсистемы диагностирования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей на основе статической нейронной сети с прямым распространением сигнала. Данная подсистема диагностирования основывается на обработке полетной информации, устойчиво обученной сетью имплантированными классами двигателя. При этом источниками формирования банка имплантированных классов двигателя являются результаты численных экспериментов получения расчетных точек с применением полумпирической математической модели двигателя, модели двигателя, полученной на основе множественного регрессионного анализа параметров и реальных неисправностей, накопленных по мере наработки однотипных двигателей. Несмотря на грубую идентификацию текущего состояния двигателя, преимуществом данного этапа является возможность формирования первоначального «портрета» двигателя в виде «исправен» или «вероятность развития диагностической ситуации». Проведены эксперименты по практическому применению предложенной подсистемы диагностирования, где были получены устойчивые результаты.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, техническое состояние, диагностирование, нейронная сеть.

Введение

С развитием авиационной техники возникает все большая потребность в разработке и внедрении онлайн-овых (в режиме реального времени) и оффлайн-овых методов диагностирования авиационных газотурбинных двигателей (АГТД).

Проведенный анализ работ [1 – 5] показывает, что, традиционно, большинство систем диагностирования АГТД используют один из известных методов диагностирования. Однако ни один метод не является универсальным и абсолютно надежным. Естественно, что подобные системы диагностирования, построенные на основе только одного классификатора, не смогут в полной мере удовлетворить возрастающие требования, предъявляемые к диагностированию двигателей как в онлайн-овом, так и в оффлайн-овом режимах.

Следовательно, построение алгоритмов диагностирования технического состояния (ТС) АГТД должно, в большинстве случаев, базироваться на комбинированных методах [6 – 7].

Существующие в настоящее время комплексные подходы диагностирования и мониторинга АГТД в эксплуатации требуют существенных доработок, так как рабочий процесс двигателя характеризуется множеством разнородной и неопределен-

ной информации, что требует их научно обоснованного синтеза [2 – 4, 7].

Цель и постановка задачи

Целью представленной работы является создание комплексной системы диагностирования ТС АГТД на основе данных полетной информации (бортовой и ручной регистрации). В качестве основы при построении комплексной системы диагностирования АГТД, предлагается использовать математические модели объекта, методы математической статистики, нейросетевые методы и булеву алгебру [8].

Предлагаемая комплексная система диагностирования АГТД приведена на рис. 1.

Рассмотрим подсистему диагностирования ТС АГТД с применением статической нейронной сети (НС) с прямым распространением сигнала.

Данная подсистема диагностирования основывается на обработке полетной информации устойчиво обученной статической НС с прямым распространением сигнала имплантированными классами ТС АГТД.

С целью реализации рассматриваемой подсистемы диагностирования АГТД проанализируем отдельные этапы ее формирования.



Рис. 1. Обобщенная схема комплексной системы диагностирования ТС АГТД

1. Методика оценки ТС АГТД на основе статической НС с прямым распространением сигнала

Основными этапами формирования подсистемы диагностирования ТС АГТД, приведенной на рис. 2 являются:

- формирование банка имплантированных классов однотипных двигателей на основе математической модели (ММ) рабочего процесса АГТД;
- формирование устойчивой архитектуры статической НС с прямым распространением сигнала;
- опрос устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала полетными данными.

1.1. Формирование имплантированного класса ТС АГТД

Общая схема проведения численного эксперимента с целью получения функциональных признаков имплантированных классов ТС двигателей приведена на рис. 3.

В ходе численного эксперимента значения режимного параметра двигателя подаются на вход ММ рабочего процесса АГТД с предварительно смоделированным классом ТС.

На выходе из ММ рабочего процесса АГТД получаются функциональные признаки имплантированного класса.

Анализ задач моделирования [9, 10] показывает, что в качестве ММ АГТД целесообразно использовать нелинейную полуэмпирическую модель двигателя, имеющую второй уровень сложности по степени глубины диагностирования.

Полуэмпирическая ММ АГТД позволяет описывать рабочий процесс двигателя в широком диапазоне режимов работы и внешних условий и опирается на двухмерные характеристики параметров двигателя [9].

С целью формирования функциональных признаков имплантированного класса неисправности узла АГТД введем алгоритм, основанный на отклонении значения основного параметра от предельно допустимого значения, указанного в нормативно-технической документации, на величину Δ :

$$P^O = P_D \pm \Delta,$$

$$\Delta = (5 \div 10) \% P'_{\text{баз}},$$

где P_D – допустимый верхний и нижний диапазоны основного параметра P^O имплантированного класса двигателя;

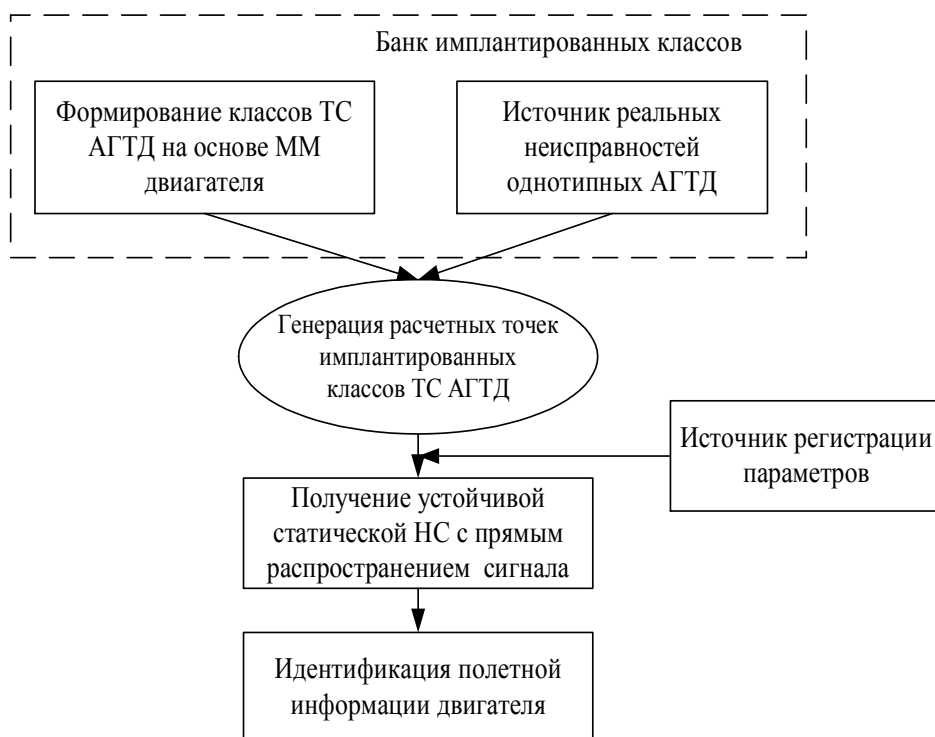


Рис. 2. Блок-схема методики формирования имплантированных классов АГТД

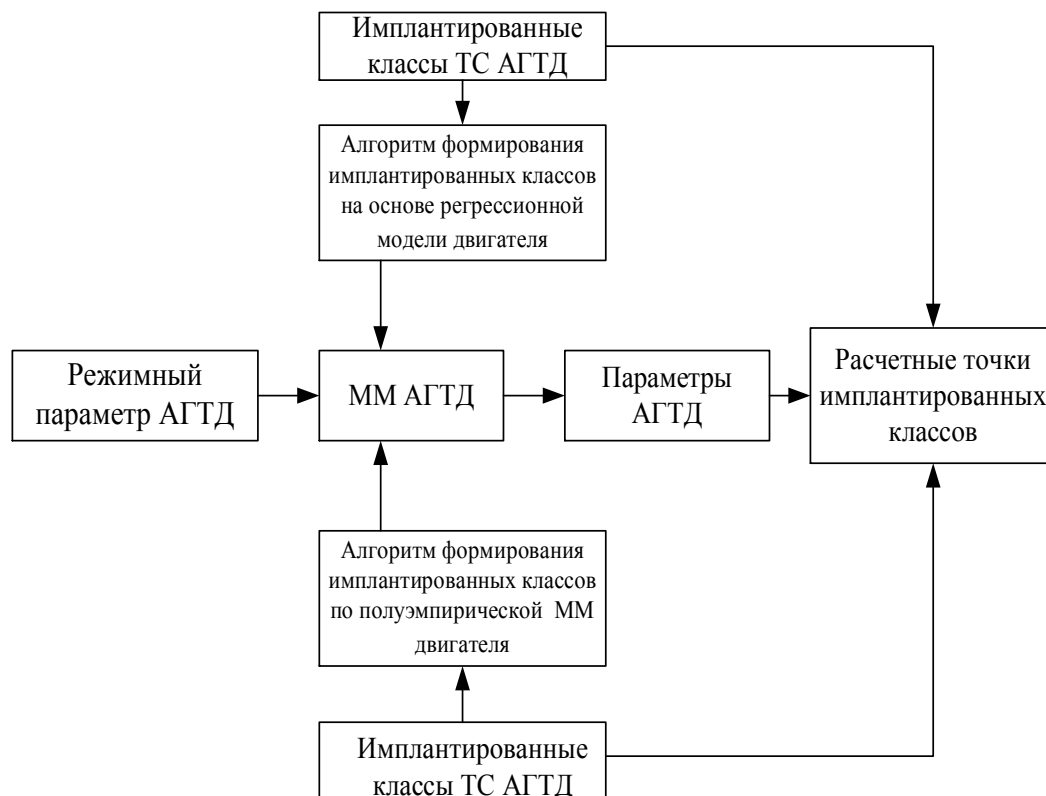


Рис. 3. Обобщенная схема численного эксперимента получения функциональных характеристик в имплантированных классах ТС АГТД

$P_{\text{баз}}$ – базовое значение основного параметра, соответствующее исправному состоянию двигателя на крейсерском режиме,

и подбора перечня вспомогательных параметров по ММ двигателя:

$$P_n^O = f(P_1^{\text{всп}}, P_2^{\text{всп}}, \dots, P_n^{\text{всп}}),$$

где $P_1^{\text{всп}}, \dots, P_n^{\text{всп}}$ – вспомогательные параметры имплантированного класса ТС АГТД.

При этом основной параметр i -го неисправности узла двигателя назначается на основе опыта экспертов и знаний исследователей, а перечень вспомогательных параметров ограничивается возможностями ММ рассматриваемого АГТД.

В случае отсутствия полуэмпирической ММ АГТД рекомендуется построить регрессионную модель двигателя по результатам первых полетов [11]

$$\begin{aligned} (P_1^B)_N &= a_1 P_1^{\text{BX}} + a_2 P_2^{\text{BX}} + a_3 P_3^{\text{BX}} + \dots + a_n P_n^{\text{BX}}; \\ (P_2^B)_N &= b_1 P_1^{\text{BX}} + b_2 P_2^{\text{BX}} + b_3 P_3^{\text{BX}} + \dots + b_n P_n^{\text{BX}}; \\ (P_3^B)_N &= c_1 P_1^{\text{BX}} + c_2 P_2^{\text{BX}} + c_3 P_3^{\text{BX}} + \dots + c_n P_n^{\text{BX}}; \quad (1) \\ &\vdots \\ (P_n^B)_N &= f_1 P_1^{\text{BX}} + f_2 P_2^{\text{BX}} + f_3 P_3^{\text{BX}} + \dots + f_n P_n^{\text{BX}} \end{aligned}$$

где $a, b, c, \dots$ – соответствующие коэффициенты влияния уравнений регрессий;

P_n^B и P_n^{BYX} – выходной (диагностируемый) и входной параметры уравнения регрессии за N измерений.

В данном подходе алгоритм имплантации узла неисправности двигателя идентичен стратегии при полуэмпирической ММ рабочего процесса АГТД, т.е. поочередно симулируются значения входных параметров в наборе регрессионных уравнений, отвечающих за i -ый имплантированный класс ТС АГТД. В случае выступления выходного (диагностируемого) параметра P_n^B уравнения регрессии в качестве симулированного (входного) параметра P_n^{BYX} рассматриваемое уравнение исключается из набора (1.1):

$$\begin{aligned} P_1^C &= a_1 P_1^{\text{BX}} + a_2 P_2 + a_3 P_3 + \dots + a_n P_n; \\ P_2^C &= b_1 P_1 + b_2 P_1^{\text{BX}} + b_3 P_3 + \dots + b_n P_n; \\ P_3^C &= c_1 P_1 + c_2 P_2 + c_3 P_1^{\text{BX}} + \dots + c_n P_n; \\ &\vdots \\ P_T^C &= q_1 P_1 + q_2 P_2 + q_3 P_3 + \dots + q_n P_1^{\text{BX}} \end{aligned}$$

где $P_1^C, P_2^C, P_3^C, \dots, P_n^C$ – смоделированные значения входных параметров линейных уравнений регрессии:

$$P_n^{\text{BX}} = P_D \pm \Delta,$$

$$\Delta = (5 \div 10) \% P_{\text{баз}},$$

где $P_{\text{баз}}$ – базовое значение входного параметра, которое сформировано по первым полетам двигателя на крейсерском режиме ($N = 20$).

Дополнительным источником формирования банка имплантированных классов ТС двигателя могут служить реальные неисправности, накопленные по мере наработки двигателя. Источником сбора реальных неисправностей служат различные средства современного мониторинга и диагностирования ТС АГТД посредством внедрения комплексного информационного обмена данных [12, 13].

Полученный набор функциональных признаков на основе различных моделей двигателя составляют выборку расчетных точек имплантированных классов ТС рассматриваемого АГТД.

С целью подготовки необходимого объема данных для обучения статической НС с прямым распространением сигнала, сгенерируем значения расчетных точек, полученных по вышеприведенным методам, в имплантированных классах ТС АГТД:

$$P_n = f(M(a), S(a)),$$

где $M(a)$ и $S(a)$ – математическое ожидание и среднеквадратичное отклонение смоделированного параметра P_n^C (при наличии регрессионной модели двигателя) и основного параметра (при наличии полуэмпирической модели двигателя) АГТД, $f(\bullet)$ – функция, которая возвращает случайные числа и подчиняется нормальному закону распределения с математическим ожиданием,

$$M(a) = ((P_n^C, P_n^O)_{\text{max}} + (P_n^C, P_n^O)_{\text{min}}) / 2,$$

где $(P_n^C, P_n^O)_{\text{max}}$ и $(P_n^C, P_n^O)_{\text{min}}$ – верхний и нижний диапазоны значений расчетных точек имплантированных классов,

и среднеквадратичным отклонением:

$$S(a) = \sqrt{\frac{1}{q-1} \sum_{j=1}^q (P_i - M(a))^2},$$

где P_i – значение параметра, соответствующего исправному состоянию двигателя,

q – объем выборки параметра исправного состояния.

1.2. Методика формирования устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала

Основными этапами формирования устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала являются:

- А) корректировка параметров обучения;
- Б) определение необходимого количества нейронов в скрытом слое.

А. В качестве базовой стратегии обучения нейромодели (НМ) двигателя применим комбинированный алгоритм, обладающий наилучшей степенью эффективности распознавания расчетных точек [18], в основе которого лежит правило корректировки параметров обучения квазиньютонового алгоритма Левенберга-Маркварда LM[15,17]:

$$W_{k+1} = W_k - (H + \mu I)^{-1} g_k,$$

$$B_{k+1} = B_k - (H + \mu I)^{-1} g_k,$$

где $W_k = [w_i]$ и $B_k = [b_i]$ – вектор синаптических весов и смещений на k -й итерации процесса обучения, μ – скорость обучения, g_k – градиент функционала ошибки алгоритма,

$$g_k = J^T e_k,$$

J^T – матрица Якоби ошибки,

$$J^T = \frac{\partial J}{\partial W} = \begin{bmatrix} \frac{\partial e(1)}{\partial w_1} & \frac{\partial e(1)}{\partial w_2} & \dots & \frac{\partial e(1)}{\partial w_m} \\ \frac{\partial e(2)}{\partial w_1} & \frac{\partial e(2)}{\partial w_2} & \dots & \frac{\partial e(2)}{\partial w_m} \\ \frac{\partial e(k)}{\partial w_1} & \frac{\partial e(k)}{\partial w_2} & \dots & \frac{\partial e(k)}{\partial w_m} \end{bmatrix}$$

e_k – ошибка обучения на k -й итерации,

$$e_k = \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^s \left(t_i^q - f(n_i^q) \right)^2,$$

где Q – объем выборки расчетных точек,
 s – число нейронов в слое,

$T = [t_i]$ – вектор желаемых значений сигнала на выходе сети,

$f(n_i)$ – гиперболическая функция активации нейрона,

$$f(n_i) = \frac{1}{1 + e^{(-\alpha_{ск} n_i)}},$$

$\alpha_{ск}$ – коэффициент крутизны гиперболической функции активации скрытого слоя, уточняемый по

рекомендации, приведенной в работе [8];

n_i – выход гиперболической функции активации для i -го нейрона,

$$n_i = \sum_{j=0}^R w_{ij} p_j + b_i,$$

$P = [p_i]$ – вектор входного сигнала статической НС с прямым распространением сигнала, H – матрица Гессе,

$$H = J^T J = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 e(1)}{\partial w_1^2} & \frac{\partial^2 e(1)}{\partial w_1 \partial w_2} & \dots & \frac{\partial^2 e(1)}{\partial w_1 \partial w_m} \\ \frac{\partial^2 e(2)}{\partial w_2 \partial w_1} & \frac{\partial^2 e(2)}{\partial w_2^2} & \dots & \frac{\partial^2 e(2)}{\partial w_2 \partial w_m} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_n \partial w_1} & \frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_n \partial w_2} & \dots & \frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_n^2} \end{bmatrix}.$$

Каждый элемент матрицы Гессе возможно вычислить с помощью разностной аппроксимации производных:

$$\frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_1 \partial w_m} = \frac{e(w + (I_l + I_m)h) - e(w + I_l h) - e(w + I_m h) + e(w)}{h^2},$$

где I_l и I_m – единичные вектора нейронов l и m ,

h – шаг метода обучения,

и градиентного алгоритма Полака-Рибьере CGP [15, 17]:

$$W_{k+1} = W_k + \eta_k \rho_k,$$

$$B_{k+1} = B_k + \eta_k \rho_k$$

где η_k – скорость обучения алгоритма,

ρ_k – направление нового поиска локального минимума функционала ошибки,

$$\rho_{k+1} = -g_k + \beta_k \rho_{k-1},$$

где β_k – константа алгоритма CGP,

$$\beta_k = \frac{\Delta g_{k-1}^T g_k}{g_{k-1}^T g_{k-1}},$$

где Δg_{k-1}^T – приращение текущего градиента функционала ошибки на $k-1$ -й итерации обучения.

Исследования показали, что процесс обучения статической НС с прямым распространением сигнала целесообразно начать с квазиньютонового алгоритма LM.

Далее, по достижению качества обучения $J = J_{\Phi} = 10^{-16}$ полученные результаты (синаптические веса и смещения) присваиваются начальным значениям алгоритма обучения CGP [19].

Б. Критериальным условием определения необходимого количества нейронов в скрытом слое статической нейронной сети с прямым распространением является момент возникновения эффекта «переобучения» [16, 18].

Одним из признаков наличия эффекта «переобучения» является уменьшение значения коэффициента качества распознавания расчетных точек учебного набора данных $K_{\text{ОШ}}^0$,

$$K_{\text{ОШ}} = \frac{N_{\text{Н.Р.}}}{N_{\text{Общ}}} 100\%,$$

где $N_{\text{Н.Р.}}$ и $N_{\text{Общ}}$ – количество неправильно распознанных и общих расчетных точек имплантированных (исправных и неисправных) классов двигателя соответственно, тогда как полученный коэффициент качества за контрольным или тестовым набором (в зависимости от типа нейронной сети) данных не изменяется, или начинает возрастать:

$$(K_k^{K(T)} - K_k^Y) - (K_{k-1}^{K(T)} - K_{k-1}^Y) > 0, \quad (1.2)$$

где $K_k^{K(T)}$ и K_k^Y – коэффициенты качества распознавания контрольных (тестовых) и учебных расчетных точек имплантированного класса ТС АГТД, i – номер эпохи (цикла) обучения.

При этом процедура определения необходимого количества нейронов в скрытом слое статической НС с прямым распространением сигнала реализуется в следующем порядке.

В качестве исходной НМ (сеть сформирована под рассматриваемую задачу) двигателя воспользуемся двухслойной статической НС с прямым распространением сигнала с гиперболической функцией активации [8].

Шаг 1. Присвоение первоначального количества нейронов в скрытом слое:

$$L_{\text{СК}} = M + 1;$$

$$M = 0 : 1 : \infty.$$

Шаг 2. Обучение статической НС с прямым распространением сигнала.

$$X_{k+1} = \begin{cases} X_k - (H + \mu I)^{-1} g_k^{\text{LM}}, & \text{если } J < J_{\Phi}; \\ X_k + \alpha_k P_k, & \text{если } J > J_{\Phi}, \end{cases}$$

где X_k – параметр обучения (синаптический вес и

смещения) комбинированного алгоритма на k -й итерации (цикла) обучения.

Шаг 3. Анализ наличия эффекта «переобучения» по условию (1.2). В случае подозрения наличия эффекта «переобучения» необходимо вернуться к шагу 1, в противном случае – шаг 4.

Шаг 4. Опрос устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала на основе реальных полетных данных.

1.3. Идентификация ТС АГТД на основе статической НС с прямым распространением сигнала

С целью идентификации текущего состояния АГТД на вход статической НС с прямым распространением сигнала подаются значения параметров двигателя от различных (доступных) средств регистрации полетной информации. По результатам отклика НС идентифицируется текущее состояние рассматриваемого двигателя. При этом отклик статической НС с прямым распространением сигнала представляется набором комбинаций 0 и 1, где положение 1 в наборе презентуется единичному дефекту АГТД [7].

В силу инерционности процесса обучения отклик статической НС с прямым распространением сигнала может принимать непрерывное значение в интервале $[-1; 1]$. Следовательно, рекомендуется округлить текущий отклик сети до ближайшего целого числа, используя нижеприведенную закономерность:

$$\bar{\xi} = \begin{cases} 0, & \text{если } \xi_i \leq 0,7; \\ 1, & \text{если } \xi_i \geq 0,7, \end{cases}$$

где $\bar{\xi}$ – отклик статической НС с прямым распространением сигнала [6].

При идентификации текущего состояния двигателя допускается возможность одновременного возникновения неисправностей в двух или нескольких узлах двигателя, которые могут быть попарными комбинациями единичных неисправностей АГТД. В данном случае кодировка неисправностей двигателя, возникающих в двух или трех узлах одновременно, характеризуется различными комбинациями положения 0 и 1 на выходе статической НС с прямым распространением сигнала.

В случае одновременного возникновения нескольких неисправностей АГТД, в качестве оценки обобщенности и адекватности статической НС с прямым распространением, определяется величина грубого распознавания имплантированных классов двигателя $K_{\text{ОШ}}^{\Gamma}$, когда неверно определены все или

часть расчетных точек имплантированных классов или двигатель отнесен к классу исправного состояния [9, 18]:

$$K_{\text{ОИШ}}^{\Gamma} = \frac{N_{\text{Н.Р}}^{\Gamma}}{N_{\text{ОБЩ}}^{\Gamma}} 100\%,$$

где $N_{\text{Н.Р}}^{\Gamma}$ – количество расчетных точек неверно определенных всех или части имплантированных классов ТС АГТД.

Таким образом, по результатам оценки адекватности сети принимается окончательное решение о достижения устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала.

2. Эксперименты и результаты

Для исследования эффективности предложенной подсистемы диагностирования ТС АГТД проанализируем параметры двигателя Д30КУ-154, работавшего с завышенной вибрацией задней опоры, и RB211-535E4, имевшего тенденцию завышенного значения вибрации передней опоры ротора низкого давления.

В первом случае, в качестве исходной информации формирования имплантированных классов двигателя используем расчетные точки результатов численного эксперимента с применением полуэмпирической ММ и банка реальных неисправностей двигателя Д30КУ-154.

Учебный набор данных двигателя Д30КУ-154 содержит информацию о 8 имплантированных классах,

каждый из которых представлен 50 расчетными точками.

Первые 20 расчетных точек формируют бездефектный (исправный) двигатель (1 класс);
с 21 по 60 – деградация одного из узлов или системы двигателя – компрессор (2 и 3 классы);
с 61 по 100 – турбина (4 и 5 классы);
со 101 по 140 – камера сгорания;
со 141 по 180 – система автоматического регулирования топлива питания и подачи (6 и 7 классы);
со 181 по 220 – реальная неисправность по каналу вибрации опор двигателя (8 класс).

Степень смещения и направление сгенерированных значений параметров имплантированных классов двигателя Д30КУ-154 относительно отклонений параметров, соответствующих бездефектному двигателю, приведены на рис. 4.

Анализ результатов распознавания реальной полетной информации при $N = 20 \div 60$ замеров, приведенных на рис. 5, позволяет оценить исходное состояние двигателя Д30КУ-154 как «исправное».

Однако, в характере отклика устойчивой статической НС прослеживаются разбросы распознанной полетной информации при $N = 40 \div 60$ замерах, что свидетельствует о начале развития новой диагностической ситуации (отличной от исправного) в двигателе Д30КУ-154.

Особый интерес представляет период наработки двигателя при $N = 150 \div 250$ замерах, где наблюдается устойчивая тенденция отнесения полетной информации двигателя Д30КУ-154 к имплантированному классу неисправности по каналу компрессора (рис. 5).

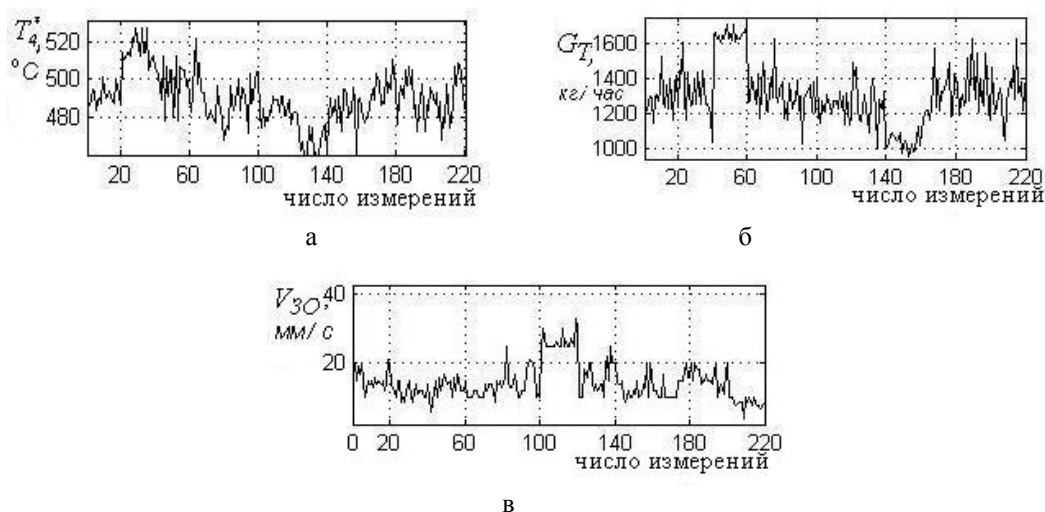


Рис. 4. Изменение направлений сгенерированных значений параметров двигателя Д30КУ-154:

а – по каналу $n_{\text{НД}}$, б – по каналу T_4^* , в – по каналу G_T

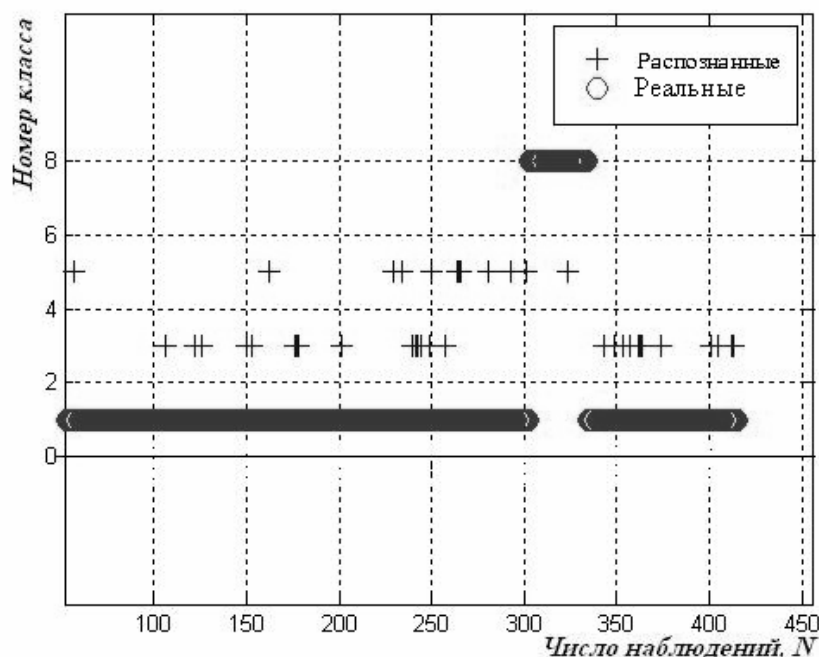


Рис. 5. Нейросетевое распознавание текущего состояния двигателя Д30КУ-154

Анализом искоемых значений параметров двигателя была обнаружена их идентичность значениям, формирующим класс неисправности компрессора по каналу завышенного значения n_{HD} .

Дальнейший анализ результатов распознавания двигателя свидетельствует об устойчивом переходе нейросетевой идентификации к диагностической ситуации, оцениваемой текущим состоянием двигателя неисправным по каналу турбины (рис. 5)

Существенный интерес представляет устойчивый переход нейросетевой идентификации на новый уровень при $N = 300 \div 350$ замерах, соответствующий реальной неисправности по каналу вибрации опор двигателя Д30КУ-154.

Во втором случае, предыстория полетной информации трехвального двигателя RB-211-535E4 (с/н 30738) свидетельствует о прослеживании тенденции завышенного значения вибрации передней опоры ротора низкого давления.

Имплантации классов ТС двигателя RB-211-535E4 выполнялись с применением множественного регрессионного анализа параметров АГТД, характер смещений и направлений которых иллюстрирован на рис. 6. При этом учебный набор данных двигателя RB-211-535E4 содержит информацию о 17 имплантированных классах, каждый из которых представлен 20 расчетными точками.

Анализ расчетных точек имплантированных классов ТС двигателя RB-211-535E4 (рис. 6) свидетельствует о расположении большого количества точек представителей различных классов в пригра-

ничных зонах. Данное обстоятельство значительно усложняет адекватное разделение входных данных статической НС, что подтверждается результатами обобщенности НС над учебным, контрольным и тестовым набором расчетных точек. При этом коэффициент ошибки распознавания над расчетными точками не превышает допустимое значение ($K_{ош} \leq K_D$) [8].

Согласно предложенной подсистеме диагностирования ТС АГТД, состояние двигателя по реальным полетным данным при измерениях $N = 20 \div 80$ было оценено как «годное» (рис. 7).

Однако, в характере отклика статической НС при $N = 65 \div 80$ замерах наблюдаются разбросы классов идентификации полетной информации, что свидетельствует о возможности развития новой диагностической ситуации в двигателе RB-211-535E4 (рис. 7).

Значительный интерес нейросетевой идентификации двигателя RB-211-535E4 представляет период наработки $N = 220 \div 240$ и $N = 258 \div 301$ замерах, где наблюдается устойчивое отнесение полетной информации к имплантируемому образу по каналу вибрации. Дальнейшая эксплуатация двигателей Д30КУ-154 и RB-211-535E4 подтвердила состоятельность вышеприведенных анализов методами неразрушающего контроля эксплуатирующей организации, о чем можно удостовериться по записям, произведенным в формулярах двигателей [18].

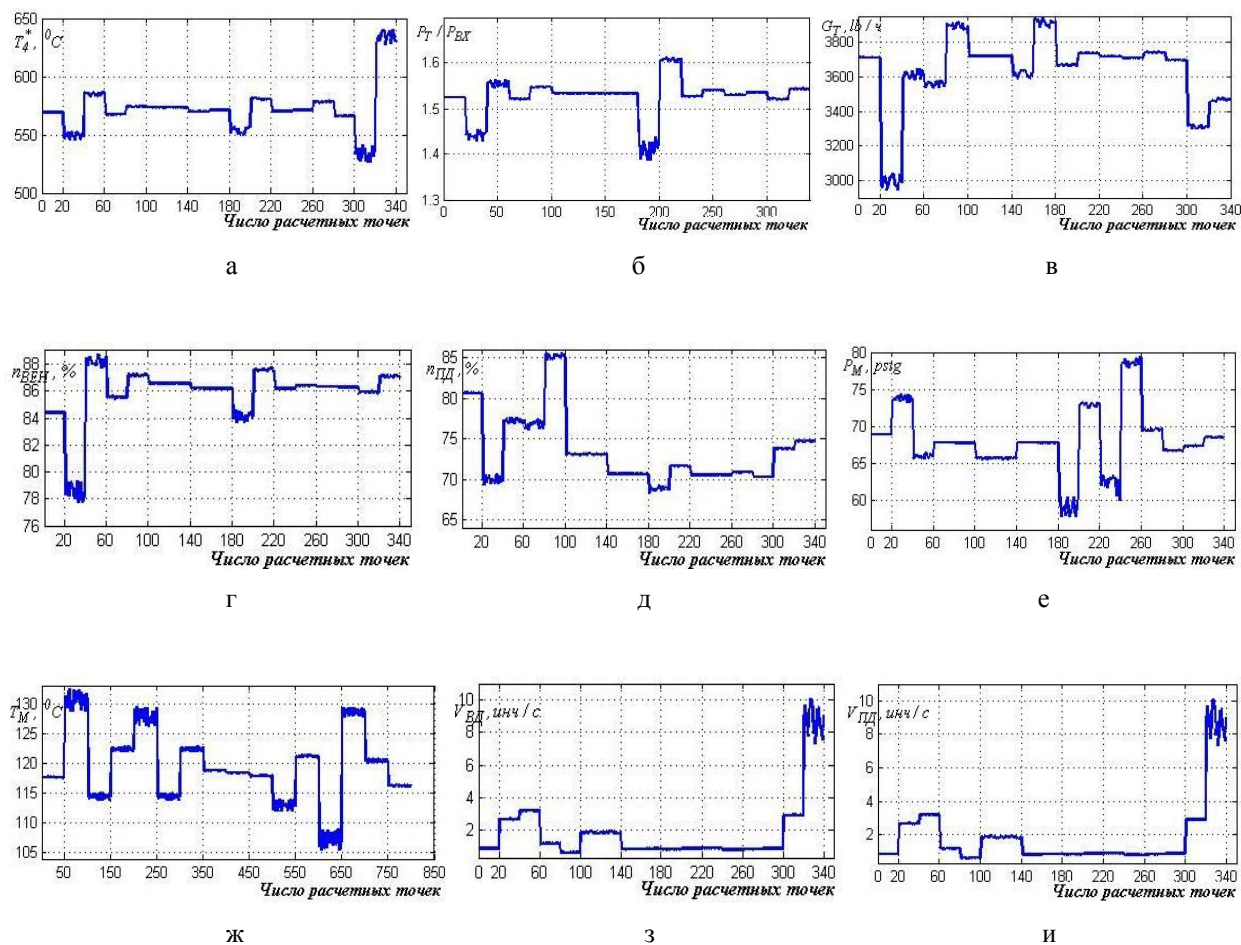


Рис. 6. Изменение направлений сгенерированных значений параметров двигателя RB-211-534E4:

а – по каналу T_4^* , б – по каналу P_T / P_{BX} , в – по каналу G_T , г – по каналу n_{BEN} ,
д – по каналу $n_{ПД}$, е – по каналу P_M , ж – по каналу T_M , з – по каналу V_{BD} , и – по каналу $V_{ПД}$

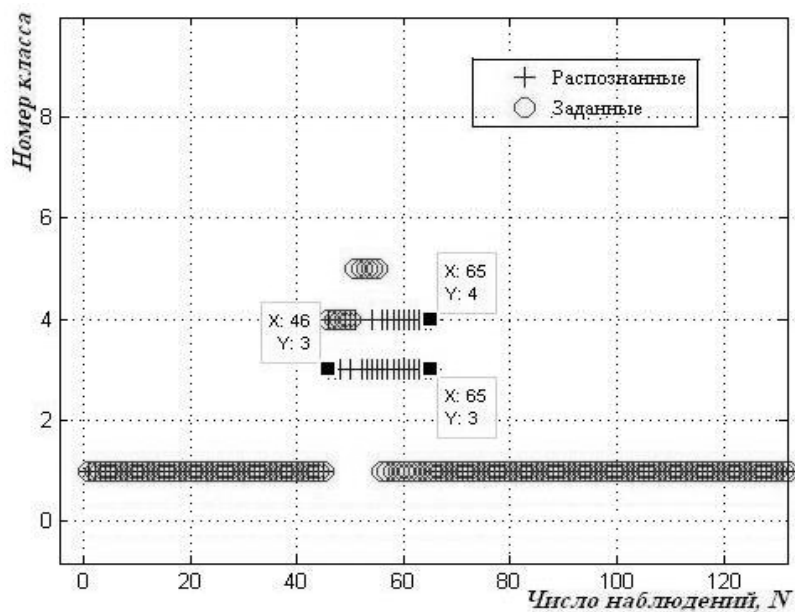


Рис. 7. Нейросетевое распознавание текущего состояния двигателя RB-211-535E4

Выводы

Анализ результатов, полученных с помощью предложенной подсистемы диагностирования ТС АГТД, позволяет подчеркнуть эффективность методики, заключающейся в чувствительности системы к начальной стадии развития диагностических ситуаций, адаптивности к различным типам двигателей и средств регистрации полетной информации. Эффективность изложенной методики диагностирования ТС АГТД повышается при ее автоматизированной реализации.

Литература

1. Рыбалко В.В. Параметрическое диагностирование энергетических объектов на основе факторного анализа в среде Statistic/ В.В. Рыбалко // Мастерская решений. – 2004. – № 2(6). – С. 78-83.
2. Kobayashi T. Application of a Bank of Kalman Filters for Aircraft Engine Fault Diagnostics/ T. Kobayashi, D.L. Simon // Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, Atlanta, USA; GT2003-38550, – P. 751-758.
3. Sampath S. Fault Diagnostics using Genetic Algorithm for Advanced cycle Gas Turbine/ S. Sampath, A. Gulati, R. Singh // Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, Amsterdam, The Netherlands, – P. 211-251.
4. Bajwa A.R. Engine Data Analysis Using Decision Trees/ A.R. Bajwa, D. Kulkarni // 36 Joint Propulsion Conference, 2000; AIAA 2000-3627, – P. 591-601.
5. Tang G. Comparative study of two neural networks applied to jet engine fault diagnosis for turbofan engine/ G. Tang, C.L. Yates, D. Chen // Proceedings of ASME TURBO EXPO 2000, 2000-GT-0032, – P. 71-81.
6. Жернаков С.В. Диагностика и прогнозирование состояния газотурбинного двигателя гибридными нейронечеткими экспертными системами/ С.В. Жернаков // Теория и системы управления. Известия РАН. – 1999. – №5. – С. 213-220.
7. Prognosis -of Faults in Gas Turbine Engines / T. Brotherton, G. Jahns, J. Jacobs, D. Wroblewski// Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. – 2000. – Vol. 6. – P. 163-171.
8. Мирзоев А.Д. Комплексная система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей / А.Д. Мирзоев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 6 (42). – С. 47-59.
9. Якушенко О.С. Нейронные сети для диагностирования газотурбинных двигателей/ О.С. Якушенко // Вестник НАУ. – 2004. – № 2 (20). – С. 67-71.
10. Ямпольский В.И. Основные принципы применения в эксплуатации параметрических методов технического диагностирования / В.И. Ямпольский,

Ю.Г. Ашихин //Инженерное обеспечение повышения эффективности технической эксплуатации летательных аппаратов: межвуз. темат. сб. науч. трудов. – М.:МИИГА, 1985. – С. 117-121.

11. Абдуллаев П.Ш. Оценка технического состояния ГТД по данным полетной информации / П.Ш. Абдуллаев // Тезисы науч. конф. аспирантов и молодых исследователей посвящ. 80-летию Бакинского Гос. Университета им. М.А. Расулзаде, Баку, февраль, 2000. – С. 8-9.

12. Абдуллаев П.Ш. Диагностирования авиационных газотурбинных двигателей с использованием нейронных сетей/ П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев // Elmi Məcmuələr. – 2006. – cild 8, №3. – С. 3-7.

13. Application Of Soft Computing Methods In Complex Condition Monitoring System For Aviation Gas Turbine Engines/ M.G. Shaxtaxtinskiy, P.S. Abdullayev, A.C. Mirzoyev, A.S. Yakushenko, V.N. Oхmakevich // Матеріалы 8 міжнародної науково – технічної конференції “АВІА - 2007”. Т.2 – К.: НАУ, 2007. – С. 31.14-31.17.

14. Шахтахтинский М.Г. Нейронная идентификация технического состояния авиационных газотурбинных двигателей / М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев // Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri. – 2005. – №2. – С. 12-22.

15. Выбор оптимальной архитектуры нейронной сети для диагностирования авиационных ГТД / М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев, А.С. Якушенко // Milli Aviasiya Akademiyasının elmi əsərləri. – 2006. – №2. – С. 61-67.

16. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс / С. Хайкин. – 2 изд.: пер. с англ. – М.: ООО И.Д. Вильямс, 2006. – 1104 с.

17. Мирзоев А.Д. Выбор архитектуры нейронных сетей при диагностировании авиационных газотурбинных двигателей / А.Д. Мирзоев // Известия Национальной Академии Наук Азербайджана. – 2007. – №2-3. – С. 184-189.

18. Архивная документация по неисправностям двигателей эксплуатирующихся в авиакомпании «Азербайджан Хава Йоллары»: отчет эксплуатационной документации по двигателям Д30КУ-154, ПС-90А-SW76 и RB211-535E4: / Национальный Гос. Концерн «Азербайджан Хава Йоллары» (Азербайджан, Баку), 2005. – 36 с.

19. Комбинированный алгоритм обучения НС с прямым распространением сигнала в задачах диагностирования ТС АГТД / Пашаев А.М., Шахтахтинский М.Г., Абдуллаев П.Ш., Мирзоев А.Дж. // Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики АНТЭ-2009”, Том 2. Казань: Изд-во Казан. Гос. Тех.ун-та, 2009, С. 12-15.

Поступила в редакцию 15.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры авиационных двигателей Ю.М. Терещенко, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

СИСТЕМА ДІАГНОСТИВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

П.Ш. Абдуллаєв, А.Дж. Мірзоев

Запропоновано методику діагностування авіаційних газотурбінних двигунів на комплексній основі. Методика базується на математичному моделюванні, математичній статистиці, різних типів нейронних мережах з прямим розповсюдженням сигналу і булевій алгебрі. Розглянуто основні етапи формування підсистеми діагностування технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів на основі статичної нейронної мережі з прямим розповсюдженням сигналу. Така підсистема діагностування ґрунтується на обробці польотної інформації мережею, навченою розпізнаванню імплантованих класів двигуна. Джерелом формування банку імплантованих класів двигуна є результати чисельних експериментів з отримання розрахункових точок із застосуванням нелінійної напівемпіричної математичної моделі двигуна та моделі двигуна, одержаної на основі множинного регресійного аналізу параметрів і реальних несправностей, накопичених у процесі експлуатації двигунів одного типу. Не зважаючи на спрощену ідентифікацію поточного стану двигуна, перевагою даного етапу є можливість формування первинного «портрета» двигуна в вигляді «справний» або «є підозри тенденції розвитку діагностичної ситуації». Проведено експерименти з практичного застосування запропонованої підсистеми діагностування і було отримано стійкі результати.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, технічний стан, діагностика, нейронна мережа.

AVIATION GAS TURBINE ENGINE DIAGNOSTIC SYSTEM

P.Sh. Abdullayev, A.J. Mirzoyev

The aviation gas turbine engine diagnostic complex system based on the mathematic simulation, mathematic statistics, different type of backpropagation neural network and Boolean algebra was submitted. The main steps of aviation gas turbine engine diagnostic subsystem forming based on the static backpropagation neural network are considered. This diagnostic subsystem is based on the flight data handling by stably implanted engine technical condition class trained neural network. The source of implantation bank engine condition class is results of experiment of reaching computation point using unlined semiempirical engine model, engine model formed by plural regression analyze of flight data and real faults gathered from time to time. Notwithstanding such identification of engine is the rough ones the advantage of this step is forming of preliminary engine «portrait» in type as «correct function» or «there is some suspect for presenting of developing new diagnostic situation». The experiments based on the practical using of suggested subsystem is performed, where were reached the satisfaction results.

Key words: aviation gas turbine engine, technical condition, diagnostic, neural network.

Абдуллаєв Парвиз Шахмурад оглы – канд. техн. наук, доцент, зав. каф. «Конструкция и эксплуатация ЛА и АД», Национальная академия авиации, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Мирзоев Азер Джаваншир оглы – аспирант, преподаватель кафедры «Конструкция и эксплуатация ЛА и АД», Национальная академия авиации, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: amirzoyev@swt.az.

УДК 629.76

К.В. АВРАМОВ¹, С.В. ФИЛИПКОВСКИЙ¹, В.М. ФЕДОРОВ², В.А. ПИРОГ²¹ Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков² ГП КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепрпетровск, Украина

КОЛЕБАНИЯ ПЕРЕКАЧИВАЕМОЙ ЖИДКОСТИ В РАЗВЕТВЛЕННЫХ ТРУБОПРОВОДАХ С ТУРБОНАСОСНЫМ АГРЕГАТОМ

В работе предложена методика расчета трубопровода, который содержит участки труб разного диаметра, коллектор, турбонасосные агрегаты. Для исследования колебаний столба жидкости в трубопроводе использован импедансный метод. Посредством асимптотического разложения собственных частот уравнение в комплексных величинах сведено к системе уравнений в действительных величинах, которые решены численно. Проанализировано влияние турбонасосного агрегата на собственные частоты жидкости в разветвленных трубопроводах. Результаты исследований применены для расчета топливоподающих трактов ракет.

Ключевые слова: трубопровод, коллектор, турбонасосный агрегат, импедансный метод, асимптотическое разложение собственных частот, численное решение.

Введение

Расчет топливного тракта ракеты имеет особую важность, так как в случае неправильного проекта колебания жидкости могут попасть в резонанс с колебаниями корпуса и привести к потере продольной устойчивости ракеты.

Цель работы – исследование продольных колебаний жидкости в разветвленном трубопроводе со ступенчато изменяющимся сечением и турбонасосными агрегатами в концах ветвей.

Теоретические основы проектирования и конструкции гидравлических агрегатов летательных аппаратов рассмотрены в книге [1]. В ней объясняется специфика применения законов гидравлики к расчету статике и динамики трубопроводов, насосов, регулирующих и управляющих агрегатов. В монографии [2] рассмотрены общие теоретические аспекты математического моделирования динамического состояния трубопроводных систем, а также вопросы разработки алгоритмических и программных средств численного исследования состояния таких систем. В монографии [3] изложена методика анализа колебаний топливных баков с жидкостью, динамических характеристик упруго подвешенных топливных магистралей с криволинейными участками. Предложена математическая модель кавитационных явлений в шнекоцентробежном насосе. В книге [4] представлены основы теории насосов и турбин турбонасосных агрегатов (ТНА) жидкостных ракетных двигателей, а также методы их гидродинамического расчета. Дан анализ условий работы ТНА и обоснован выбор их основных параметров. В

монографии [5] исследованы автоколебания, возникающие в результате взаимодействия продольных упругих колебаний корпуса ракеты с динамическими процессами, протекающими в двигательной установке. В книге [6] систематически изложен анализ кавитационных течений и методы расчета гидравлических машин. Книга [7] посвящена теоретическому и экспериментальному исследованию низкочастотных колебаний давления и расхода в гидравлических системах, включающих высокооборотные шнекоцентробежные насосы с высокими антикавитационными свойствами. В монографии [8] изложены математические модели динамики ЖРД и анализа систем автоматического регулирования.

В настоящей статье рассматриваются колебания жидкости в трубопроводе с ТНА, который является источником энергии. Собственные частоты колебаний столба жидкости в трубопроводе получаются комплексными с малой действительной частью [7, 8]. Решение уравнений для определения этих частот представляет большую сложность. Потому поставлена задача разработки метода решения частотных уравнений с комплексными частотами. Для решения этих уравнений строятся асимптотические разложения собственных частот по этой малой действительной части.

1. Метод расчета собственных частот колебаний разветвленного трубопровода

Для определения собственных частот колебаний жидкости трубопровод рассматривается как система с распределенными параметрами. Скорость

течения мала по сравнению со скоростью звука в трубе, вязкое сопротивление не учитываем, жидкость считаем сжимаемой и стенки труб упругими. Динамика жидкости на каждом участке трубопровода описывается уравнением Эйлера и уравнением неразрывности, которые при принятых допущениях имеют вид [3]:

$$\begin{aligned} -\frac{\partial p}{\partial x} &= \frac{\rho}{F} \frac{\partial Q}{\partial t}, \\ -\frac{\partial p}{\partial t} &= c^2 \rho \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{Q}{F} \right), \end{aligned} \quad (1)$$

где p, Q – давление и расход жидкости;

x – осевая координата трубопровода;

F – площадь поперечного сечения трубопровода;

ρ – плотность жидкости;

c – скорость звука в круглой деформируемой трубе, которая определяется формулой Жуковского [1]:

$$c = \frac{\tilde{c}}{\sqrt{1 + \frac{2\rho \tilde{c}^2 r}{E\delta}}}, \quad (2)$$

где $\tilde{c}$ – скорость звука в жидкости;

E – модуль упругости материала трубы;

δ, r – толщина стенки и радиус трубы.

В дальнейшем воспользуемся импедансным методом [7] и применим к системе (1) преобразования Лапласа:

$$\begin{aligned} p(x, s) &= \int_0^\infty p(x, t) \exp(-st) dt, \\ Q(x, s) &= \int_0^\infty Q(x, t) \exp(-st) dt, \end{aligned} \quad (3)$$

где t – время,

s – комплексный аргумент изображений.

Тогда система (1) в изображениях $p(x, s); Q(x, s)$ примет следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dx} &= -Z_1(s)Q, \\ \frac{dQ}{dx} &= -Y_1(s)p, \end{aligned} \quad (4)$$

где $Y_1(s) = \frac{F}{\rho c^2} s$; $Z_1(s) = \frac{\rho}{F} s$.

Давление и расход на участке трубы постоянного сечения опишутся системой:

$$\begin{aligned} \frac{p(x, s)}{p(0, s)} &= \operatorname{ch} \gamma(s)x - \frac{Z_B(s)}{Z(0, s)} \operatorname{sh} \gamma(s)x, \\ \frac{Q(x, s)}{p(0, s)} &= -\frac{1}{Z_B(s)} \left[\operatorname{sh} \gamma(s)x - \frac{Z_B(s)}{Z(0, s)} \operatorname{ch} \gamma(s)x \right], \end{aligned} \quad (5)$$

где $\gamma = \sqrt{Z_1(s)Y_1(s)}$, $Z_B(s) = \sqrt{Z_1(s)/Y_1(s)}$ – характеристический импеданс, или волновое сопротивление трубопровода,

$Z(0, s) = \frac{p(0, s)}{Q(0, s)}$ – входной импеданс трубопровода.

вода.

Вводя комплексный гиперболический угол нагрузки

$$a_1 = \operatorname{arth} \frac{Z(1, s)}{Z_B(s)}, \quad (6)$$

можно на основании (5) записать:

$$\frac{Z(0, s)}{Z_B(s)} = \operatorname{th}(\gamma l + a_1(s)). \quad (7)$$

Трубопровод состоит из n участков. Каждый из участков описывается локальной продольной координатой. Участок с номером i характеризуется продольной координатой x_i . Длина i -го участка – l_i , площадь его поперечного сечения – F_i , а скорость звука в упругой трубе на этом участке – c_i . Значения давления и расхода в конечном сечении одного участка равны соответствующим значениям в начальном сечении следующего участка:

$$\begin{aligned} p_{i-1}(l_{i-1}) &= p_i(0), \\ Q_{i-1}(l_{i-1}) &= Q_i(0). \end{aligned} \quad (8)$$

Аналогично для импедансов участков можно записать:

$$Z_{i-1}(l_{i-1}; s) = Z_i(0; s). \quad (9)$$

Используя (7) можно записать (9) в следующем виде:

$$Z_{B,i-1}(s) \operatorname{th} a_{i-1} = Z_{B,i}(s) \operatorname{th} (a_i + \gamma_i l_i). \quad (10)$$

Вводя (6) в (10) получим соотношение для перехода от участка к участку:

$$a_{i-1} = \operatorname{arth} \frac{Z_{B,i}}{Z_{B,i-1}} \operatorname{th} (a_i + \gamma_i l_i). \quad (11)$$

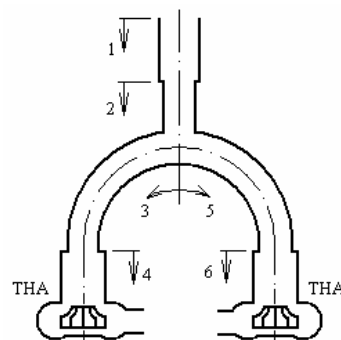


Рис. 1. Схема топливной магистрали с ТНА

Рассмотрим разветвленный трубопровод, представленный на рис. 1, с двумя турбонасосными агрегатами на концах. По этому трубопроводу движется жидкость, собственные частоты которой исследуются. Этот трубопровод состоит из двух участков переменного поперечного сечения 1 и 2, за которым устанавливается коллектор и участки 3; 4; 5; 6. Длины участков обозначим l_i ; $i = \overline{1,6}$.

Опишем математическую модель коллектора, используя следующие соотношения для расхода и давлений:

$$\begin{aligned} Q_2(l_2) &= Q_3(0) + Q_5(0); \\ p_2(l_2) &= p_3(0) = p_5(0), \end{aligned} \quad (12)$$

где $p_2(l_2)$, $Q_2(l_2)$ – значения давления и расхода в конце второго участка;

$Q_3(0)$; $Q_5(0)$, $p_3(0)$, $p_5(0)$ – значения давлений и расходов в начале участков с соответствующими номерами. Соотношения (12) представим относительно входных и выходных импедансов трубопроводов в следующем виде [7]:

$$\frac{1}{Z_2(l_2)} = \frac{1}{Z_3(0;s)} + \frac{1}{Z_5(0;s)}, \quad (13)$$

где $Z_i(0,s) = \frac{p_i(0,s)}{Q_i(0,s)}$ – значение импеданса в начале участка;

$Z_i(l_i)$ – значение импеданса в конце участка. При переходе от одного участка к другому выполняются соотношения относительно входных и выходных импедансов (9).

Соотношение для коллектора (13) с учётом (6, 7, 11) представим так

$$\begin{aligned} a_2 &= \\ &= \operatorname{arctg} \frac{F_2 c_3 c_5}{c_2 c_5 F_3 \operatorname{ctg} \left(a_3 + \frac{\omega l_3}{c_3} \right) + c_2 c_3 F_5 \operatorname{ctg} \left(a_5 + \frac{\omega l_5}{c_5} \right)}, \end{aligned} \quad (14)$$

где F_i – площадь i -го поперечного сечения;

c_i – скорость звука в упругой трубе на i -м участке. Уравнение связи участков (11) представим так:

$$a_i = \operatorname{arctg} \frac{c_{i+1} F_i}{F_{i+1} c_i} \operatorname{tg} \left(a_{i+1} + \frac{\omega l_{i+1}}{c_{i+1}} \right). \quad (15)$$

Итак, соотношения (14) и (15) описывают свободные колебания окислителя в питающих магистралях ЖРД. К этой системе добавим граничные условия. Первое граничное условие описывает открытый левый конец трубопровода:

$$a_1 = \pi n - \omega \frac{l_1}{c_1}; \quad n \in Z. \quad (16)$$

К этим соотношениям добавим связь между выходным импедансом магистрали и входным импедансом ТНА, что выражается так:

$$Z_4(l_4) = Z_6(l_6) = \operatorname{Re} Z_H + i \operatorname{Im} Z_H, \quad (17)$$

где $\operatorname{Re} Z_H + i \operatorname{Im} Z_H$ – входной импеданс насоса.

Входной импеданс насоса, следуя работе [7] представим так:

$$Z_1(i\omega) = \frac{B_1 - i\omega B_2}{rB_1 - i\omega}. \quad (18)$$

В дальнейшем анализе предположим, что частоты колебаний ω являются комплексными:

$$\omega = \omega_r + i\omega_i. \quad (19)$$

Тогда, разделяя в (18) действительную и мнимую часть, придем к соотношениям:

$$\begin{aligned} \operatorname{Re}(Z_H) &= \frac{\chi_1(\omega_r, \omega_i)}{(rB_1 + \omega_i)^2 + \omega_r^2}, \\ \operatorname{Im}(Z_H) &= \frac{\chi_2(\omega_r, \omega_i)}{(rB_1 + \omega_i)^2 + \omega_r^2}, \end{aligned} \quad (20)$$

где

$$\chi_1(\omega_i; \omega_R) = (B_1 + B_2 \omega_i)(rB_1 + \omega_i) + B_2 \omega_R^2,$$

$$\chi_2(\omega_i; \omega_R) = \omega_R (B_1 + B_2 \omega_i) - B_2 \omega_R (rB_1 + \omega_i).$$

Теперь приведем соотношения (13, 7, 17) с учетом (20) к системе четырех уравнений следующего вида:

$$\begin{aligned} Z_{B3} \operatorname{th} a_3 &= Z_{B4} \frac{\tilde{\operatorname{Re}}_4 + i \tilde{\operatorname{Im}}_4 + \operatorname{th} \gamma_4 l_4}{1 + (\tilde{\operatorname{Re}}_4 + i \tilde{\operatorname{Im}}_4) \operatorname{th} \gamma_4 l_4}; \\ Z_{B5} \operatorname{th} a_5 &= Z_{B6} \frac{\tilde{\operatorname{Re}}_4 + i \tilde{\operatorname{Im}}_4 + \operatorname{th} \gamma_4 l_4}{1 + (\tilde{\operatorname{Re}}_4 + i \tilde{\operatorname{Im}}_4) \operatorname{th} \gamma_4 l_4}; \\ Z_{B1} \operatorname{th} a_1 \left(\pi n - \omega \frac{l_1}{c_1} \right) &= Z_{B2} \operatorname{th} (a_2 + \gamma_2 l_2); \\ \frac{Z_{B2}}{Z_{B3}} \operatorname{th} a_2 &= \frac{1}{\operatorname{cth} (a_3 + \gamma_3 l_3) + \operatorname{cth} (a_5 + \gamma_5 l_5)}, \end{aligned} \quad (21)$$

где

$$\begin{aligned} \tilde{\operatorname{Re}}_4 &= \frac{F_4}{\rho c_4} \operatorname{Re} Z_H; \\ \tilde{\operatorname{Im}}_4 &= \frac{F_4}{\rho c_4} \operatorname{Im} Z_H; \end{aligned}$$

Систему нелинейных комплексных алгебраических уравнений (21) можно свести к одному комплексному нелинейному алгебраическому уравнению относительно двух неизвестных параметров ω_r, ω_l :

$$\begin{aligned} & \frac{1 + i \frac{Z_{B1}}{Z_{B2}} \operatorname{tg} \left(\omega \frac{l_1}{c_1} \right) \operatorname{th} (\gamma_2 l_2)}{i \frac{Z_{B1}}{Z_{B2}} \operatorname{tg} \left(\omega \frac{l_1}{c_1} \right) + \operatorname{th} (\gamma_2 l_2)} = \\ & = \frac{2Z_{B2}}{Z_{B3}} \frac{Z_{B3} f_2 + Z_{B4} f_1 \operatorname{th} \gamma_3 l_3}{Z_{B4} f_1 + Z_{B3} f_2 \operatorname{th} \gamma_3 l_3}, \end{aligned} \quad (22)$$

где

$$\begin{aligned} f_1 &= \tilde{R}e_4 + i \tilde{I}m_4 + \operatorname{th} \gamma_4 l_4; \\ f_2 &= 1 + \left(\tilde{R}e_4 + i \tilde{I}m_4 \right) \operatorname{th} \gamma_4 l_4. \end{aligned}$$

Уравнение (22) чрезвычайно сложное и для его анализа построим асимптотические решения [9], используя то, что

$$\omega_r \gg |\omega_l|. \quad (23)$$

В результате применения этой процедуры получим два нелинейных алгебраических уравнения относительно ω_r и ω_l , которые, в общем случае, представим так:

$$\begin{aligned} F_1(\omega_r, \omega_l) &= 0; \\ F_2(\omega_r, \omega_l) &= 0. \end{aligned} \quad (24)$$

Уравнения (24) решаются численно.

2. Численный расчет колебаний жидкости в трубопроводе

Нами численно проводился расчет колебаний магистрали, приведенной на рис. 1.

Параметры турбонасосного агрегата выбирались из [7] в следующем виде:

$$B_1 = -0,27 \cdot 10^5 \text{ МПа} \cdot \text{с}/\text{м}^3$$

$$B_2 = -0,36 \cdot 10^2 \text{ МПа} \cdot \text{с}/\text{м}^3;$$

$$s = -3,92 \cdot 10^2 \text{ МПа} \cdot \text{с}/\text{м}^3;$$

$$R_2 = 50,78 \cdot 10^2 \text{ МПа} \cdot \text{с}/\text{м}^3.$$

Параметры разветвленной питающей магистрали трубопровода представлены в табл. 1, где показаны радиусы соответствующих участков трубопровода R_n ; толщина стенок труб δ_n и модули упругости соответствующих участков E .

Результаты расчета приведены в табл. 2.

Во второй строке таблицы представлены собственные частоты магистрали без учета ТНА. В этом расчете предполагалось, что концы участков 4 и 6 закрыты. В этом случае собственные частоты являются действительными.

В третьей строке приведены результаты расчета колебаний окислителя в магистрали с учетом ТНА. В этом случае собственные частоты являются комплексными. Однако, их действительная часть незначительно отличается от частот окислителя в магистрали без учета ТНА.

Таблица 1

Параметры разветвленной питающей магистрали

n	1	2	3	4	5	6
$l_n, \text{ м}$	2,302	5,670	1,512	4,818	1,512	4,818
$R_n, \text{ м}$	0,2905	0,200	0,125	0,140	0,125	0,140
$\delta_n, \text{ м}$	0,0035	0,0035	0,0025	0,0020	0,0025	0,0020
$E_n, \text{ кг}/\text{см}^2$	$0,69 \cdot 10^6$	$0,69 \cdot 10^6$	$0,21 \cdot 10^7$	$0,21 \cdot 10^7$	$0,21 \cdot 10^7$	$0,21 \cdot 10^7$

Таблица 2

Собственные частоты магистрали с ТНА

	$\omega_1, \text{ Гц}$	$\omega_2, \text{ Гц}$	$\omega_3, \text{ Гц}$
Расчет без ТНА	13,057	33,590	54,071
Расчет с ТНА	12,750-0,013i	32,930-0,159i	53,560-0,213i

Заключение

В работе получена математическая модель колебаний окислителя в магистралях ЖРД.

Посредством асимптотического разложения собственных частот уравнение в комплексных величинах сведено к системе уравнений в действительных величинах, которые можно решить численно.

Анализ решений показывает, что ТНА без кавитации не существенно влияет на собственные частоты окислителя в разветвленных магистралях.

Результаты исследований применены для расчета топливоподающих трактов ракет.

Литература

1. Баишта Т.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов / Т.М. Баишта. – М.: Машиностроение, 1967. – 498 с.
2. Черночуб И.П. Динамика трубопроводных систем / И.П. Черночуб, А.Е. Попов, П.Д. Доценко. – Х.: Основа, 1998. – 222 с.
3. Колесников К.С. Динамика топливных систем ЖРД / К.С. Колесников, Е.А. Самойлов, С.А. Рыбак. – М.: Машиностроение, 1975. – 172 с.
4. Овсянников Б.В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей / Б.В. Овсянников, Б.И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.
5. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 206 с.
6. Перник А.Д. Проблемы кавитации / А.Д. Перник. – Л.: Судпромгиз, 1963. – 336 с.
7. Пилипенко В.В. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
8. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей / Б.Ф. Гликман. – М.: Машиностроение, 1989. – 296 с.
9. Курант Р. Методы математической физики. Т. 1. / Р. Курант, Д. Гильберт. – М.-Л.: Гостехтеориздат, 1933. – 525 с.

Поступила в редакцию 8.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник С.В. Ершов, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

КОЛИВАННЯ РІДИНИ, ЩО ПЕРЕКАЧУЄТЬСЯ У РОЗГАЛУЖЕНИХ ТРУБОПРОВОДАХ З ТУРБОНАСОСНИМ АГРЕГАТОМ

К.В. Аврамов, С.В. Філіпковський, В.М. Федоров, В.А. Пирог

У роботі запропонована методика розрахунку трубопроводу, що містить ділянки труб різного діаметра, колектор, турбонасосні агрегати. Для дослідження коливань стовпа рідини в трубопроводі використаний імпедансний метод. За допомогою асимптотичного розкладання власних частот рівняння в комплексних величинах зведено до системи рівнянь у дійсних величинах, які вирішені чисельно. Проаналізовано вплив турбонасосного агрегату на власні частоти рідини в розгалужених трубопроводах. Результати досліджень застосовані для розрахунку трубопроводів, що подають паливо ракет.

Ключові слова: трубопровід, колектор, турбонасосний агрегат, імпедансний метод, асимптотичне розкладання власних частот, чисельне рішення.

OSCILLATIONS OF THE MOVING FLUID IN BRANCHING PIPELINES WITH THE TURBOPUMP

K.V. Avramov, S.V. Filipkovsky, V.M. Fedorov, V.A. Pirog

The methods of pipelines with turbopump calculations, which contain the different diameters pipes and the junction boxes, are suggested. Impedance method is used to study the vibrations of fluid in pipes. Using asymptotic expansion of eigenfrequencies, one nonlinear equation with respect to complex variables is transformed to two equations with respect to real parameters. The influence of turbopump on eigenfrequencies of fluid in branched pipelines is analyzed. Results of researches are applied for calculation of the fuel passages of missiles.

Keywords: pipeline, collecting channel, turbopump, impedance method, asymptotic expansion of eigenfrequencies, numerical solution.

Аврамов Константин Витальевич – д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник отдела нестационарных механических процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: kvavr@kharkov.ua.

Филипковский Сергей Владимирович – канд. техн. наук, ст.науч.сотр., старший научный сотрудник отдела прочности и оптимизации Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: svfil@ipmach.kharkov.ua.

Фёдоров Виктор Михайлович – начальник расчётного комплекса ГП КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина

Пирог Владимир Андреевич – канд. техн. наук, начальник лаборатории ГП КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина

УДК 681.2.088

Т.В. БЫКОВА, Г.А. ЧЕРЕПАЩУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОД ПОДАВЛЕНИЯ ШУМА ПРИ КОРРЕКЦИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ДИНАМИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОРТОГОНАЛЬНЫХ ВЕЙВЛЕТОВ

В статье проведен анализ методов вейвлет-фильтрации сигналов с целью определения оптимального для применения при коррекции динамических погрешностей тензометрических измерительных преобразователей. Исследованы параметры распределения вейвлет-коэффициентов преобразования белого шума, на основании чего разработаны рекомендации по расчету величины порогового значения. Предложен метод подавления шума во время коррекции результатов динамических измерений с использованием ортогональных вейвлетов, заключающийся в обработке вейвлет-коэффициентов оператором с адаптивным порогом, величина которого определяется в ходе обработки сигнала.

Ключевые слова: динамические измерения, динамическая погрешность, корректирующий оператор, вейвлет-фильтрация, пороговая обработка.

Введение

Для тензорезисторных измерительных преобразователей (ТИП), которые применяются при установившихся испытаниях всевозможных транспортных конструкций (летательных аппаратов, автомобилей, железнодорожных вагонов и др.) и работают в динамическом режиме весьма важно производить коррекцию результатов измерений на этапе обработки измерительной информации с целью компенсации динамических погрешностей. Эта задача относится к обратным задачам динамики и требует для решения специальный регуляризующий подход. В настоящее время для коррекции динамических погрешностей рационально использовать вейвлет-преобразование, имеющее ряд преимуществ по сравнению с классическим математическим аппаратом, в частности, преобразованием Фурье, и позволяет обеспечить регуляризацию решения обратных задач [1]. Процесс коррекции динамических погрешностей с использованием вейвлет-преобразования помимо ряда операций, направленных непосредственно на компенсацию искажений сигнала, вызванных инерционными свойствами измерительного преобразователя, включает этап подавления шума, например, методом пороговой обработки коэффициентов [2]. Однако практических рекомендаций по применению и выбору нужных параметров этих методов в конкретных ситуациях не имеется. Целью данной работы является исследование существующих методов вейвлет-фильтрации, выявление тех, которые могут применяться при решении задачи коррекции результатов динамических измерений

ТИП, и разработка практических рекомендаций по выбору необходимых параметров, в частности величины порогового значения.

Анализ методов вейвлет-фильтрации

Методы вейвлет-фильтрации, которые еще называются методами «жесткой», «мягкой» и «сверхмягкой» пороговой обработки, состоят в полном удалении или частичном подавлении детализирующих коэффициентов вейвлет-преобразования, не превосходящих некоторое пороговое значение [3]. Эти методы используют три вида пороговых операторов. Если обозначить величину порогового уровня как T , то операторы пороговой обработки будут иметь следующий вид:

- жесткий пороговый оператор:

$$P_{Th}(d) = \begin{cases} d, & |d| \geq T, \\ 0, & |d| < T; \end{cases} \quad (1)$$

- мягкий пороговый оператор:

$$P_{Ts}(d) = \begin{cases} d - \text{sign}(d)T, & |d| \geq T, \\ 0, & |d| < T; \end{cases} \quad (2)$$

- сверхмягкий пороговый оператор:

$$P_{Tss}(d) = \begin{cases} d - \text{sign}(d)(1 - \mu)T, & |d| \geq T, \\ \mu d, & |d| < T. \end{cases} \quad (3)$$

Параметр μ в выражении (3) выбирается из диапазона $0 < \mu < 1$. В случае, когда $\mu=0$, сверхмягкая обработка переходит в мягкую, а когда $\mu=1$ фильтрация не происходит.

Пороговая обработка, как метод фильтрации, основана на предположении, что обрабатываемый

сигнал аппроксимируется выбранным вейвлетом таким образом, что вся энергия сигнала сосредоточена в малом числе больших коэффициентов, при этом малые коэффициенты принимаются носителями шума. Так как это предположение на практике не выполняется и всегда некоторая часть полезного сигнала содержится и в коэффициентах малой амплитуды, а в коэффициенты большой амплитуды попадает шум, то жесткая пороговая обработка может повлечь за собой значительные искажения в восстановленном сигнале. Мягкий пороговый оператор, как и жесткий также применим при условии, что в малых коэффициентах не содержится энергия полезного сигнала, однако при достаточно высоком уровне шума он, очевидно более эффективен, чем предыдущий метод. Сверхмягкий пороговый оператор изменяет расстояние между большими и малыми коэффициентами, тем самым, подавляет большую часть шума и сохраняет определенную часть сигнала. Такой вариант может быть наилучшим решением при обработке сигналов, о параметрах и составе которых нет достаточного объема априорной информации., но для применения на практике сверхмягкого порогового оператора необходимо установить, как выбирать параметры μ и T .

Исследование вейвлет-преобразования белого шума

Практический опыт показывает, что шум, присутствующий в канале преобразования сигналов тензодатчиков, по своим параметрам соответствует белому шуму.

Проведем исследование статистических параметров коэффициентов вейвлет-преобразования сигнала на разных уровнях разложения, являющегося белым гауссовым шумом с нулевым матожиданием и единичной дисперсией (рис. 1).

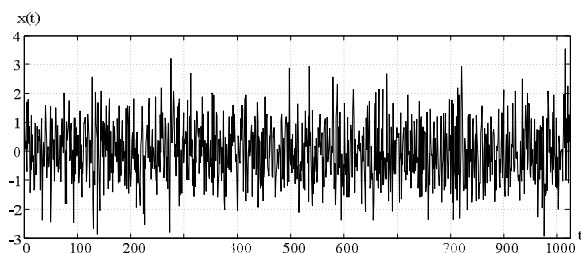


Рис. 1. График сигнала, соответствующего белому шуму

Вейвлет-коэффициенты экспериментального сигнала, полученные на пяти уровнях декомпозиции с использованием базиса sym10 , показаны на рис. 2 (а-д). Из этих рисунков можно увидеть, что происходит с абсолютными значениями коэффициентов, содержащих шум.

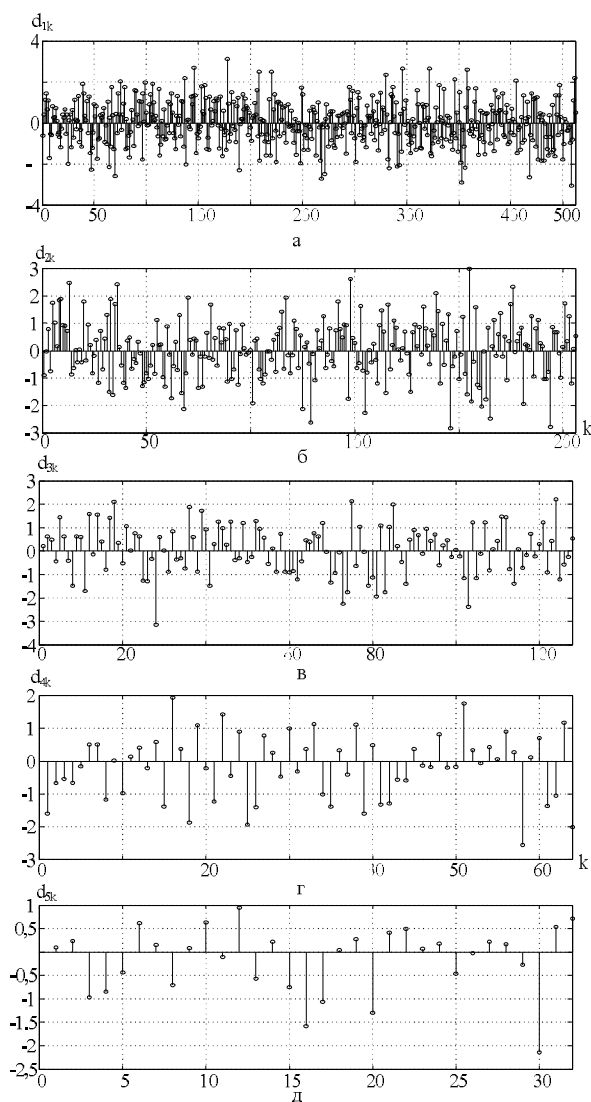


Рис. 2. Коэффициенты детализации вейвлет-разложения белого шума

Статистический анализ распределения коэффициентов показывает, что они остаются нормально распределенными на всех уровнях разложения сигнала. Результаты вычисления среднеквадратического отклонения (СКО) $\tilde{\sigma}$ этих коэффициентов занесены в табл. 1.

С повышением уровня разложения СКО коэффициентов уменьшается, поэтому если в качестве порогового значения принять величину, равную $3\tilde{\sigma}$, то на первом уровне будет подавлено 99,73 % шума. На всех последующих уровнях коэффициенты шума также не будут превосходить это пороговое значение и будут подавлены. На практике частота дискретизации сигнала с целью уменьшения погрешности его восстановления выбирается такой, что превышает требуемую по теореме Котельникова. Тогда вейвлет-преобразование сигнала соответствует его разбиению на спектральные полосы, как показано на рис. 3.

Таблица 1

СКО коэффициентов вейвлет-преобразования белого шума на разных уровнях

Номер уровня разложения	1	2	3	4	5
Оценка СКО, $\tilde{\sigma}$	1,05	1,03	0,96	0,85	0,74

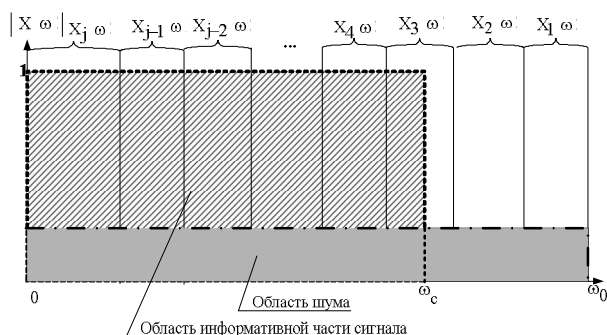


Рис. 3. Схема разбиения спектра измеряемого сигнала в результате вейвлет-декомпозиции

На первом уровне вейвлет-декомпозиции коэффициенты детализации содержат только компоненты шума, поэтому предлагается пороговое значение при обработке произвольной реализации сигнала вычислять по СКО коэффициентов детализации первого уровня. На последующих уровнях разложения в спектре присутствуют коэффициенты, относящиеся к информативной части сигнала, следовательно, подавлять шум нужно более осторожно.

Разработка рекомендаций по выбору параметров пороговой обработки на практике

Сложность подавления шума на верхних уровнях обусловлена в первую очередь отсутствием достаточного объема априорной информации об измеряемом сигнале. Исследуем поведение сверхмягкого порогового оператора на сигнале, состоящем из последовательности колебательных и импульсоподобных участков (рис. 4). Такой сигнал характерен для испытаний железнодорожных вагонов в реальных режимах движения. На этот сигнал наложим белый гауссов шум с СКЗ, равным 10 % от амплитудного значения сигнала (рис. 5). В качестве порогового значения зададим величину $T = 3\tilde{\sigma}$, что соответствует подавлению 99,73 % шума. Фильтрацию сигнала будем производить сверхмягким пороговым оператором, изменяя при этом параметр μ в пределах от 0 до 1.

Анализ вейвлет-спектра заданного сигнала показывает, что полезные составляющие принадлежат уровням, начиная с четвертого (рис. 6). Так как на практике неизвестен заранее спектральный состав измеряемого сигнала, то следует проверить качество

фильтрации сигнала, поочередно добавляя уровни разложения, начиная с первого.

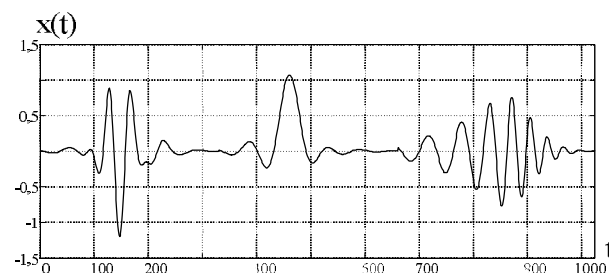


Рис. 4. График экспериментального сигнала без шума

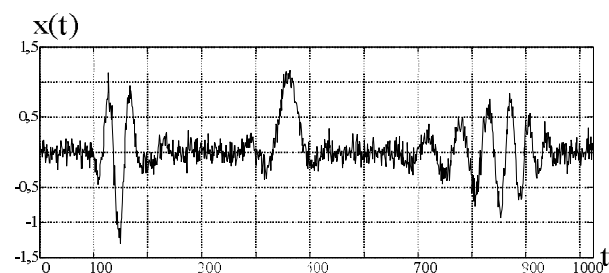


Рис. 5. График экспериментального сигнала с шумом

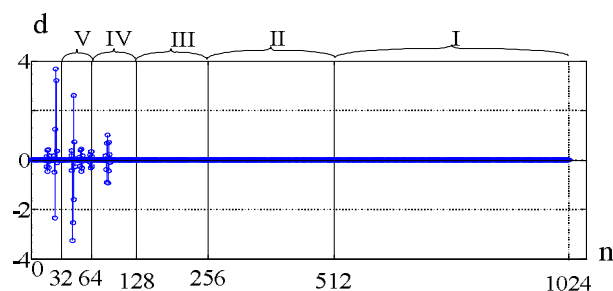


Рис. 6. Вейвлет-преобразование заданного сигнала без шума до пятого уровня (I, II, ..., V – номер уровня)

Результаты экспериментальных данных сведем в табл. 2 и построим графики зависимости среднеквадратической погрешности (СКП) σ от значения параметра μ при разложения на разное количество уровней.

Анализ табл. 2 и графиков (рис. 7) показывает, что при «неглубоком» разложении сигнала лучшие результаты дает мягкий пороговый оператор, причем качество фильтрации увеличивается с ростом уровня разложения до третьего.

Таблица 2

Относительная среднеквадратическая погрешность
восстановления сигнала после фильтрации, %

№ п.п.	Значение параметра μ	Количество уровней разложения					
		1	2	3	4	5	6
1.	0	7,2	4,7	3,1	3,6	4,9	5,7
2.	0,1	7,2	4,8	3,3	3,5	4,6	5,3
3.	0,2	7,3	5,0	3,7	3,8	4,6	5,1
4.	0,3	7,5	5,4	4,3	4,3	4,8	5,2
5.	0,4	7,7	5,9	5,0	4,9	5,3	5,5
6.	0,5	8,0	6,6	5,8	5,7	5,9	6,0
7.	0,6	8,4	7,2	6,7	6,6	6,6	6,7
8.	0,7	8,8	8,0	7,6	7,5	7,5	7,5
9.	0,8	9,3	8,7	8,5	8,4	8,4	8,4
10.	0,9	9,8	9,5	9,4	9,3	9,3	9,3
11.	1,0	10,0	10,0	10,0	10,0	10,0	10,0

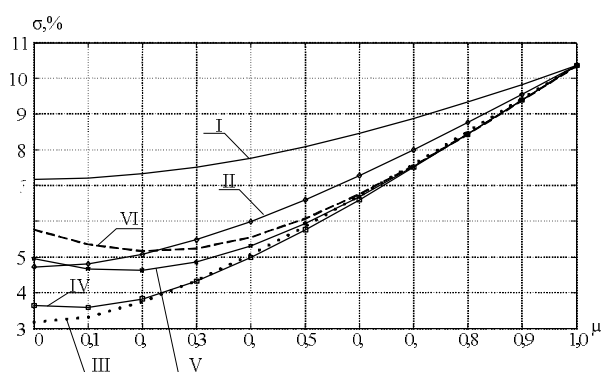


Рис. 7. Графики зависимости СКП сигнала от параметра сверхмягкой фильтрации при декомпозиции сигнала на разное количество уровней (I, II, ..., V – номер уровня)

Начиная с четвертого уровня, более эффективной оказывается сверхмягкая пороговая обработка. На шестом уровне наблюдается увеличение роста погрешности, что объясняется подавлением полезных составляющих сигнала. Подобные эксперименты повторены для измеряемых сигналов других форм. Они показали, что для произвольного сигнала наилучшим решением является обработка сверхмягким пороговым оператором с адаптивным выбором значения

порога. Так на начальных уровнях, где мощность полезного сигнала невелика, следует производить мягкую пороговую обработку, которая является частным случаем сверхмягкой пороговой обработки ($\mu=0$). На более высоких уровнях, где сосредоточена основная энергия сигнала, целесообразно дополнительно устанавливать параметр μ и использовать оператор вида (3). Значение порога T лучше выбирать завышенным, т.е. равным $3\tilde{\sigma}$. При таком выборе удаляется большая часть высокочастотного шума на начальных уровнях вейвлет-разложения, а потом в низкочастотных областях степень подавления шума будет регулироваться параметром μ .

Для определения значения μ сопоставим количество коэффициентов, не превышающих пороговое значение, с общим количеством коэффициентов, полученных при вейвлет-разложении на каждом уровне (см. табл. 3). Данные табл. 3 показывают, что величина μ , при которой получается минимальная среднеквадратическая погрешность восстановления сигнала, оказывается пропорциональной количеству коэффициентов, принадлежащих полезному сигналу. Эту выявленную закономерность и предлагается брать за основу при принятии решения о величине параметра μ на уровнях сверхмягкой фильтрации в

Таблица 3

Количественные соотношения коэффициентов
вейвлет-преобразования экспериментального сигнала

Номер уровня разложе- ния	Общее количест- во вейвлет- коэффициентов, шт.	Количество вейвлет- коэффициентов, не превышающих поро- говое значение, шт.	Количество вейвлет- коэффициентов, не превы- шающих пороговое значение, шт. (в % от общего количества)	Значение μ , при котором полу- чена мини- мальная СКП
1	512	512	0 (0 %)	0
2	256	255	3 (0 %)	0
3	128	128	0 (0 %)	0
4	64	57	7 (10 %)	0,1
5	32	27	5 (16 %)	0,2
6	16	11	5 (33 %)	0,3

прикладных задачах, в частности при обработке результатов измерений ТИП. Так, если на уровне вейвлет-декомпозиции получено N коэффициентов, то в качестве μ нужно брать значение

$$\mu = \frac{N_T}{N}, \quad (4)$$

где N_T – количество коэффициентов, превышающих по величине пороговое значение.

Выводы

Проведенный анализ методов вейвлет-фильтрации сигналов показал, что при коррекции динамических погрешностей тензометрических измерительных преобразователей наиболее целесообразно использовать сверхмягкую пороговую обработку с адаптивным выбором параметров на каждом уровне вейвлет-преобразования. Требуемые параметры рекомендовано определять путем статистиче-

ской обработки вейвлет-коэффициентов на каждом уровне разложения. Выполненные вычислительные эксперименты подтвердили работоспособность предлагаемого метода фильтрации, что позволяет рекомендовать его на практике.

Литература

1. Быкова Т.В. Синтез оператора коррекции результатов динамических измерений в базисе ортогональных вейвлетов / Т.В. Быкова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – №2(59). – С. 103-108.
2. Смоленцев Н.К. Основы теории вейвлетов. Вейвлеты в Matlab / Н.К. Смоленцев. – М.: LVR Пресс, 2005. – 304 с.
3. Storm H. Noise reduction of Speech Signals with Wavelets/ H. Storm. – Goteborg : Mathematics. Department of Mathematics Chalmers University of Technoland Goteborg University, 1997. – 127 p.

Поступила в редакцию 1.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МЕТОД ПРИДУШЕННЯ ШУМУ ПІД ЧАС КОРЕКЦІЇ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИНАМІЧНИХ ВІМІРЮВАНЬ З ВИКОРИСТАННЯМ ОРТОГОНАЛЬНИХ ВЕЙВЛЕТІВ

Т.В. Быкова, Г.О. Черепашук

В статті проведено аналіз методів вейвлет-фільтрації сигналів з метою визначення найкращого для використання під час корекції динамічних похибок тензометричних вимірювальних перетворювачів. Досліджено параметри розподілення вейвлет-коефіцієнтів перетворення білого шуму, на основі чого розроблено рекомендації по розрахунку величини порогового значення. Запропоновано метод придушення шуму під час корекції результатів динамічних вимірювань з використанням ортогональних вейвлетів, який полягає в обробці вейвлет-коефіцієнтів оператором з адаптивним порогом, величина якого визначається під час обробки сигналу.

Ключові слова: динамічні вимірювання, динамічна похибка, корегуючий оператор, вейвлет-фільтрація, порогова обробка.

MUTING METHOD THAT USES ORTHOGONAL WAVELETS DURING DYNAMIC MEASURING RESULTS CORRECTION

T.V. Bykova, G.O. Cherepaschuk

An analysis of signals wavelet-filtration methods for the purpose identification the best of them for the use during dynamic error of strain gage transducers correction is carried out in the article. The wavelet-coefficients distribution operation factors of white noise are studied, for reasons given guidelines on the calculation of threshold valuation are made. The muting method that is using during the dynamic measuring results correction end employs orthogonal wavelets that includes wavelet-coefficient processing with adaptive threshold operator, which value is finding at the time of signal processing is proposed.

Key words: dynamic measurements, dynamic error, inverse operator, corrective operator, wavelet-filtration, threshold- processing.

Быкова Татьяна Владимировна – инженер, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: maxnumber2@list.ru.

Черепашук Григорий Александрович – канд. техн. наук, доцент, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.7.054

О.Я. КОВАЛЕЦЬ

Національний технічний університет України “КПІ”, Україна

МОДУЛЯЦІЯ ПОТУЖНОГО АКУСТИЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ РОТОРНОЮ ДИНАМІЧНОЮ СИРЕНОЮ

Наводяться результати побудови механічної розрахункової моделі роторної динамічної сирени. Обчислюється функція модуляції та аналізуються особливості і структура генеруемого акустичного випромінювання. Окреслюються шляхи створення бажаного усередненого розподілення енергії звукового поля. Чисельний аналіз спектру генеруемого сиреною випромінювання наочно демонструє можливості роторних систем. Вирішується задача оптимізації спектру в плані створення «білого» шуму, як структури, що найбільш повно відповідає натурним умовам. Визначається необхідна кількість та особливості геометричного розподілення радіальних вікон на площині ротора сирени за допомогою залишкового циклічного квадратичного ланцюгового коду.

Ключові слова: роторна сирена, функція модуляції, спектр, вікна ротора, вікна статора, білий шум, оптимізація спектру, залишковий циклічний квадратичний ланцюговий код, число місць на роторі.

Вступ

Постановка проблеми та її зв'язок з науково-технічними задачами. У практиці вивчення властивостей механічних конструкцій, в тому числі бортової апаратури, що працює в умовах акустичного впливу високої інтенсивності та широкого частотного діапазону, вітчизняними та закордонними ученими та інженерами досягнуті значні успіхи. Розроблено методики розрахунку наближених (нескінченних за протяжністю) механічних моделей і деяких типів уточнених (обмежених розмірів) моделей. Однак, ці розрахунки носять орієнтовний характер, з великою часткою випадковості і не можуть явити дійсну картину впливу акустичного випромінювання на матеріал конструкцій та елементи бортової апаратури. Визначальним і остаточним по вірогідності, на теперішній час, залишається все ж таки експериментальне дослідження акустичної витривалості виробів на спеціально обладнаних для цього випробувальних стендах.

При створенні таких стендів, перш за все, вирішується питання вибору джерела акустичного випромінювання - з високим коефіцієнтом корисної дії, простим у налагодженні і експлуатації та, звичайно, з наявною можливістю формування звукового поля бажаного структурного складу і максимально наближеного до натурних умов. Більшості цих вимог, особливо по першому і головному параметру, задовольняють сирени.

Слід зазначити, що дотепер не виконані в достатньому обсязі розрахунки сирен, які були б дове-

дені до інженерних рішень. Не проведений порівняльний аналіз властивостей однороторних і багатороторних конструкцій, не вирішені, являючи практичний інтерес, задачі оптимізації. Нарешті, зовсім не висвітлені в літературі питання впливу на роботу сирени кінематичного та силового збурення з боку місця установки.

Відомо, що акустичне випромінювання інтенсивністю вище 150 дБ, може слугувати причиною явищ втомленості в матеріалі. Розвиток тріщин, звичайно, починається від місць концентрації напружень – у клепальних швах, вирізках і тому подібне, спостерігається навіть в центрі панелей.

Реакція елементів конструкції на акустичні навантаження, як встановлено, в значній мірі залежить від частотної, просторової та часової характеристик акустичного тиску. Так, при експериментальних дослідженнях фюзеляжу літака ІЛ-18 було з'ясовано, що вплив навантажень, обумовлених роботою повітряних гвинтів, приводить на частоті 72 Гц до виникнення в матеріалі напружень різко вираженого імпульсного характеру. У відповідь на це, в конструкції виникають власні швидкозгасаючі коливання, причому без резонансних проявів, що говорить про значне віддалення вправо по осі частот власних частот елементів.

Головними особливостями навантаження фюзеляжу в акустичному полі реактивних двигунів і турбулентного прикордонного шару являється широкополосний частотний спектр, випадкового характеру зміни величини акустичного тиску у часі. Це призводить до того, що в тонкостінних елементах

конструкції генерується безліч форм коливань, які можуть співпадати з власними. Порівнюючи результати експериментальних досліджень, можна зробити висновок стосовно того, що найнебезпечнішим, з точки зору виникнення акустичної втоми в матеріалі конструкції і сприяючого цьому просторово-частотного резонансу, є широкосмугове частотне навантаження, що має місце, наприклад, в районі реактивного струменя, при виникненні турбулентності від зриву повітряного потоку і таке інше.

На теперішній час знайшли застосування такі потужні джерела шуму, як повітряні струмені, аеродинамічні труби, реактивні струмені двигунів, повітряні гвинти, гучномовці, сирени.

Спектр шуму реактивних струменів (гарячих і холодних) найбільш повно відтворює натурний спектр двигунів, а рівень його становить 150...170 дБ. Суттєвою вадою цього методу стає низький ККД, близько 1 %.

Аеродинамічні труби сприяють найбільшому наближенню до умов збудження конструкцій від турбулентного прикордонного шару (ККД близько 1...2 %).

Гучномовці (ККД 5...20 %) мають широкий частотний діапазон - до 2000 Гц, хоча рівень звукового тиску не перевищує 150 дБ в невеликих камерах. У ревербераційних камерах, до речі, вони можуть самі руйнуватися від генеруемого ними шуму.

Найбільше поширення серед інших типів джерел шуму отримали сирени. Сирени дозволяють генерувати звуковий тиск 160...180 дБ з частотним діапазоном від 50 Гц до 5000 Гц. При цьому коефіцієнт корисної дії в них найвищий і становить 4...40 %.

Аналіз останніх досліджень і виділення невирішених задач. Одним з перших генераторів широкосмугового шуму була запропонована в США фон Гірке та ін. багатороторна сирена [1]. Разом з перевагами – можливістю генерувати шум із загальним звуковим тиском до 170 дБ та акустичною потужністю 50 кВт – багатороторні сирени не позбавлені цілого ряду вад, а саме, а ні теоретично, а ні експериментально не визначені оптимальні параметри роторів для отримання заданого спектру, до того ж, має місце цілий ряд складностей у виготовленні, наладці та експлуатації таких сирен.

Оригінальна конструкція сирени для створення випадкового шуму запропонована співробітниками Саутгемптонського університету [2]. Модуляція повітряного потоку тут здійснюється за допомогою сталльної стрічки з отворами, що розміщені згідно залишковому циклічному квадратичному ланцюговому кодові.

Протягуючи з великою швидкістю стрічку, переривають повітряний потік, внаслідок чого вини-

кають звукові коливання, рівень котрих сягає 165 дБ. До недоліків конструкції можна віднести певну складність експлуатації такої стрічки.

Таким чином, на теперішній час створено достатню кількість стендів для випробування виробів на акустичну міцність. За частотними характеристиками ці установки можуть бути поділені на два класи – дискретні та широкосмугові. До речі, другі, як вже відзначалося, найкращим чином відтворюють натурні умови.

У вітчизняній літературі перші і, мабуть, найбільш повні відомості з теорії та розрахунку сирен наведені в роботах [3,4]. Вивчена математична модель роторної сирени, вплив геометричних параметрів вікон та відстані між дисками ротора і статора на структуру спектра та інтенсивність звуку.

У подальшому ціла плеяда досліджень за кордоном [5 – 7] та в Україні [8, 9] також були присвячені створенню та опису сирен.

Постановка задачі. У зв'язку з бурхливим розвитком потужних рушійних установок, особливо в ракетобудуванні, знову гостро постало питання дослідження елементів конструкції та бортової апаратури на акустичну стійкість, особливо при інтенсивності випромінювання 150 дБ і вище. На жаль, виявилось, що потужних генераторів звуку є лічена кількість, а питання теорії, розрахунку і проектування пневматичних роторних сирен для створення широкополосного акустичного впливу високої інтенсивності або розкриті частково, або мають істотні недоліки.

З огляду на сказане, **сформулюємо деякі аспекти основ теорії, розрахунку та проектування сирен широкосмугового шуму високої інтенсивності.** Поряд з цим, розкриємо деякі нюанси роботи сирен, які пов'язані з кінематичним впливом, але не знайшли відображення в сучасних дослідженнях.

Викладення основного матеріалу досліджень з обґрунтуванням отриманих наукових результатів

Роботу однороторної сирени проілюструємо на прикладі відомої її технічної реалізації. Механічна модель являє собою два співвісних диски з радіальними вікнами, один з яких - ротор - рухомий, інший - статор - нерухомий і жорстко кріпиться до корпусу сирени. Струмін повітря під тиском надходить у камеру сирени, а потім, проходячи через вікна статора, переривається обертаючимися ротором і створює звукові коливання середовища.

Приймаючи розміри дисків малими, в порівнянні з довжиною хвилі, вважаємо акустичний процес підпорядкованим лінійним диференціальним рівнянням.

За обраної геометрії вікон, функція модуляції повітряного потоку $f(t)$ буде практично повторювати геометрію вікон ротора і, тому, може бути представлена у вигляді періодичної, quasi-трапецеїдальної, функції з періодом $T=2\pi/\omega$ (рис. 1). Тут ω – кутова швидкість обертання ротора в с^{-1} . Тривалість одиничного імпульсу (t_0+t_1) визначається рівністю $(t_0+t_1)=T/m$, а m – число рівних ділянок, на які розбивається коло ротора. Таким чином, тривалість одиничного імпульсу буде визначати мінімальний розмір вікна ротора.

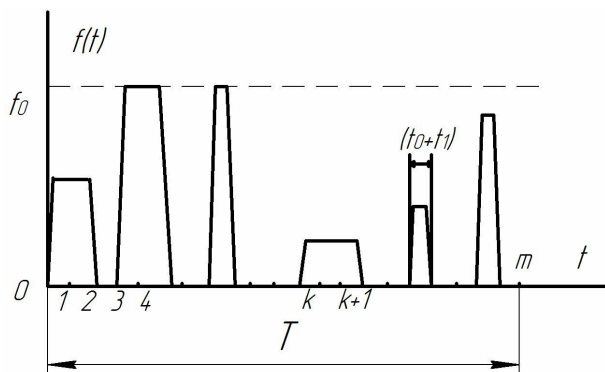


Рис. 1. Функція модуляції однороторної пневматичної сирени

Взагалі кажучи, форма функції модуляції може бути трохи іншою і визначається в кожному конкретному випадку експериментально, тому що тут, крім іншого, неабияку роль відіграють і параметри компресорної системи. Так, наприклад, функція модуляції може мати вигляд комутованої синусоїди, трикутної форми, сполучених дуг парабол та інших, більш складних, конфігурацій.

Щоб одержати необхідну форму функції модуляції необхідно забезпечити тиск у струмені, що набігає, не менш 2...3 атм., бо подальший приріст рівня тиску не чинить вирішального впливу на швидкість повітря у вихлопному струмені, що визначає, в основному, звукову потужність (рис. 2).

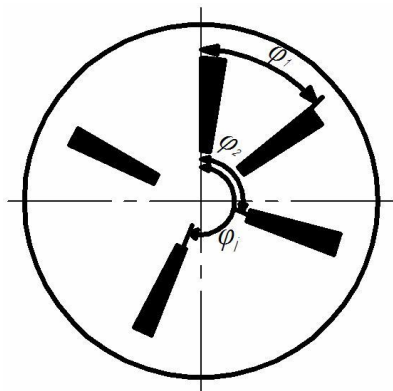


Рис. 2. Взаємне розташування вікон на диску статора

З іншого боку, при роботі сирени можлива одночасна витрата повітря через кілька вікон, що відобразиться на величині рівня акустичного випромінювання. Тому, слід забезпечити, наприклад, подвійний або потрійний запас потужності компресора, щоб досягти необхідної усталеності тиску потоку повітря, що нагнітається.

Для забезпечення випадкового характеру розподілу вікон вздовж кола диска ротора, вони наносяться по залишковому циклічному квадратичному ланцюговому коду, внаслідок чого, на деяких ділянках вікна можуть перебувати поруч, а на інших відсутні зовсім. На тих ділянках, де вікна нанесені, значення функції модуляції визначається таким виразом $f(t)=\lambda_k f_0$ ($0 \leq \lambda_k \leq 1$, k – номер ділянки), там, де вікна відсутні – функція модуляції дорівнює нулю.

Припустимо для простоти, що функція модуляції $f(t)$ є парною і періодичною, тобто $f(t)=f(t+T)$. У цьому випадку вона може бути представлена у вигляді розкладання в тригонометричний ряд

$$f(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos(n\omega t) \quad (1)$$

з коефіцієнтами

$$\frac{a_0}{2} = f_0 \frac{t_0 + t_1}{2T};$$

$$a_n = f_0 \frac{t_0 + t_1}{T} \frac{\sin\left(\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}\right)}{\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}} \frac{\sin\left(\pi n \frac{t_0 + t_1}{2T}\right)}{\pi n \frac{t_0 + t_1}{2T}},$$

де n – номер гармоніки;

f_0 – висота імпульсу;

$\pi = 3,14$.

Не розглядаючи ті ділянки, де функція модуляції дорівнює нулю, тобто $f(t)=0$ і, просумовуючи по ділянках з імпульсами, одержимо:

$$\frac{a_0}{2} = \sum_{k=1}^{\infty} \lambda_k f_0 \frac{t_0 + t_1}{2T};$$

$$a_n = \sum_{k=1}^p \lambda_k f_0 \frac{t_0 + t_1}{T} \frac{\sin\left(\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}\right)}{\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}} \frac{\sin\left(\pi n \frac{t_0 + t_1}{2T}\right)}{\pi n \frac{t_0 + t_1}{2T}},$$

де p – число одиничних імпульсів протягом періоду

T , тому $1 < p \leq m$; сума $\sum_{k=1}^p$ означає, що значення

параметра k беруться не підряд, а тільки для ділянок з імпульсами, тобто $f(t)=\lambda_k f_0$; t_1 – час формування фронту імпульсу (рис. 3, рис. 4).

Таким чином, функція модуляції буде мати наступний вигляд:

$$f(t) = \sum_{k=1}^p \lambda_k f_0 \frac{t_0 + t_1}{2T} +$$

$$+ \sum_{k=1}^P \frac{2\lambda_k f_0}{T} \frac{t_0 + t_1}{\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}} \times \frac{\sin\left(\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}\right)}{\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}} \times \frac{\sin\left(\pi n \frac{t_0 - t_1}{2T}\right)}{\pi n \frac{t_0 + t_1}{2T}} \cos n\omega t. \quad (2)$$

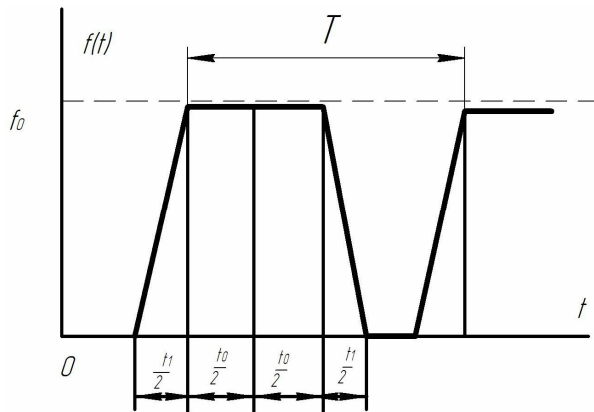


Рис. 3. Функція модуляції однороторної пневматичної сирени

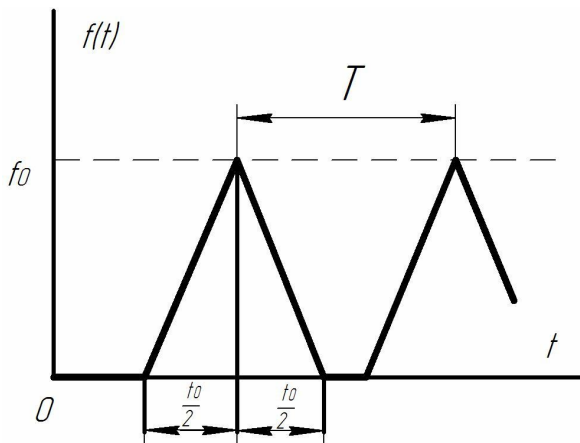


Рис. 4. Функція модуляції однороторної сирени

Формула (2) слушна для випадку, коли на статорі є тільки одне вікно. Якщо на статорі буде нанесено s вікон однакового розміру, рівновіддалених від центру диска статора і зсунених відносно базової лінії на кут φ_i (рис. 2), тоді функція модуляції всього потоку повітря, що проходить крізь сирену, буде дорівнювати сумі функцій модуляції всіх вікон.

З урахуванням зазначеного, формула (1) перетвориться до виду:

$$f(t - t_i) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos n\omega(t - t_i), \quad (3)$$

де $t_i = \varphi_i / \omega$.

Таким чином, сумарна функція модуляції, за умови (3), буде визначатися таким виразом:

$$f_{\Sigma}(t) = \sum_{i=1}^S \left[\frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos n\omega(t - t_i) \right], \quad (4)$$

де S – кількість вікон.

В остаточному вигляді функція модуляції може бути наведена наступним чином:

$$f_{\Sigma}(t) = \sum_{i=1}^S \left\{ \frac{pf_0}{2m} + \frac{4mpf_0}{\pi[(m\omega t_0 - \pi)]} \sum_{n=1}^{\infty} n^{-2} \times \times \sin\left(n \frac{m\omega t_0 - \pi}{2m}\right) \sin\left(\pi \frac{n}{2m}\right) n\omega(t - t_i) \right\}. \quad (5)$$

Позначивши

$$\frac{4mpf_0}{\pi[(m\omega t_0 - \pi)]} \sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-2} \sin\left(\frac{m\omega t_0 - \pi}{2m}\right) \times \times \sin\left(\pi \frac{n}{2m}\right) \cos n\varphi_i = B_n;$$

$$\frac{4mpf_0}{\pi[(m\omega t_0 - \pi)]} \sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-2} \sin\left(\frac{m\omega t_0 - \pi}{2m}\right) \times \times \sin\left(\pi \frac{n}{2m}\right) \sin n\varphi_i = C_n, \quad (6)$$

можемо обчислити амплітуди A_n гармонік спектру застосувавши відому рівність Парсеваля:

$$A_n = \left[B_n^2 + C_n^2 \right]^{\frac{1}{2}} = \frac{4mpf_0}{\pi[(m\omega t_0 - \pi)]} \times \times \left\{ \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-2} \sin\left(n \frac{m\omega t_0 - \pi}{2m}\right) \sin\left(\pi \frac{n}{2m}\right) \cos n\varphi_i \right]^2 + \right. \\ \left. + \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-2} \sin\left(n \frac{m\omega t_0 - \pi}{2m}\right) \sin\left(\pi \frac{n}{2m}\right) \sin n\varphi_i \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (7)$$

Визначимо спектр однороторної сирени за умови, що на статорі рівномірно, через $\pi/4$ рад нанесені 8 однакових радіальних вікон, розміри котрих співпадають з найменшим вікном ротора по ширині та найбільшим – по висоті (рис. 5). Число місць m на роторі оберемо рівним, наприклад, 59.

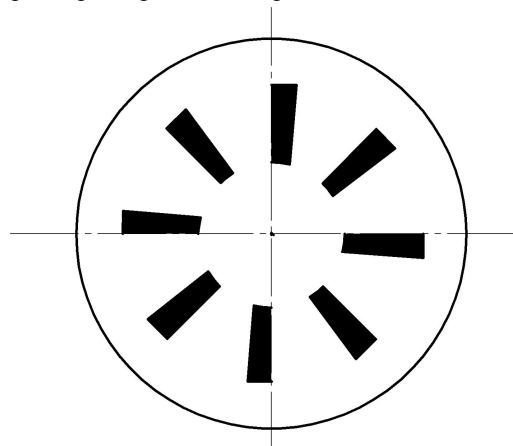


Рис. 5. Статор пневматичної сирени роторного типу

Коло диска ротора розіб'ємо на 59 рівних частин (число місць $m=59$). В проміжку чисел $0...59$ обчислюємо квадрати простих чисел, після чого визначаємо залишки від ділення їх на m . Відповідно до залишкового циклічного квадратичного ланцюгового коду, це забезпечує випадковий характер розподілу вікон на диску ротора (рис. 6).

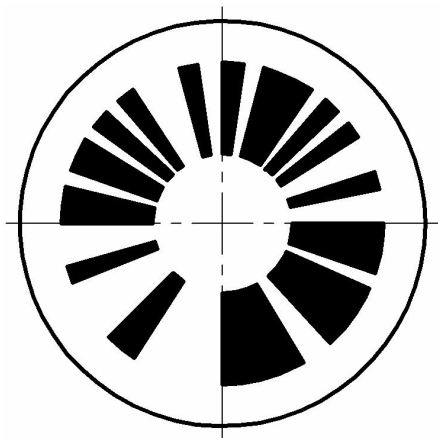


Рис. 6. Ротор пневматичної сирени: $m=59$

Позначимо

$$A_n^0 = \frac{\pi A_n |(mot_0 - \pi)|}{4mpf_0}$$

і визначимо спектральний склад генеруемого сиреною шуму для наступних кількісних значень параметрів: $\omega=300 \text{ c}^{-1}$ ($n=3 \cdot 10^3$ об/хв), $\varphi_1=0$, $(t_0+t_1)=1,77401 \cdot 10^{-4} \text{ с}$. Розглянемо спочатку найбільш простий випадок, коли $\lambda_1 = \lambda_2 = \dots = \lambda_p = 1$, тобто коли висота всіх вікон ротора однакова.

Спектр сирени, як показує чисельний аналіз, за числа місць $m=59$ має нерівномірну частотну характеристику з декількома піками (рис. 7). Очевидно, що середня потужність процесу тут розподіляється нерівномірно за частотою. Так, дві полоси спектру - $n = 25...35$ та $n = 50...55$ мають амплітуди у два рази більші за спектральні складові $n = 35...50$ та $n = 55...65$, причому в 3...4 рази більше інших складових спектра. Відносно ж форм з номерами вищими за 95, то вони практично відсутні в спектрі сирени.

Таким чином, використання такої сирени в певній мірі обмежене, бо дає змогу вивчати вплив та досліджувати вироби лише на низьких ($n \leq 70$) формах акустичного випромінювання.

Прийняті механічна і математична моделі однороторної сирени, як видно, підтверджують можливість генерування акустичного збурення обраною конструкцією. Наведені аналітичні співвідношення дають змогу проведення чисельного аналізу амплітуд частотних складових спектру сирени в залежності від заданих значень параметрів конструкції і слугують подальшому якісному і кількісному дослідженню з метою оцінки можливостей сирени для формування акустичного випромінювання бажаного складу.

Являє певний інтерес вивчення роботи сирени з функцією модуляції у формі трикутника (рис. 4). Така форма функції модуляції може мати місце, наприклад, за абсолютного співпадання геометрії вікон ротора і статора.

З іншого боку, у формі трикутника, або його комбінацій, можуть бути виготовлені вікна дисків ротора і статора.

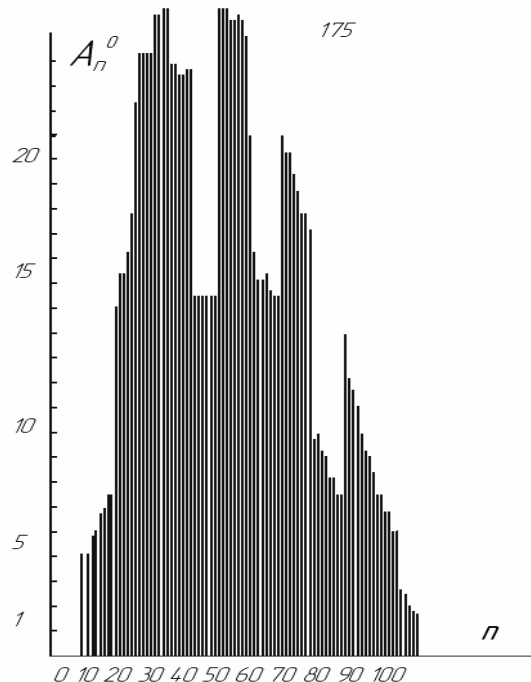


Рис. 7. Спектр сирени за числа місць $m=59$

Сумарна функція модуляції у цьому випадку має вигляд –

$$f_{\Sigma}(t) = \sum_{i=1}^S \left[\frac{pf_0}{2m} + \frac{2pf_0}{\pi} \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin^2 \left(\pi \frac{n}{2m} \right) \cos n\varphi_i \right]. \quad (8)$$

Якщо ввести позначення

$$\frac{2pf_0}{\pi} \sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin^2 \left(\pi \frac{n}{2m} \right) \cos n\varphi_i = B_n ;$$

$$\frac{2pf_0}{\pi} \sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin^2 \left(\pi \frac{n}{2m} \right) \sin n\varphi_i = C_n ;$$

$$A_n^0 = \frac{\pi A_n}{2pf_0}, \quad (9)$$

тоді, відповідно до рівності Парсеваля, отримуємо формулу для обчислення амплітуд гармонік спектру сирени:

$$A_n = \left[B_n^2 + C_n^2 \right]^{\frac{1}{2}} =$$

$$= \frac{2pf_0}{\pi} \left\{ \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin^2 \left(\pi \frac{n}{2m} \right) \cos n\varphi_i \right]^2 + \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin^2 \left(\pi \frac{n}{2m} \right) \sin n\varphi_i \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (10)$$

Якщо кількість місць складає $m = 18$ (рис. 8), в спектрі сирени спостерігаються чітко окреслені три полоси частот – 0...20, 35...55, 75...95, а на ділянках 25...35, 55...75 і 95...100 – провалля. По суті справи, ці форми в спектрі відсутні. Таким чином, ротором сирени з числом місць $m = 18$ зручно користуватися для відтворення очікуємих частотних смуг спектру. Для значень $m=59$, спектр схожий із спектром сирени, в якій функція модуляції має quasi-трапецеїдальну форму (рис. 7). Вони, як видно, практично співпадають.

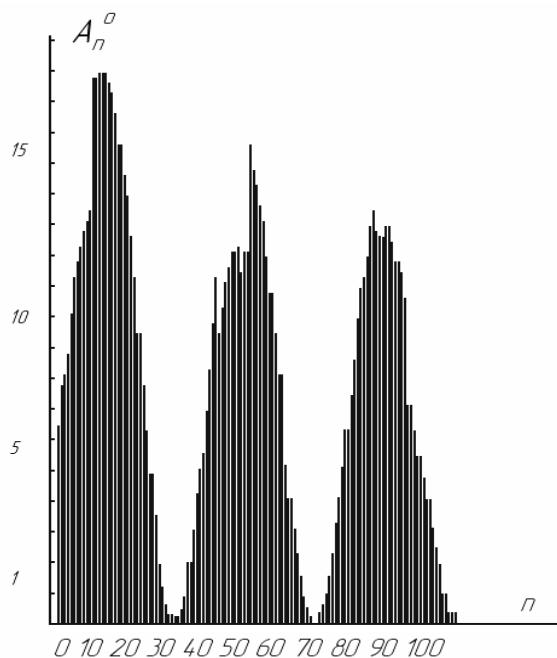


Рис. 8. Спектр сирени з трикутною функцією модуляції за числа місць $m=59$

За умови, що кількість місць $m = 276$, або вище, наприклад, $m = 1528$, спектр сирени має тенденцію до росту амплітуд гармонік із ростом їх номерів (рис. 9). Ця особливість, поряд з білим шумом, являє суттєвий інтерес для практики, бо дозволяє оцінювати акустичну піддатливість елементів конструкції і бортової апаратури, власні частоти яких досить великі. В цьому випадку, сирени з числом місць $m = 59$, наприклад, непридатні зовсім, бо амплітуда гармонік з номерами, вищими за 120, практично дорівнює нулю, і вся енергія акустичного випромінювання концентрується на низьких частотах.

При збільшенні кількості місць m на роторі, характеристика спектру йде більш круто відносно осі частот (рис. 10, пунктирна лінія).

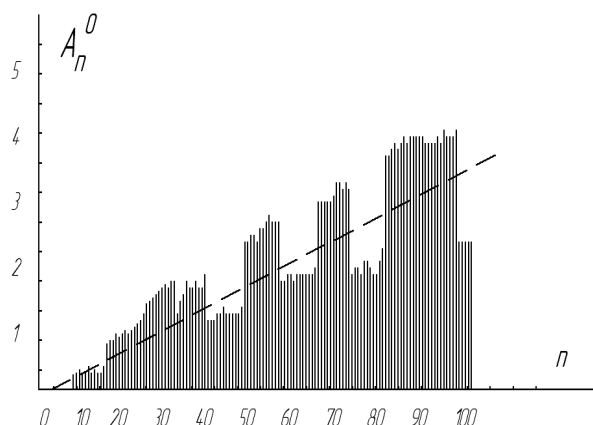


Рис. 9. Спектр сирени з трикутною функцією модуляції та числом місць $m=276$

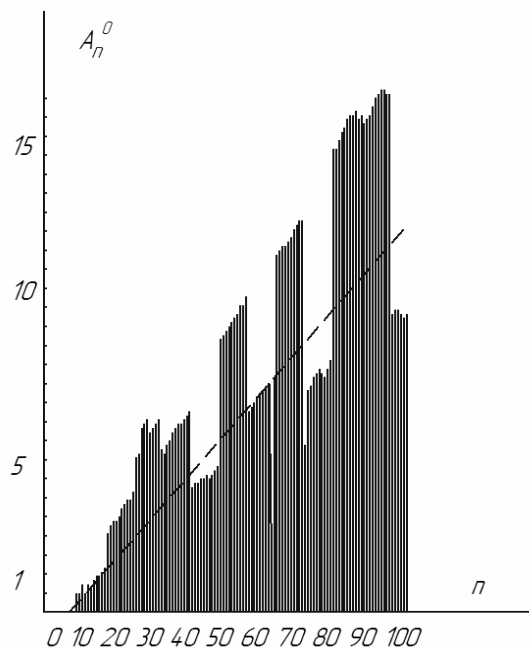


Рис. 10. Спектр роторної сирени з трикутною функцією модуляції та числом місць $m=1528$

Як вже відзначалося, найнебезпечнішим, з точки зору виникнення явища акустичної втомленості в матеріалі, являється широкопasmово звукове навантаження. Генеруючи одночасно безліч форм коливань в деталях та вузлах виробів, акустичне випромінювання може стати причиною виникнення необернених деформацій внаслідок просторового чи просторово-частотного резонансів. Тому, являє безумовний інтерес вивчення питання створення широкопasmового акустичного випромінювання за допомогою однороторної сирени з метою відтворення умов, близьких до експлуатаційних. Для конкретно-

сті, окреслимо ширину смуги частот числом форм, рівним 100, тобто прийmemo $n=100$.

Задача оптимізації спектру за цих припущень, зводиться до аналізу виразу:

$$\frac{\partial A_n}{\partial n} = 0. \quad (11)$$

Вирішення поставленої задачі проілюструємо на прикладі функції модуляції у вигляді прямокутних імпульсів, аналітично представленою виразом:

$$f_{\Sigma}(t) = \sum_{i=1}^S \left\{ \frac{f_0}{m} \sum_{k=1}^p / \lambda_k + \frac{2f_0}{\pi} \sum_{k=1}^p / \lambda_k \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \times \right. \\ \left. \times \sin \left(\pi \frac{n}{m} \right) \left[\cos n\varphi_i \cos n\omega t + \sin n\varphi_i \sin n\omega t \right] \right\}, \quad (12)$$

звідкіля досить легко визначаються амплітуди складових спектру:

$$A_n = -\frac{2f_0}{\pi} \sum_{k=1}^p / \lambda_k \left\{ \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin \left(\pi \frac{n}{m} \right) \cos n\varphi_i \right]^2 + \right. \\ \left. + \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin \left(\pi \frac{n}{m} \right) \sin n\varphi_i \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (13)$$

Заміна quasi-трапецеїдальної форми функції модуляції прямокутною, як показали подальші обчислення, не вносить суттєвих розбіжностей в оцінку структури спектра. В той же час, досягається значне спрощення математичного апарату вирішуваної задачі. З іншого боку, для визначення потужності акустичного випромінювання важливим постає не стільки форма функції модуляції, скільки значення максимальної витрати повітря. З урахуванням виразів (12), (13), формула (11) отримує такий вигляд:

$$\frac{\partial A_n}{\partial n} = \pi^{-1} f_0 \sum_{k=1}^p / \lambda_k \left[B_n^2 + C_n^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times \\ \times \left(2B_n \frac{\partial B_n}{\partial n} + 2C_n \frac{\partial C_n}{\partial n} \right) = \\ = f_0 \sum_{k=1}^p / \lambda_k (2\pi)^{-1} \left\{ \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin \left(\pi \frac{n}{m} \right) \cos n\varphi_i \right]^2 + \right. \\ \left. + \left[\sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-1} \sin \left(\pi \frac{n}{m} \right) \sin n\varphi_i \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \\ \sum_{i=1}^S \sum_{n=1}^{\infty} n^{-2} \sin \left(2\pi \frac{n}{m} \right) \left[\pi \frac{n}{m} - \operatorname{tg} \left(\pi \frac{n}{m} \right) \right]. \quad (14)$$

Тут m – кількість рівних ділянок, на які розбивається коло ротора; $f(t) = \lambda_k f_0$ ($0 \leq \lambda_k \leq 1$, k – номер ділянки) – функція модуляції на тих ділянках, де нанесені вікна; f_0 – висота імпульсу; φ_i – кут, на який зсунуті відносно базової радіальної лінії рівновідда-

лені від центру диска статора вікна; сума $\sum_{k=1}^p /$ має

на увазі, що значення параметру k використовуються не поспіль, а тільки для ділянок з імпульсами; p – кількість одиничних імпульсів за період часу T , тому $1 < p \leq m$.

З формули (14) походить, що рівність нулю настає за умови:

$$\sum_{i=1}^{\infty} \sin \left(2\pi \frac{n}{m} \right) \left[\pi \frac{n}{m} - \operatorname{tg} \left(\pi \frac{n}{m} \right) \right] = 0. \quad (15)$$

Звідси отримуємо, що $m = 276$.

За числа місць на диску ротора 276, спектр сирени майже білий (рис. 11).

Таким чином, за умови, що $m = 276$, однороторна сирена генерує акустичне випромінювання, яке за структурою наближається до білого шуму. Рівень акустичного тиску, пропорційний величині f_0 і, природно, може бути збільшений або зменшений за рахунок зміни висоти вікна.

Отже, задача оптимізації спектру однороторної сирени в досить широкому діапазоні частот вирішена. Доведено, що гармонічні складові спектру таких сирен пропорційні радіальному розміру вікон ротора, в той же час нечутливі до кількості і взаємного кутового положення вікон на диску статора. Усталеність рівня випромінювання визначається тільки числом місць m .

Реальний спектр сирени при $m = 276$ буде, взагалі кажучи, мати проміжну структуру між двома функціями модуляції – quasi-трапецеїдальною та трикутною. З іншого боку, якщо за статором встановити заслінку (shutter) з визначеною геометрією вікон, тоді можна одержати бажаний спектр відповідно до вирішуваних задач.

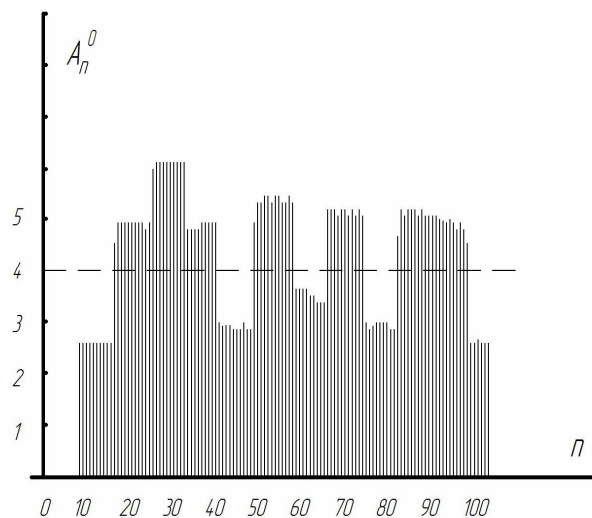


Рис. 11. Диск ротора сирени за числа місць $m=276$ та випадкового розподілення вікон згідно залишкового циклічного ланцюгового коду

Висновки та перспективи подальших досліджень

Наведений аналіз дає право щодо висновку відносно варіації спектру і інтенсивності акустичного поля сирени шляхом різноманітного сполучення функцій модуляції - трапецеїдальної, трикутної та інших модифікацій. Крім того, можливі поєднання канонічних форм, наприклад, зірчастої форми. Реалізація цього може здійснюватися за допомогою заслінки, що встановлюється за статором і жорстко з'єднується з корпусом сирени, натомість геометрія вікон може змінюватися за заданим законом згідно сигналам програмного пристрою.

Декілька зауважень щодо доцільності та перспектив використання багатороторних сирен. Перш за все, слід зауважити, що енергоємність багатороторних сирен збільшується пропорційно кількості роторів. Очевидно, що при цьому ускладнюється також конструкція випробувального стенду і процесу наладки.

Стосовно спектру генеруемого шуму, то обчислення на ПЕОМ дають підстави прогнозувати наступне. Двороторна сирена має спектр, який в основному співпадає з випромінюванням однороторної сирени. Разом з тим, суттєво підсилюються форми n , які кратні 2, якщо другий диск обертається з кутовою швидкістю 2ω . Навпаки, підсилюються форми, які кратні 3, якщо другий диск обертається з кутовою швидкістю 3ω . Відповідно, підсилюються форми, кратні 4, якщо другий диск обертається з кутовою швидкістю 4ω .

Таким чином з'ясовано природу виникаючого ефекту. Роторна пневматична сирена знаходиться на рухомій основі, тобто на поверхні Землі, що має кутову швидкість добового обертання (рис. 12):

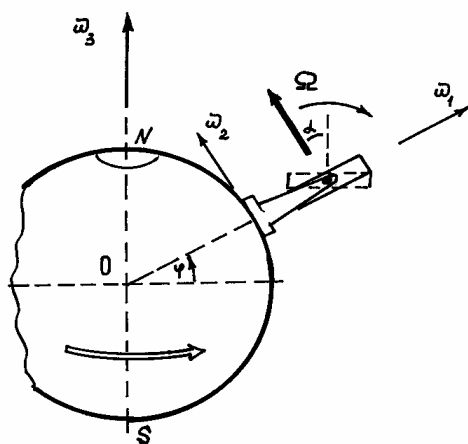


Рис. 12. Зміна просторового положення ротора сирени внаслідок впливу швидкості добового обертання Землі

$$\omega_3 = \frac{2\pi}{24 \cdot 3600} \text{ рад с}^{-1}.$$

Вісь обертання ротора, становить з полуденою лінією кут ψ (кут рискання). Швидко обертаючийся важкий ротор сирени являє собою систему з двома ступенями вільності. Одна реалізується власним обертальним рухом навколо своєї осі геометричної і масової симетрії з кутовою швидкістю $\bar{\Omega}$, інша – поворотом ведучого валу разом з посадженим на нього ротором навколо осі, перпендикулярної до осі вала, на величину, пропорційну радіальному люфту Δ підшипників.

Наявність вертикальної складової ω_1 кутової швидкості добового обертання Землі ($|\omega_1| = \omega_3 \sin \varphi$, де φ – широта місця) призводить до появи гіроскопічного моменту

$$\vec{M}_\Gamma = I \bar{\Omega} \times \vec{\omega}_1,$$

де I – осьовий момент інерції ротора і вала з підшипниками, який намагається встановити ось власного обертання ротора сирени паралельно до вектора $\vec{\omega}_1$ (рис. 12).

Отже, під дією гіроскопічного моменту ротор займе нове положення (пунктирна лінія), відхилене у вертикальній площині на кут α від початкового.

Внаслідок означеного, підшипники ротора будуть відчувати додатковий постійний тиск $\vec{N}_\Gamma$. Відповідно до третього закону Нь'ютона, реакція підшипників на цей тиск буде дорівнювати за величиною і протилежною за напрямком гіроскопічному тиску.

Література

1. *Habbar H.H. Vibration Induced by Acoustic Waves / H.H. Habbar, S.C. Houbolt // Shock and Vibration Haudbook, Ed. by Harries C.M. and Grede Ch.E. 1961. – P. 321-332.*
2. *The some aspects of flaigt safety in conditions penetrate acoustic radiation/ V.N. Koshljakov, V.V. Karachun, V.N. Mel'nick et al. // The World Congr. "Aviation in the XXI-st Century". – Kiev (Ukraine), 2003. – P. 2.37-2.40.*
3. *Карачун В.В. О погрешности курсоуказания ракет-носителей / В.В. Карачун., Е.Р. Потапова, В.Н. Мельник // Космічна наука і технологія, 1999. – Т. 5. – № 4. – С. 70-74.*
4. *Mel'nick V.N. Some aspects of the gyroscopic stabilization in acoustic fields / V.N. Mel'nick, V.V. Karachun // Int. Appl. Mech. – 2002. – 38, No. 1. – P. 74 - 80.*
5. *Karachun V.V. About the influence of acoustic influences to the equipment of space apparatus complex / V.V. Karachun // Proc. of Fourth Ukraine-Russia-China Symp. on Space Science and Technology. – Ukraine, 1996. – P. 720.*

6. Гузь А.Н. Методы расчета оболочек. Т.5. Теория нестационарной аэрогидроупругости оболочек / А.Н. Гузь, В.Д. Кубенко. – К.: Наук. думка, 1982. – 400 с.

7. Clarkson B.L. Design and operations of acoustical fatigue test facilities. Techniques and equipment for environmental testing / B.L. Clarkson // SEF Sympos. Manchester, 6-th Sept. 1965, London. – P. 153-162.

8. Карачун В.В. Волновые задачи поплавкового гироскопа / В.В. Карачун, Я.Ф. Каюк, В.Н. Мельник; Нац. техн. ун-т Украины «КПИ». – К.: ВІПОЛ, 2007. – С. 217-228.

9. Матохнюк Л.Е. Экспериментальное исследование напряжений в пластинах под воздействием акустических нагрузжений / Л.Е. Матохнюк, А.Ю. Капитален // Проблемы прочности. – 1972. – № 1. – С. 59-62.

Надійшла до редакції 28.09.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Карачун, Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна.

МОДУЛЯЦИЯ МОЩНОГО АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ РОТОРНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИРЕНОЙ

О.Я. Ковалец

Приводятся результаты построения механической расчетной модели роторной динамической сирены. Вычисляется функция модуляции, анализируются особенности и структура генерируемого акустического излучения. Очерчиваются пути создания желаемого усредненного распределения энергии звукового поля. Численный анализ спектра генерируемого сиреной излучения наглядно демонстрирует возможности роторных систем. Решается задача оптимизации спектра в плане создания «белого» шума, как структуры, которая наиболее полно отвечает натурным условиям. Определяется необходимое количество и особенности геометрического распределения радиальных окон на плоскости ротора сирены с помощью остаточного циклического квадратичного цепного кода.

Ключевые слова: роторная сирена, функция модуляции, спектр, окна ротора, окна статора, белый шум, оптимизация спектра, остаточный циклический квадратичный цепной код, число мест на роторе.

MODULATION OF POWERFUL ACOUSTIC RADIATION BY ROTOR DYNAMIC SIREN

O.Ya. Kovalets

Results over of construction of mechanical calculation model of rotor dynamic siren are brought. The function of modulation is calculated, features and structure of the generated acoustic radiation are analysed. The ways of creation of the desired approximated distributing of energy of the voice field are outlined. The numerical analysis of spectrum of the radiation generated a siren demonstrates possibilities of the rotor systems evidently. The task of optimization of spectrum decides in the plan of creation of «white» noise, as a structure which answers model terms most full. The necessary amount and features of the geometrical distributing of radial windows is determined on the plane of rotor of siren by a remaining cyclic quadratic chain kod.

Keywords: rotor siren, function of modulation, spectrum, windows of rotor, windows of stator, white noise, optimization of spectrum, remaining cyclic quadratic chain code, number of places on a rotor.

Ковалець Ольга Яківна – аспірант Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: O.Ya@i.ua.

УДК 621.396.96

А.В. ПОПОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ОПЕРАТОРНОЕ ОПИСАНИЕ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТОВ АКТИВНОГО ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Вместо традиционного для радиолокационной поляриметрии векторно-матричного описания сигналов и поляризационных характеристик радиолокационных объектов предложена единая обобщенная математическая модель сигналов и объектов дистанционного зондирования на основе математического аппарата комплексных чисел с двойной мнимой единицей. Получено аналитическое выражение оператора рассеяния, раздельно описывающего амплитудные, фазовые и поляризационные преобразования сигнала при его отражении объектом. Установлена взаимосвязь параметров предложенного оператора рассеяния с инвариантными поляризационными характеристиками объекта и показана его независимость от поляризации сигналов зондирования и приема. Представлены результаты аналитической и численной проверки адекватности полученных выражений, показана методика их применения.

Ключевые слова: дистанционное зондирование, поляризационная матрица рассеяния, инвариантные поляризационные характеристики, оператор рассеяния.

Введение

Системы активного дистанционного зондирования (ДЗ) с аэрокосмических носителей широко применяются сегодня при решении задач экологического мониторинга окружающей среды, картографирования, предупреждения чрезвычайных ситуаций [1,2,3] и т.д. Одним из направлений их совершенствования является использование поляризационно-многоканальных бортовых радиолокационных систем (РЛС), т.н. поляриметров [4], обеспечивающих как всепогодность наблюдений, так и значительное повышение их информативности. Об актуальности данного направления свидетельствует внедрение поляриметрических режимов работы практически во всех РЛС искусственных спутников Земли, запущенных развитыми странами в последние 5 лет. Так, например, изменяемая поляризация излучения и приема (HH, VH, HV, VV) применена в бортовых РЛС космических аппаратов:

- RADARSAT-2 Канадского космического агентства (запущен в декабре 2007 г.);
- TerraSAR-X немецкого аэрокосмического центра DLR (июнь 2007);
- COSMO-SkyMed 1-3 Итальянского Космического Агентства ASI (2007–2008, запуск COSMO-SkyMed 4 планируется в 2010 году).

Эффективность решения задач дистанционного зондирования во многом зависит от методов обработки материалов космических съемок и методов интерпретации поляриметрической информации, которые в свою очередь определяются подходом к

формированию базовых математических моделей.

Традиционным базовым описанием поляризационных характеристик объектов ДЗ является поляризационная матрица рассеяния (ПМР), представляющая собой матрицу комплексных коэффициентов отражения при облучении объекта двумя сигналами с ортогональной поляризацией и приеме отраженного сигнала двухкомпонентной антенной в том же поляризационном базисе [4]. Недостатком ПМР является зависимость ее элементов от поляризации антенн РЛС [4]. Вследствие изменения ориентации летательного аппарата в процессе полета наблюдаемые значения ПМР также изменяются. Используемые в настоящее время различные инвариантные преобразования ПМР [4] порождают громоздкие математические конструкции, усложняющие процессы обработки данных ДЗ и интерпретацию поляриметрической информации. В основополагающей работе [5] еще в 1966 г. признавалось целесообразным ввести некоторую инвариантную характеристику поляризационных свойств объекта ДЗ, названную оператором рассеяния, и были определены основные требования к нему.

Поиск инвариантной, компактной, наглядной и удобной в практических расчетах формы оператора рассеяния проводился рядом авторов, например, [6–8] в течение последних 40 лет. В монографии [4], содержащей анализ развития радиолокационной поляриметрии за последние 20 лет, отмечается, что для решения данной задачи применялись матричные, геометрические методы, методы теории множеств, но, тем не менее, задачу построения оператора рассеяния нельзя считать завершенной.

Постановка задачи исследований

Известно, что радиолокационный объект при отражении зондирующего сигнала изменяет его амплитуду, фазу, эллиптичность и ориентацию, поэтому при разработке оператора рассеяния следует исходить из способов описания поляризации электромагнитных волн (ЭМВ). Наиболее общим является описание поляризации ЭМВ с помощью математического аппарата двойной комплексной плоскости, применявшегося также для описания преобразования поляризации сигнала поляризационными модуляторами [9].

Целью данной работы является разработка операторного описания поляризационных характеристик объектов дистанционного зондирования, инвариантного по отношению к поляризационному базису РЛС, на основе математического аппарата двойной комплексной плоскости.

1. Представление поляризации сигналов на двойной комплексной плоскости

Как известно [4,5] общим решением уравнений Максвелла для плоских ЭМВ в свободном пространстве является в общем случае эллиптически поляризованная ЭМВ, вектор электрического поля которой (см. рис. 1) может быть записан в виде:

$$\vec{E}(t) = (\vec{n}_X \cdot E_X \cdot e^{j\psi_X} + \vec{n}_Y \cdot E_Y \cdot e^{j\psi_Y}) \cdot e^{j\omega t}, \quad (1)$$

где $\vec{n}_X$, $\vec{n}_Y$ – единичные орты осей x и y ;

E_X , E_Y – амплитуды;

ψ_X , ψ_Y – фазы проекций вектора $\vec{E}$ на оси x и y соответственно.

При $E^2 = E_X^2 + E_Y^2 = 1$ выражение (1) может быть записано в виде:

$$\vec{E}(t) = (\vec{n}_X \cdot \cos \phi + \vec{n}_Y \cdot \sin \phi \cdot e^{-j\Delta\psi}) \cdot e^{j\psi} \cdot e^{j\omega t}, \quad (2)$$

где $\Delta\psi = \psi_X - \psi_Y$ – разность фаз ортогонально поляризованных компонент;

$\psi = \psi_X$ – общая фаза волны;

$\cos \phi = E_X$, $\sin \phi = E_Y$.

При $\Delta\psi = \frac{\pi}{2}$ выражение (2) определяет эллиптически поляризованную волну, поляризационная диаграмма которой представляет собой эллипс с углом эллиптичности ϕ и углом ориентации $\theta = 0$.

Поставив в соответствие плоскости $\{x0y\}$ комплексную плоскость, мнимая ось i которой совпадает с осью y , а действительная ось – с осью x , как показано на рис. 1, из (2) получим [9]

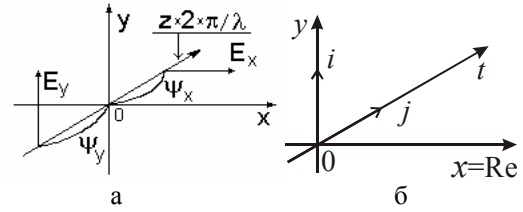


Рис. 1. Компоненты электромагнитной волны (а) и двойная комплексная плоскость (б)

$$\ddot{E}(t) = \left(\cos \phi + i \sin \phi \cdot e^{-j\frac{\pi}{2}} \right) \cdot e^{j\psi} \cdot e^{j\omega t},$$

или, временно опустив множитель $e^{j\omega t}$,

$$\ddot{E} = (\cos \phi - i \sin \phi) \cdot e^{j\psi}. \quad (3)$$

Выражение (3) есть форма записи эллиптически поляризованного поля на двойной комплексной плоскости: временной $(1, j)$ и пространственной $(1, i)$.

Представив произведение ij как совмещенную мнимую единицу, из (3) получим:

$$\ddot{E} = e^{-ij\phi} e^{j\psi}.$$

Всякий поворот линейного вектора $\vec{E}$, лежащего в плоскости $\{x0y\}$, на угол θ в положительном направлении (по часовой стрелке, если смотреть вслед волне), соответствует умножению изображения $\ddot{E}$ вектора $\vec{E}$ на комплексной плоскости $(1, i)$

на экспоненциальный множитель $e^{i\theta}$ [9]. Поэтому запись на двойной комплексной плоскости эллипса с углом эллиптичности ϕ , повернутого на угол θ относительно орта $\vec{n}_X$, примет вид:

$$\ddot{E} = e^{-ij\phi} e^{i\theta} e^{j\psi}. \quad (4)$$

Поскольку выражение (4) определяет все параметры поляризационной диаграммы, то комплексное число (4) считают [9] формой записи поляризации электромагнитной волны. Это же число, умноженное на $e^{j\omega t}$, представляет вектор $\vec{E}(t)$, вращающийся с частотой ω в плоскости $\{x0y\}$. Введение множителя e^{jkz} описывает эллиптически поляризованную электромагнитную волну, распространяющуюся вдоль оси z :

$$\ddot{E}(t) = e^{-ij\phi} e^{i\theta} e^{j(\omega t + \psi - kz)}. \quad (5)$$

Любая эллиптически поляризованная волна может быть представлена в виде суммы двух линейных векторов.

Если в выражении (4) раскрыть показательные формы по тригонометрическим функциям, то получится хорошо известное [5] разложение электромагнитной волны по координатным осям x и y :

$$e^{-ij\phi} e^{i\theta} = (\cos \phi \cos \theta + j \sin \phi \sin \theta) + i(\cos \phi \sin \theta - j \sin \phi \cos \theta). \quad (6)$$

Таким образом, проекции эллиптически поляризованной волны на координатные оси определяются как действительная и мнимая по i части комплексного числа:

$$\dot{E}_X = \operatorname{Re}_i(\ddot{E}), \quad \dot{E}_Y = \operatorname{Im}_i(\ddot{E}),$$

где $\operatorname{Re}_i(\bullet)$ и $\operatorname{Im}_i(\bullet)$ – выделение реальной и мнимой части в комплексной плоскости $(1, i)$.

Эллиптически поляризованная волна может быть представлена в произвольном ортогональном базисе, если выражение (4) представить в виде

$$\ddot{E} = e^{-ij\phi} e^{i\theta} e^{j\psi} = e^{-ij(\phi_1 + \phi_2)} e^{i\theta} e^{j\psi} = e^{-ij\phi_1} e^{-ij\phi_2} e^{i\theta} e^{j\psi}, \quad (7)$$

где $\phi_1 + \phi_2 = \phi$.

Показательную форму $e^{-ij\phi_1}$ можно разложить по формуле Эйлера

$$e^{-ij\phi_1} = \cos \phi_1 - (ij) \sin \phi_1.$$

Раскрывая совмещенную мнимую единицу согласно правилам операций с комплексными числами $(ij) \cdot (ij) = -1$ [9], получим выражение для эллиптически поляризованной волны с параметрами поляризации $\phi = \phi_1 + \phi_2$ и θ :

$$\ddot{E} = \left(\cos \phi_1 \cdot e^{-ij\phi_2} - ij \sin \phi_1 e^{ij\phi_2} \right) \cdot e^{i\theta} \cdot e^{j\psi}, \quad (8)$$

или после раскрытия совмещенной мнимой единицы

$$\ddot{E} = \left(\cos \phi_1 \cdot e^{-ij\phi_2} \cdot e^{i\theta} - j \sin \phi_1 e^{ij\phi_2} e^{i(\theta + \pi/2)} \right) \cdot e^{j\psi}. \quad (9)$$

Выражение (9) представляет собой разложение эллиптически поляризованной волны (4) по ортогональным эллиптическим ортам

$$\check{\zeta}_1 = e^{-ij\phi_2} \cdot e^{i\theta} = \check{\zeta}(\phi_2, \theta),$$

$$\check{\zeta}_2 = e^{ij\phi_2} \cdot e^{i(\theta + \pi/2)} = \check{\zeta}(-\phi_2, \theta + \pi/2).$$

Орты $\check{\zeta}_1$ и $\check{\zeta}_2$ ортогональны, т.к. они имеют одинаковую эллиптичность, противоположное направление вращения, их главные полуоси развернуты на $\pi/2$ относительно друг друга, синфазны и имеют нулевую начальную фазу, следовательно, они образуют синфазный поляризационный базис. В дальнейшем поляризационный базис будем обозначать только первым ортом $\check{\zeta}(\phi, \theta) = \check{\zeta}_1(\phi, \theta)$, подразумевая при этом, что второй орт синфазного ортогонального базиса определяется как $\check{\zeta}_2(-\phi, \theta + \pi/2)$.

Таким образом, описание поляризации сигнала в виде комплексного числа с двойной мнимой единицей позволяет представить сигнал в компактной и наглядной форме в любом поляризационном базисе.

2. Представление преобразования поляризации сигналов на двойной комплексной плоскости

Для описания преобразования поляризации сигнала в результате прохождения его через некоторую среду используется операторное произведение чисел с двойной мнимой единицей, определенное в [9] как

$$\begin{aligned} \ddot{E}_1 \times \ddot{E}_2 &= \left[e^{ij\phi_1} \cdot e^{i\theta_1} \right] \times \left[e^{ij\phi_2} \cdot e^{i\theta_2} \right] = \\ &= \left[e^{ij\phi_1} \cdot e^{i(\theta_1 + \theta_2)} \right] \times e^{ij\phi_2} = \\ &= \cos(\theta_1 + \theta_2) \cdot e^{ij(\phi_1 + \phi_2)} + \\ &+ i \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2) \cdot e^{ij(\phi_1 - \phi_2)}. \end{aligned} \quad (10)$$

Если считать, что комплексное число $\ddot{E}_1$ описывает ЭМВ с поляризационными параметрами ϕ_1 , θ_1 , а комплексное число $\ddot{E}_2$ – изменение параметров поляризации ЭМВ на ϕ_2 , θ_2 в результате ее прохождения через среду распространения, устройство управления поляризацией или ее отражения от объекта ДЗ, то с помощью (10) может быть описано изменение поляризационного состояния ЭМВ $\ddot{E}_1$.

Анализ выражения (10) показывает, что изменение ориентации θ и эллиптичности ϕ ЭМВ могут быть описаны раздельно. Поворот плоскости поляризации ЭМВ характеризуется оператором

$$\ddot{\Theta}(\theta) = e^{i\theta}, \quad (11)$$

что непосредственно следует из (10) при подстановке $\phi_2 = 0$, т.е. изменение ориентации ЭМВ не приводит к изменению ее эллиптичности.

Изменение эллиптичности ЭМВ ($\theta_2 = 0$ в (10)) зависит от исходной ориентации ЭМВ. Анализ (10) показывает, что если ЭМВ имеет ориентацию $\theta_1 = \pi/4$, то ее компоненты получают одинаковые, но противоположные по знаку фазовые сдвиги $\pm\phi_2$, т.к. волна $\ddot{E}_1$ может быть представлена, согласно формуле Эйлера, в виде:

$$e^{-ij\phi} \cdot e^{i\theta} = \frac{1}{\sqrt{2}} \left(e^{j\phi} \cdot e^{-i\pi/4} + e^{-j\phi} \cdot e^{i\pi/4} \right) \cdot e^{i\theta}.$$

Таким образом, в случае $\theta_1 = \pi/4$ оператор трансформации эллиптичности сигнала имеет вид:

$$\ddot{\Phi}(\phi) = e^{-ij\phi}. \quad (12)$$

Выражение (12) справедливо для любых углов ориентации исходного сигнала, если его записать в системе координат, ось $\overline{Ox}$ которой повернута на угол θ_R таким образом, чтобы ортогональные ком-

поненты сигнала получали одинаковый (по модулю) фазовый сдвиг. Тогда преобразование эллиптичности сигнала $\ddot{E}$ будет иметь вид:

$$\ddot{E} \times \ddot{\Phi}(\phi, \theta_R) = \left\{ \left[\ddot{E} \cdot \ddot{\Theta}(-\theta_R) \right] \times \ddot{\Phi}(\phi) \right\} \cdot \ddot{\Theta}(\theta_R), \quad (13)$$

где $\theta_R = \theta_1 + \pi/4$.

Таким образом, операции с комплексными числами с двойной мнимой единицей позволяют в компактной и наглядной форме описать преобразования ЭМВ при ее отражении от объекта дистанционного зондирования.

3. Инвариантные поляризационные характеристики объектов ДЗ

Как известно [4 – 6], отраженный от радиолокационного объекта сигнал $\ddot{E}_{Sc}$ вида (1) связан с зондирующим сигналом $\ddot{E}_{In}$ комплексной поляризационной матрицей рассеяния (ПМР) $\dot{S}$ размером 2×2

$$\ddot{E}_{Sc} = \dot{S} \cdot \ddot{E}_{In}. \quad (14)$$

ПМР $\dot{S}$ описывает отражающие свойства объекта на ортогональных поляризациях a, b ,

$$\dot{S} = \begin{bmatrix} \dot{S}_{aa} & \dot{S}_{ab} \\ \dot{S}_{ba} & \dot{S}_{bb} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

причем в случае моностатической радиолокации $\dot{S}_{ab} = \dot{S}_{ba}$ [4,5]. В матрице (15) содержится вся информация об отражающих свойствах объекта при заданной частоте зондирования и фиксированном ракурсе наблюдения, однако значения ее элементов зависят от выбора ортогональных поляризаций a, b . В бортовых средствах дистанционного зондирования обычно используются вертикальная (V) и горизонтальная (H) поляризации.

Поляризационными инвариантами объекта ДЗ являются собственные числа $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$ и собственные вектора $\ddot{\zeta}_E$ матрицы (15) [4,5], которые определяются характеристическим уравнением

$$\dot{S} \cdot \ddot{\zeta}_E = \lambda \cdot \ddot{\zeta}_E$$

и имеют вид [4,5]:

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \cdot e^{j\psi_1} & 0 \\ 0 & \lambda_2 \cdot e^{j\psi_2} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$\ddot{\zeta}_E = \begin{bmatrix} \cos \theta_E & -\sin \theta_E \\ \sin \theta_E & \cos \theta_E \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \phi_E \\ j \cdot \sin \phi_E \end{bmatrix}, \quad (17)$$

где ϕ_E и θ_E – поляризационные параметры так называемой [4,5] собственной поляризации объекта. Физически собственные поляризации (17), соответствующие собственным числам (16) матрицы (15), характеризуются отсутствием в отраженном сигнале

компонент, поляризованных ортогонально облучающей волне. При этом собственные числа $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$

ПМР $\dot{S}$ являются комплексными коэффициентами отражения объекта при зондировании его сигналами собственных поляризаций.

Собственные вектора (13) $\ddot{\zeta}_E$, соответствующие собственным числам ПМР $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$, являются ортогональными по определению и образуют собственный синфазный ортогонально эллиптический поляризационный базис объекта $\ddot{\zeta}_E = \ddot{\zeta}(\phi_E, \theta_E)$.

4. Синтез оператора преобразования поляризации сигнала объектом ДЗ

При зондировании объекта вида (15) сигналом $\ddot{E}_R$, ортогональные компоненты которого синфазны и равны по амплитуде в собственном базисе объекта $\ddot{\zeta}_E$, параметры отраженного сигнала $\ddot{E}_T$ будут непосредственно определяться параметрами объекта в его собственном базисе:

$$\begin{bmatrix} \dot{E}_{T1} \\ \dot{E}_{T2} \end{bmatrix}_{\ddot{\zeta}_E} = \begin{bmatrix} \dot{\lambda}_1 & 0 \\ 0 & \dot{\lambda}_2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{E}_{R1} \\ \dot{E}_{R2} \end{bmatrix}$$

или

$$\dot{E}_{T1} = \dot{\lambda}_1 \cdot \dot{E}_{R1}, \quad \dot{E}_{T2} = \dot{\lambda}_2 \cdot \dot{E}_{R2}. \quad (18)$$

Если потребовать $\sqrt{\dot{E}_{R1}^2 + \dot{E}_{R2}^2} = 1$, то вектор $\ddot{E}_R$ будет определять поляризационный базис $\ddot{\zeta}_R$, который можно назвать **равновесным**. Орты равновесного поляризационного базиса $\ddot{\zeta}_R$ связаны с собственным базисом объекта $\ddot{\zeta}_E$ как

$$\ddot{\zeta}_R = \ddot{\zeta}_E \cdot e^{i\frac{\pi}{4}},$$

а компоненты равновесного сигнала в собственном базисе объекта будут иметь вид

$$\begin{bmatrix} \dot{E}_{R1} \\ \dot{E}_{R2} \end{bmatrix}_{\ddot{\zeta}_E} = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (19)$$

Поляризация отраженного объектом сигнала (18) может быть представлена в виде

$$\frac{E_{T1}}{\sqrt{E_{T1}^2 + E_{T2}^2}} \cdot e^{j\psi_1} + i \cdot \frac{E_{T2}}{\sqrt{E_{T1}^2 + E_{T2}^2}} \cdot e^{j\psi_2} = e^{-ij\phi_T} \cdot e^{i\theta_T} \cdot e^{j\psi_T},$$

откуда с учетом (19)

$$e^{-ij\phi_T} \cdot e^{i\theta_T} \cdot e^{j\psi_T} = \frac{1}{\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}} \left[\cos \gamma \cdot e^{j\psi_1} + i \cdot \sin \gamma \cdot e^{j\psi_2} \right], \quad (20)$$

где

$$\cos \gamma = \frac{\lambda_1}{\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}}, \quad \sin \gamma = \frac{\lambda_2}{\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}},$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1}\right).$$

Таким образом, сигнал $\ddot{E}_R$ равновесной поляризации $\ddot{\zeta}_R$ при отражении от объекта получает изменения эллиптичности ϕ_T , ориентации θ_T , общей фазы волны ψ_T и амплитуды $\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}$.

Для нахождения параметров поляризации отраженного сигнала ϕ_T , θ_T , ψ_T необходимо решить уравнение (20), для чего введем суммарную ψ_Σ и разностную $\Delta\psi$ фазы сигнала

$$\psi_\Sigma = \psi_1 + \psi_2, \quad \Delta\psi = \psi_1 - \psi_2$$

и преобразуем (20) к виду

$$e^{-ij\phi_T} \cdot e^{i\theta_T} \cdot e^{j\psi_T} = \frac{1}{\sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}} \times$$

$$\times \left[\cos \gamma \cdot e^{j\frac{\Delta\psi}{2}} + i \cdot \sin \gamma \cdot e^{-j\frac{\Delta\psi}{2}} \right] \cdot e^{-j\frac{\psi_\Sigma}{2}}.$$

Заменив в правой части тригонометрические функции показательными и наоборот, получим

$$\cos \frac{\Delta\psi}{2} \cdot e^{i\gamma} + j \sin \frac{\Delta\psi}{2} \cdot e^{-i\gamma} =$$

$$= e^{-ij\phi_T} \cdot e^{i\theta_T} \cdot e^{j\left(\psi_T + \frac{\psi_\Sigma}{2}\right)} \quad (21).$$

Умножив правую и левую части уравнения (21) на $e^{ij\phi_T} \cdot e^{-i\theta_T}$, что согласно (9) означает разложение (21) в базисе $\ddot{\zeta}_T = \ddot{\zeta}(\phi_T, \theta_T)$, получим уравнение

$$e^{j\left(\psi_T + \frac{\psi_\Sigma}{2}\right)} =$$

$$= \left[\cos \frac{\Delta\psi}{2} \cdot \cos(\gamma - \theta_T) + j \sin \frac{\Delta\psi}{2} \cdot \cos(\gamma + \theta_T) \right] \cdot e^{ij\phi_T} +$$

$$+ i \left[\cos \frac{\Delta\psi}{2} \cdot \sin(\gamma - \theta_T) - j \sin \frac{\Delta\psi}{2} \cdot \sin(\gamma + \theta_T) \right] \cdot e^{-ij\phi_T},$$

методика решения которого известна [9] и состоит в раскрытии всех комплексных экспонент и приравнивании коэффициентов при одинаковых мнимых единицах слева и справа, что дает известные соотношения [9]:

$$\sin(2\phi_T) = \sin(2\gamma) \cdot \sin(\Delta\psi), \quad (22)$$

$$\tan(\theta_T) = \frac{\sin(2\gamma) \cdot \cos(\Delta\psi)}{\cos(2\gamma) + \cos(2\phi_T)}, \quad (23)$$

где $\gamma = \arctg\left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1}\right)$, $\Delta\psi = \psi_1 - \psi_2$.

Фазовый сдвиг, вносимый объектом в зондирующий сигнал, определяется из соотношений [9]

$$\cos\left(\psi_T - \frac{\psi_\Sigma}{2}\right) = \cos \phi_T \cdot \cos \frac{\Delta\psi_T}{2} \cdot \cos(\theta_T - \gamma) +$$

$$+ \sin \phi_T \cdot \sin \frac{\Delta\psi_T}{2} \cdot \sin(\theta_T + \gamma), \quad (24)$$

$$\sin\left(\psi_T - \frac{\psi_\Sigma}{2}\right) = \cos \phi_T \cdot \sin \frac{\Delta\psi_T}{2} \cdot \cos(\theta_T + \gamma) -$$

$$- \sin \phi_T \cdot \cos \frac{\Delta\psi_T}{2} \cdot \sin(\theta_T - \gamma).$$

Выражения (22) – (24) зависят только от поляризационных характеристик объекта в его собственном базисе – модулей и фаз собственных чисел ПМР объекта, и дают однозначные решения в пределах

$$\phi_T \in \left[-\frac{\pi}{4} \dots \frac{\pi}{4}\right], \quad \theta_T \in \left[-\frac{\pi}{2} \dots \frac{\pi}{2}\right],$$

$\psi_T \in \left[-\frac{\pi}{2} \dots \frac{\pi}{2}\right]$. Таким образом, сигнал $\ddot{E}_T$, отраженный объектом, в собственном базисе объекта $\ddot{\zeta}_E = \ddot{\zeta}(\phi_E, \theta_E)$ при зондировании его сигналом с поляризацией (19), соответствующей орту равновесного базиса $\ddot{\zeta}_R$, может быть представлен в терминах двойной комплексной плоскости как

$$\ddot{E}_T = k \cdot e^{-ij\phi_T} \cdot e^{i\theta_T} \cdot e^{j\psi_T}, \quad (25)$$

где $k = \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}$ – амплитуда отраженного сигнала,

ψ_T – фазовый сдвиг, вносимый объектом в зондирующий сигнал,

$e^{i\theta_T}$ – оператор преобразования ориентации,

$e^{-ij\phi_T}$ – оператор преобразования эллиптичности исходного сигнала.

Трансформацию поляризации сигнала в (25) описывают 2 сомножителя: $e^{i\theta_T}$ и $e^{-ij\phi_T}$.

Первый сомножитель $e^{i\theta_T}$ инвариантен к эллиптичности исходного сигнала, поскольку ЭМВ произвольной поляризации может быть представлена суммой двух пространственно-ортогональных линейно поляризованных волн (6), ориентация каждой из которых изменится на угол θ_T согласно (10).

Второй сомножитель $e^{-ij\phi_T}$ описывает изменение эллиптичности ЭМВ с произвольной эллиптичностью, однако не инвариантен к ориентации вектора поляризации исходной ЭМВ, поскольку в показателе имеется мнимая единица i , «отвечающая» за пространственные преобразования. Поэтому, если ориентация зондирующей волны $\ddot{E}_{In}$ отличается от ориентации вектора $\ddot{\zeta}_R$, то для использования оператора $e^{-ij\phi_T}$ необходимо записать $\ddot{E}_{In}$ в системе координат, в которой большая ось эллипса поляризации совпадает с осью $\ddot{\zeta}_R$, умножить компоненты

волны на $e^{-ij\phi_T}$ и привести затем полученный результат к исходной системе координат.

Если поляризация зондирующей волны $\ddot{E}_{In}$ в собственном базисе объекта $\ddot{\zeta}_E$ имеет вид

$$\ddot{E}_{In} = e^{-ij\phi_{In}} \cdot e^{i\theta_{In}},$$

то результат ее преобразования оператором $e^{-ij\phi_T}$ получается как

$$\begin{aligned} \ddot{E}_{Sc} &= \left\{ \ddot{E}_{In} \cdot e^{-i\theta_R} \times e^{-ij\phi_T} \right\} \cdot e^{i\theta_R} = \\ &= \ddot{E}_{In} \times \ddot{\Phi}(\phi_T, \theta_R), \end{aligned} \quad (26)$$

где θ_R – ориентация равновесного базиса объекта,

$\times$ – знак операторного умножения чисел двойной комплексной плоскости согласно (10).

В результате операторного перемножения в (26) получим

$$\begin{aligned} &\left[e^{-ij\phi_S} \cdot e^{i(\theta_S - \theta_R)} \times e^{-ij\phi_T} \right] \cdot e^{i\theta_R} = \\ &\left[\cos(\theta_S - \theta_R) \cdot e^{-ij(\phi_S + \phi_T)} + \right. \\ &\left. + i \cdot \sin(\theta_S - \theta_R) \cdot e^{-ij(\phi_S - \phi_T)} \right] \cdot e^{i\theta_R}. \end{aligned} \quad (27)$$

С учетом (13) θ_R в (27) может быть заменено на

$$\theta_R = \theta_E + \pi/4,$$

где θ_E – угол ориентации собственного базиса радиолокационного объекта $\ddot{\zeta}_E = \zeta(\phi_E, \theta_E)$.

Объединив результаты (25) – (27) получаем, что преобразованная оператором $\ddot{\Phi}(\phi_T, \theta_E + \pi/4)$ ЭМВ $\ddot{E}_{In}$ согласно (25) при отражении от объекта получает амплитуду k , изменяет свою ориентацию на угол θ_T и получает дополнительный фазовый сдвиг ψ_T :

$$\begin{aligned} \ddot{E}_T &= k \cdot \left\{ \ddot{E}_{In} \cdot e^{-i(\theta_E + \pi/4)} \times \right. \\ &\left. \times e^{-ij\phi_T} \right\} \cdot e^{i(\theta_E + \pi/4)} \cdot e^{i\theta_T} \cdot e^{j\psi_T}. \end{aligned}$$

Таким образом, получено аналитическое выражение оператора объекта ДЗ в терминах двойной комплексной плоскости, описывающее амплитудные, фазовые и поляризационные преобразования сигнала при его отражении от объекта в виде:

$$\ddot{S}(\vec{\lambda}, \ddot{\zeta}_E) = k \cdot e^{j\psi_T} \cdot \ddot{\Phi}(\phi_T, \theta_E) \cdot \ddot{\Theta}(\theta_T), \quad (28)$$

где $\ddot{\Phi}(\phi, \theta) = \left\{ \ddot{\Theta}[-(\theta + \pi/4)] \times e^{-ij\phi} \right\} \cdot \ddot{\Theta}(\theta + \pi/4) -$

– оператор изменения эллиптичности ϕ сигнала, ориентированного под углом θ в плоскости (xOy) (см. рис. 1);

$\ddot{\Theta}(\theta) = e^{i\theta}$ – оператор поворота системы координат на угол θ в плоскости (xOy) ;

ϕ_T, θ_T, ψ_T – параметры эллиптичности, ориентации и фазы объекта, определяемые согласно (22) – (24) по собственным числам (16) ПМР объекта

$$\vec{\lambda} = [\lambda_1, \lambda_2];$$

$k = \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2}$ – «размер» радиолокационного объекта;

θ_E – угол ориентации собственной поляризации объекта $\ddot{\zeta}_E = \zeta(\phi_E, \theta_E)$.

Следует отметить интересную особенность полученного оператора, заключающуюся в том, что выражение (28) инвариантно относительно эллиптичности исходного сигнала ϕ_{In} и эллиптичности собственной поляризации объекта ϕ_E . Это объясняется тем, что эллиптичность ЭМВ является ее инвариантным параметром, сохраняющимся в любом поляризационном базисе [5].

Для определения компонент волны, отраженной объектом ДЗ в базисе антенны, например, традиционном $\{H, V\}$, необходимо записать зондирующий сигнал $\ddot{E}_{In}$ в виде (4), представить $\ddot{E}_{In}$ в базисе объекта $\ddot{\zeta}_E$ согласно (9), выполнить его операторное умножение на (28) и результат, полученный в собственном базисе объекта $\ddot{\zeta}_E$, представить согласно (9) в исходном поляризационном базисе:

$$\ddot{E}_{Sc}|_{HV} = \left[\ddot{S}(\vec{\lambda}, \ddot{\zeta}_E) \times \ddot{E}_{In} \right]_{\ddot{\zeta}_E} \cdot e^{-ij\phi_E} \cdot e^{\theta_E}. \quad (29)$$

Аналогично могут быть получены компоненты отраженной волны в произвольном базисе путем подстановки в (29) требуемых поляризационных параметров вместо ϕ_E, θ_E .

5. Проверка адекватности и анализ полученных результатов

Рассмотрим простейший пример, иллюстрирующий «работу» полученного оператора рассеяния объекта. Допустим, объектом дистанционного зондирования в поляризационном базисе $\{H, V\}$ является одиночный диполь единичной длины, ориентированный в плоскости (H, V) под углом θ относительно оси $\overline{OH}$. ПМР такого объекта хорошо известна [5]:

$$\dot{S}|_{HV} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin \theta \cdot \cos \theta \\ \sin \theta \cdot \cos \theta & \sin^2 \theta \end{bmatrix}. \quad (30)$$

Найдем параметры оператора рассеяния $\ddot{S}$ для данного объекта:

- собственные числа ПМР $\dot{\lambda}_1 = 1$, $\dot{\lambda}_2 = 0$;
- собственный вектор для $\dot{\lambda}_1$ имеет вид $\ddot{\zeta}_E^T = [\cos \theta \quad \sin \theta] \Rightarrow \ddot{\zeta}_E = e^{i\theta}$;
- угол $\gamma = \arctg(\dot{\lambda}_2/\dot{\lambda}_1) = 0$;
- разность фаз $\Delta\psi = \arg(\dot{\lambda}_2/\dot{\lambda}_1) = 0$;
- эллиптичность $\phi_T = 0$ согласно (22);
- ориентация $\theta_T = 0$ согласно (23);
- фаза $\psi_T = 0$ согласно (24).

Подстановка указанных параметров в (28) дает численное значение оператора объекта:

$$\ddot{S} = 1 + i \cdot 0. \quad (31)$$

Для измерения ПМР объекта в базисе $\{H, V\}$ необходимо выполнить его зондирование сигналом горизонтальной поляризации $\ddot{H}_{In}$, при этом с помощью двухканального приема в базисе $\{H, V\}$ опережаются элементы ПМР $\dot{S}_{HH}$ и $\dot{S}_{HV}$. Зондирование сигналом вертикальной поляризации $\ddot{V}_{In}$ дает значения элементов ПМР $\dot{S}_{VH}$ и $\dot{S}_{VV}$.

Изображение на двойной комплексной плоскости сигнала $\ddot{H}_{In}^T = [1 \ 0]$ в базисе $\{H, V\}$ имеет вид $\ddot{H}_{In}|_{HV} = 1 + i \cdot 0 = 1 \cdot e^{i0}$. Для применения (29) $\ddot{H}_{In}|_{HV}$ необходимо представить в собственном базисе объекта $\ddot{\zeta}_E = e^{i\theta}$, т.е. повернуть его в плоскости (H, V) на угол $-\theta$:

$$\ddot{H}_{In}|\ddot{\zeta}_E = \ddot{H}_{In}|_{HV} \cdot \ddot{\Theta}(-\theta) = 1 \cdot e^{-i\theta} = \cos(\theta) - i \cdot \sin(\theta).$$

Для нахождения отраженного объектом сигнала $\ddot{E}_T$ выполним согласно (29) **операторное** умножение (31) на $\ddot{H}_{In}|\ddot{\zeta}_E$:

$$\begin{aligned} \ddot{E}_T|\ddot{\zeta}_E &= \ddot{S} \times \ddot{H}_{In}|\ddot{\zeta}_E = \\ &= [1 + i \cdot 0] \times [\cos(\theta) - i \cdot \sin(\theta)] = \cos(\theta). \end{aligned}$$

Согласно (29) для нахождения принятого поляриметром сигнала $\ddot{E}_{Sc}|_{HV}$ разложим отраженный объектом сигнал $\ddot{E}_T|\ddot{\zeta}_E$ в измерительном базисе $\{H, V\}$ приемной антенны:

$$\begin{aligned} \ddot{E}_{Sc}|_{HV} &= \ddot{E}_T|\ddot{\zeta}_E \cdot e^{i\theta} = \cos(\theta) \cdot [\cos(\theta) + i \cdot \sin(\theta)] = \\ &= \cos^2(\theta) + i \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\theta), \end{aligned}$$

что соответствует традиционной векторной форме представления сигнала:

$$\ddot{E}_{Sc}^T|_{HV} = [\cos^2(\theta) \quad \cos(\theta) \cdot \sin(\theta)],$$

откуда следует, что

$$\dot{S}_{HH} = \cos^2(\theta),$$

$$\dot{S}_{HV} = \cos(\theta) \cdot \sin(\theta).$$

При зондировании объекта сигналом вертикальной поляризации $\ddot{V}_{In}^T = [0 \ 1]$

$$\ddot{V}_{In}|_{HV} = 0 + i \cdot 1 = 1 \cdot e^{i\pi/2},$$

$$\ddot{V}_{In}|\ddot{\zeta}_E = i \cdot (\cos(\theta) - i \cdot \sin(\theta)) = \sin(\theta) + i \cdot \cos(\theta).$$

Операторное умножение в (29) дает

$$\begin{aligned} \ddot{E}_T|\ddot{\zeta}_E &= \ddot{S} \times \ddot{V}_{In}|\ddot{\zeta}_E = \\ &= [1 + i \cdot 0] \times [\sin(\theta) + i \cdot \cos(\theta)] = \sin(\theta), \end{aligned}$$

а приведение к базису $\{H, V\}$

$$\ddot{E}_{Sc}|_{HV} = \sin^2(\theta) + i \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\theta)$$

позволяет получить вторую строку ПМР объекта:

$$\dot{S}_{VH} = \cos(\theta) \cdot \sin(\theta), \quad \dot{S}_{VV} = \sin^2(\theta),$$

что подтверждает адекватность операторного метода описания поляризационных характеристик объектов ДЗ традиционному матричному.

Рассмотрим более сложный объект ДЗ, представляющий собой два ортогональных дипольных отражателя единичной длины, разнесенных в пространстве на расстояние $z = \Psi \lambda / 4\pi$, где λ – длина волны РЛС, и повернутых в плоскости (HV) на угол $\theta = \pi/4$. Как известно [4], такой объект порождает эллиптически поляризованную отраженную волну с углом эллиптичности $\phi = \psi/2$ без изменения ее ориентации относительно ориентации зондирующего сигнала.

Элементы ПМР в базисе $\{H, V\}$ имеют вид [5]

$$\begin{aligned} \dot{S}_{HH} &= h_1 \cdot \cos^2 \theta_1 \cdot e^{j\psi_1} + h_2 \cdot \cos^2 \theta_2 \cdot e^{j\psi_2}, \\ \dot{S}_{HV} &= \dot{S}_{VH} = \frac{1}{2} h_1 \cdot \sin 2\theta_1 \cdot e^{j\psi_1} + \\ &\quad + \frac{1}{2} h_2 \cdot \sin 2\theta_2 \cdot e^{j\psi_2} \end{aligned} \quad (31)$$

$$\dot{S}_{VV} = h_1 \cdot \sin^2 \theta_1 \cdot e^{j\psi_1} + h_2 \cdot \sin^2 \theta_2 \cdot e^{j\psi_2},$$

где h_i θ_i , ψ_i – электрическая длина, угол ориентации и фазовый сдвиг i -го диполя, $i = 1, 2$.

Для рассматриваемого случая параметры модели (31) объекта равны $h_1 = h_2 = 1$, $\theta_1 = \pi/4$, $\theta_2 = 3\pi/4$, $\psi_1 = 0$, $\psi_2 = \psi$, подстановка которых в (31) дает

$$\dot{S} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1 + e^{j\psi} & 1 - e^{j\psi} \\ 1 - e^{j\psi} & 1 + e^{j\psi} \end{bmatrix}. \quad (32)$$

Определим параметры оператора рассеяния $\dot{S}$ объекта, имеющего ПМР вида (32):

- собственные числа ПМР $\dot{\lambda}_1 = 1$, $\dot{\lambda}_2 = 1$;
- размер объекта $k = \sqrt{2}$;
- собственный вектор для $\dot{\lambda}_1$ $\ddot{\zeta}_E = e^{i\pi/4}$;
- угол ориентации собственного базиса $\theta_E = \pi/4$;
- угол $\gamma = \arctg(\dot{\lambda}_2/\dot{\lambda}_1) = \pi/4$;
- разность фаз $\Delta\psi = \arg(\dot{\lambda}_2/\dot{\lambda}_1) = \psi$;
- эллиптичность $\phi_T = -\psi/2$ согласно (22);
- ориентация $\theta_T = \pi/4$ согласно (23);
- фаза $\psi_T = \psi/2$ согласно (24).

Подстановка указанных параметров в (28) дает выражение для оператора объекта:

$$\dot{S} = \sqrt{2} \cdot e^{j\psi/2} \cdot \ddot{\Phi}\left(-\frac{\psi}{2}, \frac{\pi}{4}\right) \cdot \ddot{\Theta}\left(\frac{\pi}{4}\right). \quad (33)$$

При зондировании объекта в ортогонально линейном базисе $\{H, V\}$ сигналы горизонтальной и вертикальной поляризации в собственном базисе объекта имеют вид

$$\ddot{H}_{In} = e^{i0} |_{HV} = e^{-i\pi/4} |_{\ddot{\zeta}_E}, \quad \ddot{V}_{In} = e^{i\pi/2} |_{HV} = e^{i\pi/4} |_{\ddot{\zeta}_E}.$$

Их подстановка в (29) дает выражения для отраженных сигналов в базисе $\{H, V\}$:

$\ddot{H}_{Sc} = e^{-ij\psi/2} \cdot e^{j\psi/2} \cdot e^{i0}$, $\ddot{V}_{Sc} = e^{-ij\psi/2} \cdot e^{j\psi/2} \cdot e^{i\pi/2}$, которые представляют собой эллиптически поляризованные сигналы с эллиптичностью $\psi/2$, фазовым сдвигом $\psi/2$ и неизменной относительно зондирующих сигналов ориентацией. Раскрывая комплексную экспоненту $e^{-ij\psi/2}$ по тригонометрическим функциям, получим

$$e^{-ij\psi/2} = \cos\frac{\psi}{2} - i\left(j\sin\frac{\psi}{2}\right),$$

откуда следует

$$\dot{S}_{HH} = \text{Re}_i(\ddot{H}_{Sc}) = \cos(\psi/2) \cdot e^{j\psi/2},$$

$$\dot{S}_{HV} = \text{Im}_i(\ddot{H}_{Sc}) = -j\sin(\psi/2) \cdot e^{j\psi/2},$$

а с учетом того, что $e^{i\pi/2} = i$,

$$\dot{S}_{VV} = \text{Im}_i(\ddot{V}_{Sc}) = \cos(\psi/2) \cdot e^{j\psi/2},$$

$$\dot{S}_{VH} = \text{Re}_i(\ddot{V}_{Sc}) = -j\sin(\psi/2) \cdot e^{j\psi/2}.$$

Если теперь в ПМР (32) вынести общий множитель $e^{j\psi/2}$, то

$$\dot{S} = \frac{1}{2} e^{j\psi/2} \begin{bmatrix} e^{-j\psi/2} + e^{j\psi/2} & e^{-j\psi/2} - e^{j\psi/2} \\ e^{-j\psi/2} + e^{j\psi/2} & e^{-j\psi/2} - e^{j\psi/2} \end{bmatrix}.$$

Раскладывая комплексные экспоненты по тригонометрическим функциям

$$e^{-j\psi/2} + e^{j\psi/2} = 2\cos\frac{\psi}{2}, \quad e^{-j\psi/2} - e^{j\psi/2} = -2j\sin\frac{\psi}{2},$$

получаем ПМР (32) в виде

$$\dot{S} = e^{j\psi/2} \begin{bmatrix} \cos(\psi/2) & -j\sin(\psi/2) \\ -j\sin(\psi/2) & \cos(\psi/2) \end{bmatrix}, \quad (34)$$

полностью совпадающем с ПМР, полученной операторным методом.

Сопоставляя (32), (33) и (34) необходимо отметить важную особенность операторного представления свойств объекта, отличающего его от векторно-матричного. Множитель $e^{j\psi/2}$ в ПМР обычно выносят произвольным образом, принимая его либо по фазе одного из элементов ПМР, либо по средней фазе $\frac{\psi_1 + \psi_2}{2}$ в (31) и относят его к общей фазе отраженной волны $2\pi R/\lambda$, обусловленной расстоянием до объекта R . Согласно операторного представления (28) фазовый множитель $e^{j\psi_T}$ характеризует общую задержку сигнала радиолокационным объектом, т.е. определяется свойствами объекта ДЗ. Фазовый сдвиг, вносимый объектом в зондирующий сигнал, как видно из соотношений (24), (25), зависит практически от всех параметров оператора (28) и определяет положение «фазового центра» объекта. Если трактовать фазовый набег как расстояние, проходимое ЭМВ до отражателя, то в рассмотренном выше примере «фазовый центр» оказался посередине между диполями с фазами $\psi_1 = 0$, $\psi_2 = \psi$ в силу равенства длин диполей:

$$h_1/h_2 = 1 \Rightarrow \gamma = \pi/4.$$

При неравенстве длин диполей, а в общем случае – собственных чисел ПМР, «фазовый центр» смещается в сторону большего отражателя, что приводит к соответствующему изменению параметра ψ_T в (28).

Заключение

Одним актуальных направлений совершенствования аэрокосмических средств ДЗ является использование радиолокационной поляриметрии, однако интерпретация получаемых при этом данных существенно зависит от методов их обработки и базовых математических моделей.

На основе представления поляризационных характеристик сигналов и объектов на двойной комплексной плоскости получено выражение для оператора рассеяния зондирующего сигнала объектом

ДЗ, обладающее инвариантностью относительно применяемых сигналов, позволяющее отдельно описать преобразования их амплитуды, фазы и поляризации при отражении.

Аналитическая проверка синтезированного оператора подтвердила его адекватность, а также возможность новой интерпретации поляриметрических данных дистанционного зондирования.

Литература

1. Радиолокационные методы и средства оперативного дистанционного зондирования Земли с аэрокосмических носителей / Под ред. С.Н. Конюхова, В.И. Драновского, В.Н. Цимбала. – К.: НАНУ, 2007. – 440 с.
2. Волосюк В.К. Статистическая теория радиотехнических систем дистанционного зондирования и радиолокации / В.К. Волосюк, В.Ф. Кравченко; под ред. В.Ф. Кравченко. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 704 с.
3. Красовский Г.Я. Введение в методы космического мониторинга окружающей среды / Г.Я. Красовский, В.А. Петросов. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 1999. – 205 с.
4. Козлов А.И. Поляризация радиоволн. Кн. 2. Радиолокационная поляриметрия / А.И. Козлов, А.И. Логвин, В.А. Сарычев. – М.: Радиотехника, 2007. – 640 с.
5. Канарейкин Д.Б. Поляризация радиолокационных сигналов / Д.Б. Канарейкин, Н.Ф. Павлов, В.А. Потехин. – М.: Сов. радио, 1966. – 440 с.
6. Huijnen J.R. Phenomenological theory of radar targets / J.R. Huijnen // *Electromagnetic scattering*. – 1978. – P. 653-712.
7. Мельник Ю.А. Представление элементарных отражателей метеорологических объектов в сфере Пуанкаре / Ю.А. Мельник, А.В. Рыжков // *Тр. Главной геофиз. обсерват.* – 1985. – №490. – С. 4-16.
8. Козлов А.И. Поляризационная матрица рассеяния / А.И. Козлов, В.Ю. Маслов // *Научн. Вестник МГТУ ГА. Сер. Радиофизика и радиотехника*. – 2002. – №54. – С. 27-36.
9. Гусев К.Г. Поляризационная модуляция / К.Г. Гусев, А.Д. Филатов, А.П. Сопов. – М.: Сов. радио, 1974. – 288 с.

Поступила в редакцию 27.08.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры производства радиоэлектронных систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» Г.Я. Красовский, Харьков, Украина.

ОПЕРАТОРНИЙ ОПИС ПОЛЯРИЗАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБ'ЄКТІВ АКТИВНОГО ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ

А.В. Попов

Замість традиційного для радіолокаційної поляриметрії векторно-матричного опису сигналів та поляризаційних характеристик радіолокаційних об'єктів запропоновано єдину узагальнену математичну модель сигналів та об'єктів дистанційного зондування на ґрунті математичного апарату комплексних чисел з подвійною мнімою одиницею. Отримано аналітичний вираз оператора розсіювання, що окремо описує амплітудні, фазові та поляризаційні перетворення сигналу при його відбитті від об'єкту. Встановлено взаємозв'язок оператора розсіювання, що отримано, з інваріантними поляризаційними характеристиками об'єкту та показано його незалежність від поляризації зондування та прийому. Представлено результати аналітичної і чисельної перевірки адекватності отриманих виражень, показано методику їхнього застосування.

Ключові слова: дистанційне зондування, поляризаційна матриця розсіювання, інваріантні поляризаційні характеристики, оператор розсіювання.

OPERATOR DESCRIPTION OF ACTIVE REMOTE SENSING OBJECTS POLARIZATION CHARACTERISTIC

A.V. Popov

Instead of the traditional for radar polarimetry vector-matrix description of signals and polarization characteristics of radar objects a unified generalized mathematical model of signals and remote sensing objects that bases on the mathematical tool of complex numbers with dual imaginary unit is suggested. The analytic expression of the scattering operator that separately describes amplitude, phase and polarization transformations of a signal during its scattering by an object is derived. The interdependence of the parameters of the suggested scattering operator and the invariant polarization object characteristics is ascertained and its independence from emitted and received signals polarization is shown. The results of the analytic and numeral verification of the received expressions adequacy is presented, the technique of their usage is shown.

Key words: remote sensing, backscattering matrix, polarization invariants, backscattering operator

Попов Анатолий Владиславович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства радиоэлектронных систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, E-mail: a.v.popov@inbox.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Абдуллаев П.Ш.	64
Аврамов К.В.	75
Богачева Т.Б.	7
Быкова Т.В.	80
Гайдачук А.В.	5
Гарин В.О.	32
Грабовская Т.А.	58
Долгополов С.И.	58
Жулай Ю.А.	58
Иванов П.И.	51
Ковалец О.Я.	85
Мельничук А.П.	40
Мехоношин Ю.Г.	51

Мирзоев А.Д.	64
Пирог В.А.	75
Планковский С.И.	32
Попов А.В.	94
Раков А.С.	28
Сбойчаков В.Н.	21
Тиховский А.Н.	12
Федоров В.М.	75
Филипковский С.В.	75
Цынка Е.В.	24
Черепашук Г.А.	80
Шипуль О.В.	32