

КРЫЛЬЯ ГРИЗОДУБОВЫХ

2009 год – юбилейный год семьи Гризодубовых. В этом году исполнилось 125 лет со дня рождения одного из первых в стране авиаконструктора, летчика, научного работника Степана Васильевича Гризодубова и 100 лет со дня рождения его дочери – легендарной летчицы Валентины Степановны Гризодубовой.

Степан Васильевич Гризодубов родился 13 (27) июля 1884 года в Харьковской губернии. В 1900 году он поступает учиться в Харьковское железнодорожное училище, а в 1904 году получает свидетельство о его окончании. С ноября 1904 года по ноябрь 1905 года – практикант Харьковских паровозоремонтных мастерских, где получил квалификацию техника электромеханического мастерства.



Рис. 1. Степан Васильевич Гризодубов

Смолоду Степан тянулся к знаниям, науке и вообще ко всему новому, незнакомому. Летом 1905 го-

да в Харьков приехал профессор механики Киевского политехнического института Н.Б. Делоне – ученик Н.Е. Жуковского, один из страстных пропагандистов авиации, которая только зарождалась. Степан жадно проглатывал каждое слово лектора, а позже купил брошюру профессора с интригующим для него названием «Устройство дешевого легкого планера и способы летания на нем». Под впечатлением прочитанного Степан в мечтах видел себя свободным, как птица, которая сама управляет своим полетом.

Осенью 1908 года Степан увидел в синематографе (так называлось кино) аэроплан братьев Райт. Тут же созрело дерзкое решение: уговорить киномеханика, даже если нужно за вознаграждение, вырезать пару кадров из пленки. Удалось. А дома, вооружившись самой большой, какую удалось найти, лупой, долго и внимательно рассматривал бесценные кадры. «Вроде бы ничего особенного: палочки, растяжки, обивка, как на наших змеях» – рассуждал Степан. А чего бы ни попробовать? В течение года Гризодубов разрабатывает проект будущего аэроплана Г-1 и строит его во дворе своего дома.

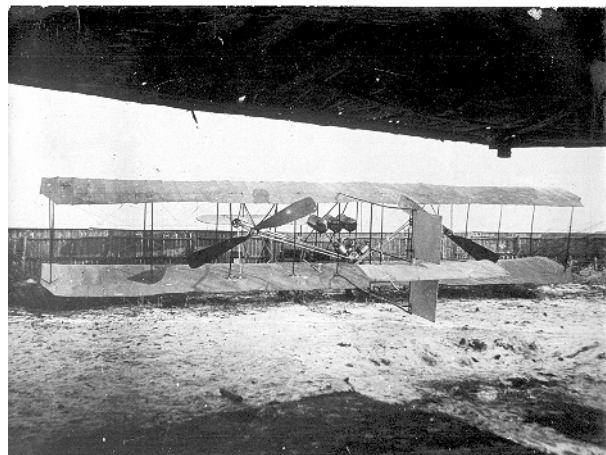


Рис. 2. Аэроплан Г-1 после сборки, 1909 г.

При этом он не занимался чистым копированием самолета братьев Райт, а внес некоторые изменения. Так, кроме руля высоты, расположенного, как у первого в мире летавшего аэроплана, перед крылом, он сделал хвостовую несущую поверхность – стабилизатор. Не стал он повторять и чисто лыжное шас-

си. Поставив колеса, Гризодубов хотел обеспечить взлет без использования длинных деревянных рельсов — направляющих, которые придумали братья Райт для разгона своего аппарата. На передней кромке нижнего крыла крепились рама из прочных брусков, на которой устанавливались: в центре — кресло пилота с органами управления, слева от него — кресло пассажира, справа — двигатель АДГ-1, приводящий в движение посредством цепной передачи два толкающих винта диаметром 2,8 м.

Следует отметить, что мотор мощностью в 40 сил он сумел построить тоже сам. При этом все работы, кроме расточки цилиндров, осуществлял в своей мастерской. Четырехцилиндровый мотор жидкостного охлаждения был прогрессивной V образной, а не однорядной, как у братьев Райт, схемы. Весил он вместе с радиатором достаточно много — 124 кг.

Работы подошли к концу. Настало время испытывать аэроплан. Получив от власти и администрации конноспортивного заведения соответствующие разрешения, Степан Васильевич в марте 1911 года впервые вывел свой Г-1 на старт. Однако его постигла неудача: Г-1 оказался перетяжеленным для столь маломощного двигателя — полетный вес его достигал 650 кг. К тому же при первых пробах винтомоторной группы выявилась неудачная схема привода — постоянно рвались цепи.

Степан Васильевич был крайне огорчен неудачами, но, как это часто бывает, в судьбу начинающего авиаконструктора вмешался случай. Весной 1911 года «с подачи» Воздухоплавательного отделения императорского русского Технического общества Гризодубова включили в состав делегации для поездки в Севастопольскую авиашколу. Здесь он совершил полет на самолете «Фарман» с военным летчиком Макеевым. Этот случай дал ответы Гризодубову на многие вопросы как усовершенствовать свой аэроплан.

Новый самолет Г-2 имел уже один толкающий винт на валу мотора.



Рис. 3. Самолёт Г-2, 1911 г.

По своей схеме он был похож на «Фарман — 4».

Осенью 1911 года Гризодубов доставляет свой аэроплан на Харьковский ипподром для испытаний. Однако, несмотря на несколько меньший, по сравнению с первым самолетом, полетный вес (512 кг), Г-2 смог совершить только пробежки и незначительные отрывы от земли.



Рис. 4. С.В. Гризодубов на самолете Г-2 с дочерью Валентиной

Следующий аэроплан Г-3 Степан Васильевич создает под впечатлением увиденного в Севастополе самолета конструкции француза Луи Блерио, на котором впервые в мире был покорен пролив Ла-Манш.

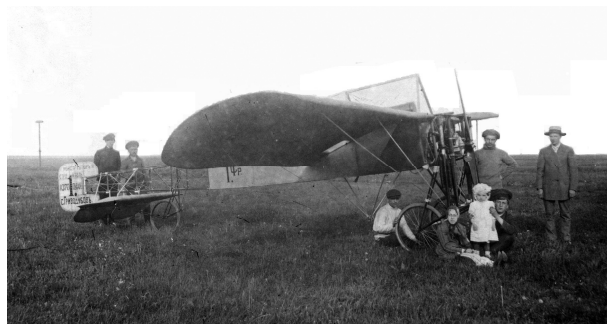


Рис. 5. Аэроплан Г-3. На переднем плане дочь Валентина, сзади — отец — Степан Васильевич

Аэроплан Г-3 был меньше и легче Г-2. Фюзеляж до половины обтянут материей. Стойки шасси изготовлены из дерева и стальных труб. Амортизация осуществлялась при помощи стальных пружин. Колеса были изготовлены из ободов дорожных велосипедов на усиленных спицах. Плоскости также

обтягивались материей. Бензобак помещался над мотором. Кстати, предыдущий мотор уже не соответствовал расчетам авиаконструктора, и он строит 35-сильный трехцилиндровый двигатель АДГ-3 (аналог Анзани), который при испытаниях на специальном стенде показал замечательные результаты. Он был изготовлен из круглого алюминиевого картера, на котором веерообразно крепились три цилиндра. Цилиндры изготавливались из мелкозернистого чугуна с тонкими ребрами для охлаждения.

Для пропеллера, на изготовление которого уходило более десяти дней, Степан Васильевич использовал в основном дерево граб.

Первые пробежки на Г-3 Степан Васильевич совершил весной 1912 года, осваивая управление новым аппаратом, а в воздух поднялся 25 июня того же года.

В своих воспоминаниях С.В. Гризодубов отмечал: «На своем аэроплане я совершил довольно приличные полеты. Он брал в воздухе горки..., быстро набирал высоту. Взлетал даже с поля, покрытого неглубоким снегом, благодаря узким колесам и достаточной тяге мотора».

Но были и аварии. Сказывалось отсутствие знаний законов аэродинамики. «Если я много тянул ручку руля на себя, – замечает Гризодубов, – то аппарат терял скорость и скользил на крыло, а от этого происходила поломка крыла, пропеллера и даже колес». Понятно, что такие полеты завершались падением. И вот после нескольких таких падений Степан Васильевич понял, что один из консолей крыла теряет подъемную силу и как бы проваливается. А чтобы не допустить сваливания на крыло, Гризодубов придумал особое устройство маятникового типа, которое принуждало нос самолета автоматически опускаться, когда летчик «проскочит» критический угол атаки. По сути это была одна из первых идей в области систем повышения устойчивости самолета в полете.

И, если проблемы технического характера Степан Васильевич решал, не считаясь ни с какими трудностями, то вопросы жизни и быта были серьезным камнем преткновения на пути совершенства. Тяжелое на тот период материальное положение не позволяло удовлетворить требования заправлявших делами ипподрома, на котором Степан Васильевич осуществлял полеты. Да и вновь назначенный губернатор Харькова не видел пользы для Отечества в деятельности авиаконструктора. Нашлись и «доброжелатели», которые составили жалобу в жандармерию, будто Гризодубов С.В. не имеет вовсе никакого своего аэроплана, а принимает у себя самолеты, принадлежащие неизвестным лицам.

Самолет Г-3 опечатали в ангаре, а с самого Гризодубова взяли подписку о невыезде. Правда, эта

подписка не могла воспрепятствовать решению столичных властей: Степана Васильевича вызвали в Петербург в Императорский Комитет по созданию воздушного флота. И он поехал, а когда вернулся, застал в ангаре ужасную картину: самолет поломан, бензобак исчез, разбито шасси и одна консоль. Ни моральных, ни физических сил, ни денег на восстановление варварски изуродованного Г-3 уже не было. И все-таки всю последующую жизнь С.В. Гризодубов посвятил авиации. В 1915-1916 годах служил в армии, где после окончания Петербургской школы авиации получил диплом пилота авиатора. В 1919-1920 годах командовал Харьковским авиапарком, восстанавливал самолеты для Красной Армии. С 1924 года принимал активное участие в становлении ОСОАВИАХИМА – руководил секцией планерного спорта и маломощной авиации, был одним из организаторов планеризма в стране, руководителем и участником ряда проектов планеров. С того же 1924 года – постоянный участник планерных слетов в Коктебеле как руководитель Харьковской секции. Здесь он неоднократно общался с такими же, как сам энтузиастами: С.П. Королевым, ставшим выдающимся ученым и крупнейшим конструктором в области ракетно-космической техники, О.К. Антоновым – позже генеральным авиаконструктором и по совместительству зав. кафедрой конструкции самолетов ХАИ, Г.Ф. Проскурой – одним из организаторов Харьковского авиационного института.

Начиная с 1928 года, Степан Васильевич увлечено работает над проектированием и строительством аэросаней. Его «АГ-1», «АГ-2» и «АГ-3» находили практическое применение, особенно последнее. Аэросани «АГ-3» брали на борт до 14 человек и развивали скорость по твердому снегу до 140 км/ч при полной нагрузке.

В 1937 году С.В. Гризодубов начинает строить небольшой спортивный самолет Г-4 и мотор для него.



Рис. 6. Спортивный самолет Г-4 во время сборки, 1939 г.

Для мотора АДГ-4 была выбрана оппозитная схема: два цилиндра располагались в одну линию.

Именно такая компоновка сейчас наиболее популярна среди силовых установок сверхлегкой авиации. При весе 30 кг, мотор АДГ-4 развивал мощность 35 л.с., однако занятость на основной работе задержала постройку мотора. Да и свой первый полет на Г-4 по той же причине Степан Васильевич совершил в июле 1940 года, но как на чистом планере.

Г-4 стал лебединой песней авиаконструктора. Надвигалась война, Советской Стране стало не до спортивных самолетов. Но мечта о небе оставалась. Степан Васильевич смог привить её не только своей дочери Валентине, но и многим другим, охотно участвуя в пропаганде авиации, без которой он не мыслил своей собственной жизни. Вот один из ярких примеров. В 1953 году проблемы, связанные с дипломированием, привели студентов Харьковского авиационного института В. Маликова и Н. Ильченко в Харьковский Областной Комитет ДОСААФ. И вот что пишет в своих воспоминаниях доцент В.Н. Маликов: «...когда мы искали Степана Васильевича по маленькому зданию Комитета ДОСААФ, некоторая робость, нерешительность и волнение чувствовались в наших словах и поведении. И вот первая встреча. В помещении секций мы спросили, где найти Степана Васильевича Гризодубова. Нам указали на стоящего невдалеке худощавого седоволосого мужчину. Был он невысокого, даже, пожалуй, низкого роста. На вид ему было по нашим тогдашним представлениям лет семьдесят. Он тоже обратил на нас внимание и понял, что мы ищем его. Пока мы приближались, он сам направился к нам. Представившись, мы кое-как объяснили мотивы нашего визита в комитет ДОСААФ и сказали, то испытываем трудности с начальными поисками двигателя, силовой и компоновочной схемами самолета. Степан Васильевич заметил, что раз так, то нам предстоит разговор серьезный и долгий. Пригласил к своему столу, усадил и с его помощью мы разговаривались. В отличие от начальника с ним беседовать вскоре стало легко и просто. Уже через несколько минут он помнил наши имена, да и мы забыли, что разговариваем с выдающимся авиаконструктором и летчиком Степаном Васильевичем Гризодубовым, известным нам еще по дисциплине «Основы авиации», которую мы слушали на первом курсе ХАИ. Это была беседа заинтересованных единомышленников, понимающих слова и мысли друг друга... В дальнейшем мы были у него примерно раз в одну-две недели. Когда стала вырисовываться схема высокоплана, с помощью его советов мы остановились на подкосном моноплане с высокорасположенным крылом, имеющим мощную механизацию, которой тогда не было ни у одного из известных нам самолетов. Для нас было новостью и от-

крытием, что искомая координата центра тяжести высокоплана для получения приемлемых аэродинамических характеристик, должна по мере подъема крыла над фюзеляжем смещаться назад по хорде крыла. До этого в курсовых проектах мы проводили расчеты лишь для средне- и низкопланов и запомнили положение центра тяжести на расстоянии около 25% средней аэродинамической хорды. Проведенные впоследствии наши расчеты показали правоту Степана Васильевича. Это еще больше укрепило наше восхищение им».

Харьковский авиационный институт для Степана Васильевича стал своеобразной тропинкой памяти и путешествия в молодость. ХАИ постоянно приглашал С.В. Гризодубова на встречи со студентами с рассказами об истории создания первых аэропланов, романтике полетов, приглашали на различные праздники. Он был одним из самых почетных гостей. А в 1964 году его 80-летие торжественно отметили в институте с участием его дочери и внука.

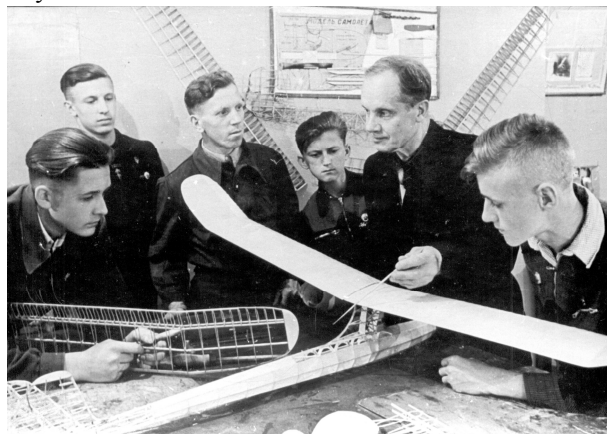


Рис. 7. С.В. Гризодубов с харьковскими авиамоделистами

И сегодня в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» свято чтут память Степана Васильевича Гризодубова – одного из пионеров нашей авиации.

Его дочь – Валентина Степановна Гризодубова – легендарная летчица получила путевку в небо от своего отца. В конце 20-х годов она была одной из первых курсантов Харьковской школы пилотов гражданской авиации, пропагандистом агитэскадрильи им. М. Горького.

Валентина Степановна установила пять мировых авиационных рекордов на легкомоторных самолетах, командовала женским экипажем в рекордном перелете Москва – Дальний Восток (1938 г.). За проявленные отвагу и мужество, она первой из женщин удостоена звания Героя Советского Союза.

Во время Великой Отечественной войны В.С. Гризодубова сформировала, затем командовала

авиационным полком, который выполнял особые задания Ставки Верховного командования практически без боевых потерь.



Рис. 8. Валентина Степановна Гризодубова



Рис. 9. Экипаж самолёта «Родина», совершивший в 1938 г. беспосадочный перелет Москва – Дальний Восток. На снимке: в центре – командир экипажа В.С. Гризодубова, слева – пилот П.Д. Осипенко, справа – штурман М.М. Раскова

В послевоенный период она возглавляла летное подразделение института приборостроения, где проводились испытания и доводка новых систем самолетовождения и автоматических систем посадки.

За большие заслуги в развитии авиации В.С. Гризодубовой в 1986 году присвоено звание Героя Социалистического Труда.

Жизнь Гризодубовых, богатая событиями и большими свершениями, – яркий пример для подражания, ибо их влияние на развитие отечественной авиации столь велико, что не может не привлечь к себе внимание потомков.

В 1967 году Комитет комсомола ХАИ, возглавляемый тогда Гребенниковым Александром Григорьевичем, ныне зав. кафедрой проектирования самолетов и вертолетов, пригласил Валентину Степановну Гризодубову для встречи со студентами. Она охотно согласилась. На этой встрече родилась идея создания музея авиации в квартире Гризодубовых. Идею поддержал ректор института Николай Арсеньевич Масленников. Будучи тогда депутатом Киевского районного и Харьковского городского советов депутатов трудящихся, он добился воплощения в жизнь идеи студентов. В музее нашего университета имеется копия приказа № 470 по Харьковскому авиационному институту от 21 мая 1968 года о создании комиссии по приемке помещения и организации там кабинета и музея «Истории авиации». Первых посетителей музей принял в декабре 1970 года. В нем проводилась большая научно-просветительная, пропагандистская, военно-патриотическая и профориентационная работа среди различных групп населения и, прежде всего, молодежи. Ежегодно в музее проводилось свыше 200 экскурсий, ежегодно его посещало более 7000 человек.

К сожалению, в ночь с 1 на 2 января 2008 года в здании, где находился музей, в жилых помещениях третьего этажа произошел пожар. Во время его тушения было затоплено водой и испорчено все помещение музея, хотя экспонаты почти не пострадали. Вот почему сегодня музей не функционирует. Работы по его возрождению ведутся, но очень медленными темпами. А хотелось бы отпраздновать его очередное рождение как можно скорее. Ведь музей – это памятник крылатой семье Гризодубовых, где хранится бесценное прошлое авиации и зарождается интерес к небу у молодого поколения.

Фирсов Александр Иванович – ведущий инженер отдела учебно-воспитательной работы, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный университет».

Власко Виталий Евгеньевич – директор Мемориального музея-квартиры семьи Гризодубовых.

УДК 539.3:534.1

С.А. ХАЛИЛОВ, С.Г. КРАВЧЕНКО

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

ВЛИЯНИЕ УРОВНЯ САМОУРАВНОВЕШЕННЫХ КРАЕВЫХ НАГРУЗОК
НА ПАРАМЕТР УСТОЙЧИВОСТИ ПРЯМОУГОЛЬНЫХ ПЛАСТИН

В высоких приближениях получены решения задачи устойчивости прямоугольных пластин при регулярном неоднородном нагружении. Компоненты исходного поля напряжений представлены в виде сумм равновесных и самоуравновешенных частей. Показано, что в зависимости от уровня самоуравновешенных компонент напряжений аппроксимировать неоднородные поля однородными недопустимо, что проиллюстрировано конкретными численными результатами. Полученные выводы важны с точки зрения развития нового подхода [1] к исследованию устойчивости элементов конструкций авиационно-космической техники.

Ключевые слова: неоднородное исходное состояние, плоская задача теории упругости, прямоугольная область, самоуравновешенные поля напряжений, устойчивость.

Введение

Напряженно-деформированное состояние в элементах тонкостенных систем является, как правило, неоднородным. Учет неоднородности исходного поля при решении задач устойчивости приводит к определенным математическим трудностям. Вследствие этого часто без должного обоснования в задачах устойчивости исследуются однородные поля. Такой «классический» подход вряд ли может считаться удовлетворительным при исследовании устойчивости сложных систем, когда принципиально важным является корректный учет взаимодействия элементов системы по смежным упругим границам [1].

Рассмотрим устойчивость начального состояния изотропной прямоугольной пластины, занимающей область $\Omega = \{x, y : x \in (0; L), y \in (0; H)\}$. В невозмущенном состоянии равновесия в срединной плоскости этой пластины действуют усилия

$$N_x^0 = \delta \cdot \sigma_x(x, y), N_y^0 = \delta \cdot \sigma_y(x, y), \\ N_{xy}^0 = \delta \cdot \tau_{xy}(x, y), \quad (1)$$

где δ – толщина пластины; $\sigma_x = \sigma_x(x, y)$, $\sigma_y = \sigma_y(x, y)$, $\tau_{xy} = \tau_{xy}(x, y)$ – компоненты тензора напряжений, распределение которых в области найдено из решения статической задачи теории упругости.

Построение функции напряжений $u(x, y)$ в прямоугольнике при произвольном нагружении сторон нормальными и касательными напряжениями описано в работе [2]. В соответствии с этим реше-

нием распределение в области компонент тензора напряжений представляется в виде совместного действия полей, определяемых выделенными в явном виде отдельными компонентами внешней нагрузки. Это достигается путем многокомпонентного представления функции напряжений:

$$u(x, y) = u_0(x, y) + u_1(x, y), \quad (2)$$

где $u_0(x, y)$ – компонента функции напряжений, соответствующая равновесной части краевых условий (нормальные напряжения распределены вдоль границы по линейному закону, а касательные – по квадратичному с соблюдением условий парности в угловых точках); компонента $u_1(x, y)$ определяет самоуравновешенные поля, вызванные краевыми самоуравновешенными в пределах каждой стороны прямоугольника нагрузками.

Метод разложения краевых нагрузок на равновесные и самоуравновешенные составляющие подробно описан в работе [2].

Вопрос о применимости в задачах устойчивости модели однородного начального состояния (при произвольном нагружении границы области) может быть перефразирован следующим образом: можно ли ожидать, что устойчивость пластины будет в основном зависеть от поля функции $u_0(x, y)$? В связи с этим представляет интерес исследование влияния на решение задачи устойчивости компоненты $u_1(x, y)$. Нетривиальным является вопрос о числе компонент функции $u_1(x, y)$, в которых отражены главные особенности поля этой функции. Вопрос этот представляется важным потому, что, во-первых, с увеличением показателя изменчивости

краевых самоуравновешенных состояний уменьшается зона их распространения вглубь области, во-вторых, резко падает их уровень и, наконец, в-третьих, вся область, занятая пластиной, разбивается на ряд подобластей, в которых сжатие чередуется с растяжением, т.е. напряжения самоуравновешенных состояний оказывают как дестабилизирующее, так и поддерживающее устойчивое состояние влияние (то же касается и сдвигов).

Данная статья посвящена рассмотрению обозначенных вопросов.

1. Решение задачи устойчивости прямоугольной пластины

Задача устойчивости описывается дифференциальным уравнением с переменными коэффициентами:

$$D\nabla^2\nabla^2 w(x, y) + P \left(N_x^0(x, y) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy}^0(x, y) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y^0(x, y) \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) = 0, \quad (3)$$

где $w(x, y)$ – функция перемещения точек срединной плоскости пластины (функция прогиба);

$D = \frac{E\delta^3}{12(1-\nu^2)}$ – цилиндрическая жесткость; E, ν –

модуль упругости и коэффициент Пуассона материала пластины; $\nabla^2\nabla^2 = \frac{\partial^4}{\partial x^4} + 2\frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4}{\partial y^4}$ –

бигармонический оператор; $\{P\}_n$ – спектр собственных значений, наименьшее положительное из которых является искомым критическим параметром нагрузки.

Уравнение (3) записано таким образом, чтобы сжатие считалось положительным.

По классификации работы [3] рассматриваемое исходное поле напряжений является регулярно неоднородным.

Устойчивость начального состояния исследуется для классических краевых условий: свободного опирания контура пластины

$$w|_{\Gamma} = 0, \quad \frac{\partial^2 w}{\partial n^2} \Big|_{\Gamma} = 0, \quad (4, a)$$

и его жесткого защемления

$$w|_{\Gamma} = 0, \quad \frac{\partial w}{\partial n} \Big|_{\Gamma} = 0 \quad (4, б)$$

(n – внешняя нормаль к границе Γ).

Для удобства замены переменных область Ω приводится к безразмерному квадрату.

Для задачи (3) – (4, а):

$$\bar{\Omega} = \{\bar{x}, \bar{y} : \bar{x} \in (0; 1), \bar{y} \in (0; 1)\}, \quad \bar{x} = \frac{x}{L}, \quad \bar{y} = \frac{y}{H}, \quad (5, a)$$

и для задачи (3) – (4, б):

$$\bar{\Omega} = \{\bar{x}, \bar{y} : |\bar{x}| < 1, |\bar{y}| < 1\}, \quad \bar{x} = \frac{x - L/2}{L/2}, \quad \bar{y} = \frac{y - H/2}{H/2}. \quad (5, б)$$

При этом соответствующим образом преобразуется уравнение (3).

Функция прогибов w представляется в виде такого разложения, чтобы на границе $\bar{\Gamma}$ рассматриваемых областей $\bar{\Omega}$ выполнялись все краевые условия задач. Для задачи (3) – (4, а):

$$w(\bar{x}, \bar{y}) = \sum_{n=1}^N \sum_{m=1}^M C_{n,m} \cdot \sin(n\pi\bar{x}) \sin(m\pi\bar{y}), \quad (6, a)$$

для задачи (3)–(4б):

$$w(\bar{x}, \bar{y}) = \sum_{n=0}^N \sum_{m=0}^M C_{n,m} \cdot H_n(\bar{x}) H_m(\bar{y}), \quad (6, б)$$

где $\{H_k(z)\}_{k=0}^{\infty}$ – полная система ортонормированных в пространстве $L_2(-1; 1)$ многочленов [4].

Процедура Бубнова-Галеркина приводит к следующей системе линейных алгебраических уравнений:

$$\sum_{n=1}^N \sum_{m=1}^M C_{n,m} \cdot (a_{nmjk} + P \cdot b_{nmjk}) = 0, \quad (7)$$

для задачи (3) – (4, а):

$$a_{nmjk} = \frac{\delta_{nj}\delta_{mk}}{4} \left\{ (n\pi)^4 + \frac{2n^2m^2\pi^4}{\lambda^2} + \frac{(m\pi)^4}{\lambda^4} \right\}, \quad (8, a)$$

$$b_{nmjk} = \frac{L^2}{D} \cdot \left\{ -\left(\frac{\pi}{\lambda}\right)^2 \int_0^1 \int_0^1 \left[\lambda^2 n^2 \cdot N_x^0(\bar{x}, \bar{y}) + m^2 \cdot N_y^0(\bar{x}, \bar{y}) \right] \cdot \sin(n\pi\bar{x}) \sin(j\pi\bar{x}) \sin(m\pi\bar{y}) \times \right. \\ \left. \times \sin(k\pi\bar{y}) d\bar{x} d\bar{y} + \frac{2nm\pi^2}{\lambda} \cdot \int_0^1 \int_0^1 N_{xy}^0(\bar{x}, \bar{y}) \times \right. \\ \left. \times \cos(n\pi\bar{x}) \sin(j\pi\bar{x}) \cos(m\pi\bar{y}) \sin(k\pi\bar{y}) d\bar{x} d\bar{y} \right\}, \quad (9, a)$$

для задачи (3) – (4, б):

$$a_{nmjk} = \delta_{mk} \cdot \int_{-1}^1 H_n''(\bar{x}) H_j''(\bar{x}) d\bar{x} + \\ + \frac{2}{\lambda^2} \cdot \int_{-1}^1 H_n'(\bar{x}) H_j'(\bar{x}) d\bar{x} \times \\ \times \int_{-1}^1 H_m'(\bar{y}) H_k'(\bar{y}) d\bar{y} + \\ + \frac{1}{\lambda^4} \cdot \delta_{nj} \cdot \int_{-1}^1 H_m''(\bar{y}) H_k''(\bar{y}) d\bar{y}, \quad (8, б)$$

$$b_{nmjk} = \frac{L^2}{4D} \cdot \left\{ \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 N_x^0(\bar{x}, \bar{y}) \cdot H_n''(\bar{x}) H_j(\bar{x}) H_m \times \right. \\ \times (\bar{y}) H_k(\bar{y}) d\bar{x} d\bar{y} + \frac{2}{\lambda} \cdot \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 N_{xy}^0(\bar{x}, \bar{y}) \cdot H_n'(\bar{x}) \times \\ \times H_j(\bar{x}) H_m'(\bar{y}) H_k(\bar{y}) d\bar{x} d\bar{y} + \frac{1}{\lambda^2} \cdot \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 N_y^0(\bar{x}, \bar{y}) \times \\ \times H_n(\bar{x}) H_j(\bar{x}) H_m''(\bar{y}) H_k(\bar{y}) d\bar{x} d\bar{y} \left. \right\},$$

где $\delta_{qr} = \begin{cases} 1, q = r \\ 0, q \neq r \end{cases}$ – дельта-символ Кронекера;

$\lambda = \frac{H}{L}$ – параметр удлинения пластины.

2. Численный анализ влияния самоуравновешенных краевых нагрузок на устойчивость равновесного поля при одноосном сжатии

Рассмотрим одноосное сжатие вертикальных сторон жестко защемленной пластины $\bar{\Omega} = \{\bar{x}, \bar{y} : |\bar{x}| < 1, |\bar{y}| < 1\}$ напряжениями (рис. 1):

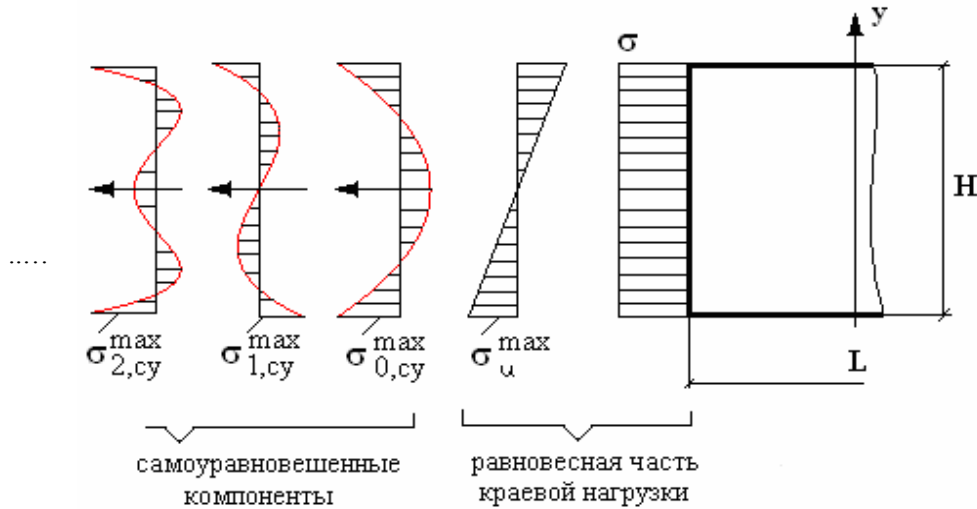


Рис. 1. Схема одноосного нагружения прямоугольной пластины

$$k_{II} = \frac{\sigma_{II}^{\max}}{\sigma}. \quad (12)$$

Напряжения (10) порождают в срединной плоскости области $\bar{\Omega}$ поля усилий

$$N_x(\bar{x}, \bar{y}) = \delta \left\{ \sigma + \sigma_{\max}^e \cdot \bar{y} + \frac{4}{L^2 \lambda^2} \times \right. \\ \times \sum_{n=0}^N \left\{ \widetilde{A}_n \Gamma_{An}(\bar{x}) + \widetilde{C}_n \Gamma_{Cn}(\bar{x}) \right\} H_n''(\bar{y}) \left. \right\}, \\ N_y(\bar{x}, \bar{y}) = \frac{4\delta}{L^2} \sum_{n=0}^N \left\{ \widetilde{A}_n \Gamma_{An}''(\bar{x}) + \widetilde{C}_n \Gamma_{Cn}''(\bar{x}) \right\} H_n(\bar{y}),$$

$$\sigma_n(\bar{x} = -1, |\bar{y}| \leq 1) = \sigma_{n1}(\bar{y}) = \\ = \sigma + \sigma_{\max}^e \cdot \bar{y} + \sum_{n=0}^N \sigma_{n,\bar{n}0} \Big|_{\bar{x}=-1}(\bar{y}), \\ \sigma_n(\bar{x} = 1, |\bar{y}| \leq 1) = \sigma_{n3}(\bar{y}) = \\ = \sigma + \sigma_{\max}^e \cdot \bar{y} + \sum_{n=0}^N \sigma_{n,\bar{n}0} \Big|_{\bar{x}=1}(\bar{y}), \quad (10)$$

σ – постоянно действующее (см. рис.1) напряжение; $\sigma_{n,cy} \Big|_{\bar{x}=-1}(\bar{y}) = \widetilde{A}_n H_n''(\bar{y})$, $\sigma_{n,cy} \Big|_{\bar{x}=1}(\bar{y}) = \widetilde{C}_n H_n''(\bar{y})$ – самоуравновешенные напряжения.

Как следует из (10), самоуравновешенные нагрузки определяются функциями $H_n''(\bar{y})$. Пусть уровень каждой из этих самоуравновешенных краевых нагрузок по отношению к величине σ будет определяться соотношением:

$$k_{n,cy} = \frac{\sigma_{n,cy}^{\max}}{\sigma} = \frac{\widetilde{A}_n \cdot |H_n''(-1)|}{\sigma}. \quad (11)$$

Введем также параметр для оценки уровня изгибающих в плоскости пластины напряжений:

$$N_{xy}(\bar{x}, \bar{y}) = \frac{-4\delta}{L^2 \lambda} \sum_{n=0}^N \left\{ \widetilde{A}_n \Gamma_{An}'(\bar{x}) + \widetilde{C}_n \Gamma_{Cn}'(\bar{x}) \right\} H_n'(\bar{y}),$$

где $\Gamma_{An}(\bar{x})$, $\Gamma_{Cn}(\bar{x})$ – явно выписываемые из решения плоской задачи гиперболично-тригонометрические функции, характеризующие убывание самоуравновешенных компонент от границы вглубь области.

Как видно из графиков рис. 2, напряженно-деформированное состояние (НДС) от самоуравновешенных нагрузок быстро затухает по мере удаления от границы. Степень затухания зависит от пока-

зателя изменяемости n краевых функций и параметра удлинения λ . Чем больше n и меньше λ , тем выше скорость затухания НДС, т.е. уменьшаются размеры подобласти, в которой развиты поля напряжений.

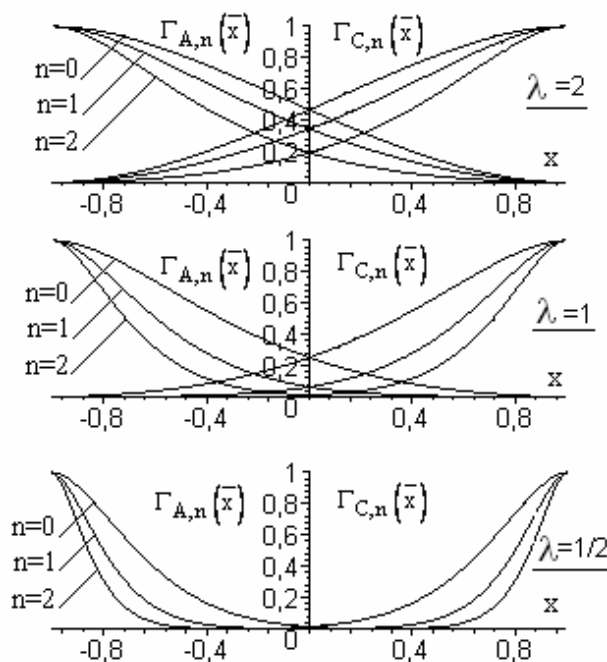


Рис. 2. $\Gamma_{A,n}(\bar{x})$, $\Gamma_{C,n}(\bar{x})$

Численно исследуется устойчивость пластины, имеющей следующие геометрические и жесткостные характеристики: $H = 250\text{ мм}$, $L = 250\text{ мм}$, $\delta = 2\text{ мм}$; $E = 72\text{ ГПа}$, $\nu = 0,3$. Результаты расчетов приводятся ниже.

Пренебречь изгибающими в плоскости пластины напряжениями без существенной потери точности (до 4%) в определении параметра устойчивости в широком диапазоне удлинений допустимо (график рис. 3) для значений $k_{и} \leq 0,5$.

Как видно из графика рис. 6, для удлинений $\lambda \geq 1$ и $\lambda \leq 0,3$ зависимость параметра устойчивости $P_{кр}$ от уровня независимо действующих самоуравновешенных состояний, определяемых полиномом $H_0''(y)$, является монотонно возрастающей и монотонно убывающей функцией соответственно. На интервале же значений $0,3 < \lambda < 1$ функция $P_{кр}(k_{0,сy})$ имеет точки перегиба, т.е. в указанном диапазоне удлинений на характер монотонности оказывает влияние и параметр $k_{0,сy}$. Погрешность в определении параметра критики $P_{кр}$ при неучете нулевого самоуравновешенного состояния для $\lambda \leq 1$ (нагрузка приложена вдоль короткой стороны) и

$k_{0,сy} < 0,5$ не превышает 5%. Неучет самоуравновешенных состояний даже невысокого уровня ($k_{0,сy} = 0,2 \div 0,4$) вдоль длинной стороны прямоугольника ($\lambda > 1$) приводит к существенной погрешности ($6 \div 11\%$).

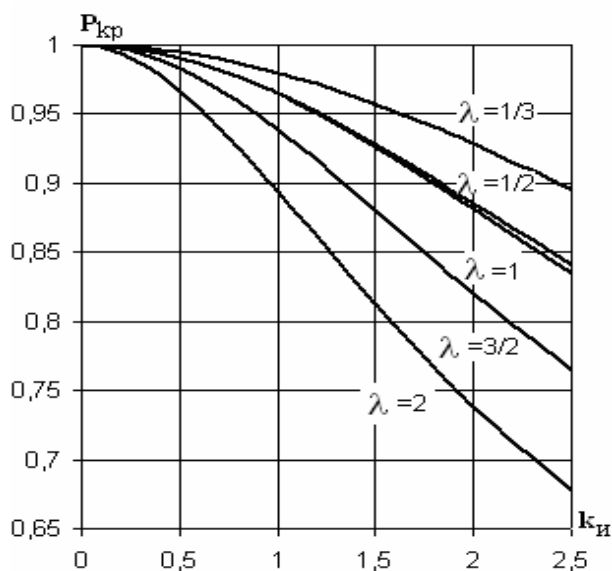


Рис. 3. $P_{кр}(k_{и}, \lambda)$ при $k_{n,сy} = 0$ ($n = 0, 1, 2, \dots$)

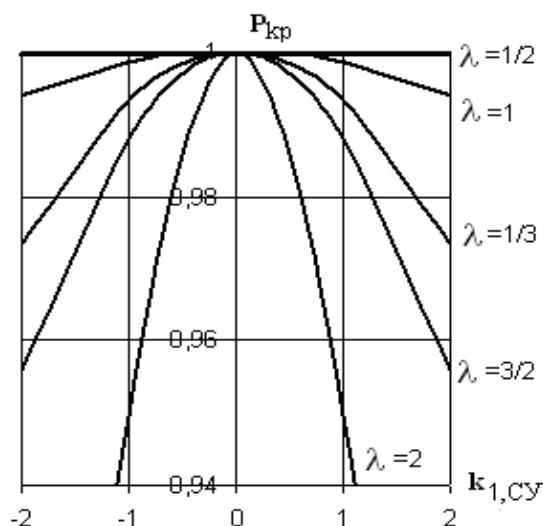
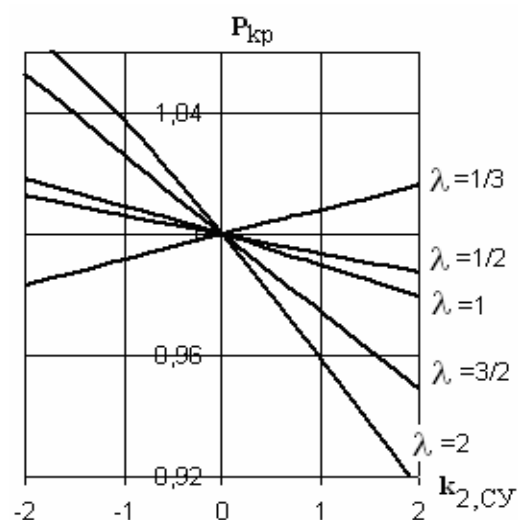
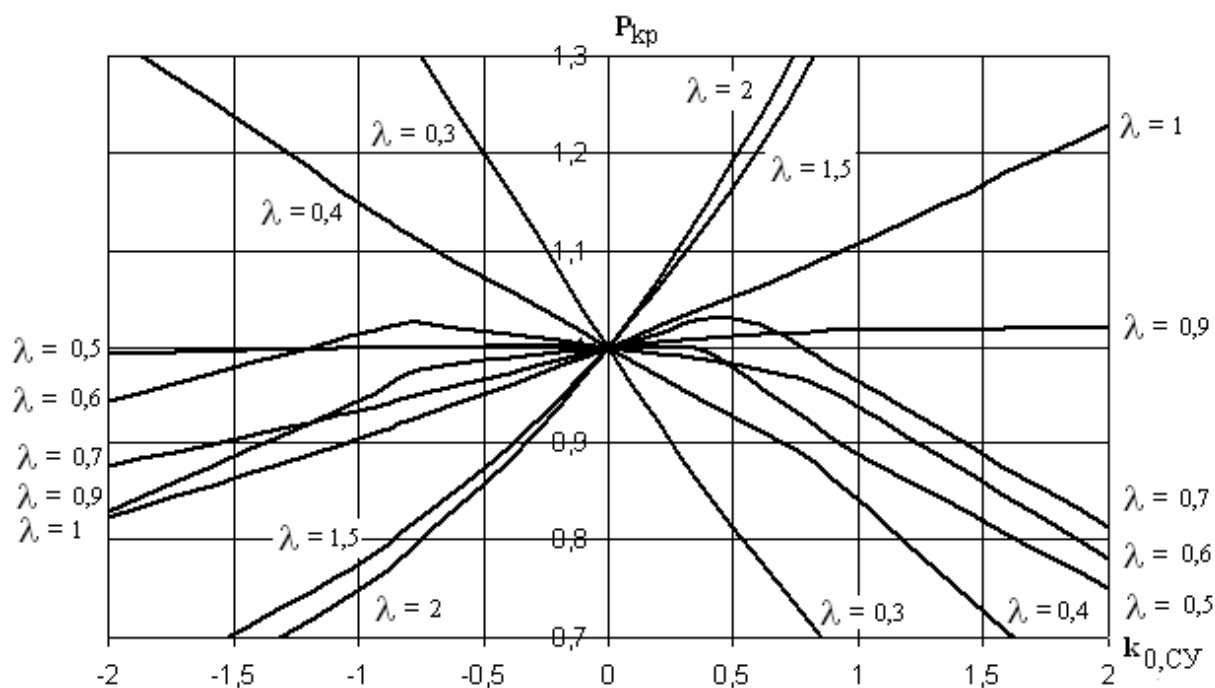
Графики рис. 4, 5 показывают, что влиянием отдельно приложенных самоуравновешенных нагрузок, определяемых полиномами $H_1''(y)$ и $H_2''(y)$, на параметр критики можно пренебрегать для значений $k_{1,сy} \leq 2$, $k_{2,сy} \leq 2$, $\lambda \leq 3/2$. При $\lambda > 3/2$ и $k_{1,сy} > 1$, $k_{2,сy} > 1$ неучет оговоренных самоуравновешенных нагрузок приводит к погрешности в определении $P_{кр}$ от 5% и более. Можно заметить, однако, что такой уровень самоуравновешенных напряжений является достаточно «экзотическим», соответствуя осциллирующему характеру нагрузки.

В табл. 1 приведены значения $P_{кр}$ (при $\lambda = 1$) при различном совместном действии сжимающего напряжения σ и нескольких самоуравновешенных состояний, уровень которых указывается там же.

Таблица 1

$$P_{кр}(k_{0,сy}, k_{1,сy}, k_{2,сy})$$

$k_{0,сy}$	$k_{1,сy}$	$k_{2,сy}$	$P_{кр}$
0	0	0	1,0000
0,5	0	0	1,0522
0,5	0	2	1,0312
0,5	2	0	1,0450
0,5	2	2	1,0375

Рис. 4. $P_{kp}(k_{1,cy}, \lambda)$ при $k_{II} = 0$, $k_{n,cy} = 0$ ($n = 0, 2, \dots$)Рис. 5. $P_{kp}(k_{2,cy}, \lambda)$ при $k_{II} = 0$, $k_{n,cy} = 0$ ($n = 0, 1, 3, \dots$)Рис. 6. $P_{kp}(k_{0,cy}, \lambda)$ при $k_{II} = 0$, $k_{n,cy} = 0$ ($n = 1, 2, \dots$)

3. Численный анализ влияния самоуравновешенных сдвиговых усилий на устойчивость пластины при комбинированном нагружении

Изотропная жестко защемленная пластина сжимается вдоль противоположных сторон, параллельных оси Ox постоянными напряжениями σ_y , равными σ и $k\sigma$ ($0 \leq k \leq 1$) соответственно, а неравномерность сжатия компенсируется действием

вдоль двух других сторон, параллельных оси Oy , касательных напряжений, распределенных по симметричной относительно оси Ox квадратной параболы и обращающихся в ноль в углах. Исследуется влияние самоуравновешенных вдоль вертикальных сторон касательных напряжений (рис. 8):

$$\tau_n(y) = \widetilde{B}_n H_n'(y), \quad n = 0, 1, 2, \dots,$$

на поле напряжений [3], порождаемое перечисленными выше краевыми условиями:

$$\sigma_x = -3\sigma(1-k)y(1-x^2), \quad \tau = 3\sigma\lambda(1-k)x(1-y^2),$$

$$\sigma_y = \sigma \left[2(1+k) - (1-k)(3y-y^3) \right] \lambda^2.$$

Уровень отдельных самоуравновешенных состояний оценивается величиной

$$k_{n,cy}^{\tau} = \frac{\tau_{n,cy}^{\max}}{\tau_{\max}} = \widetilde{B}_n \cdot \max_{x \in [-1;1]} |H_n'| / 3\sigma\lambda(1-k).$$

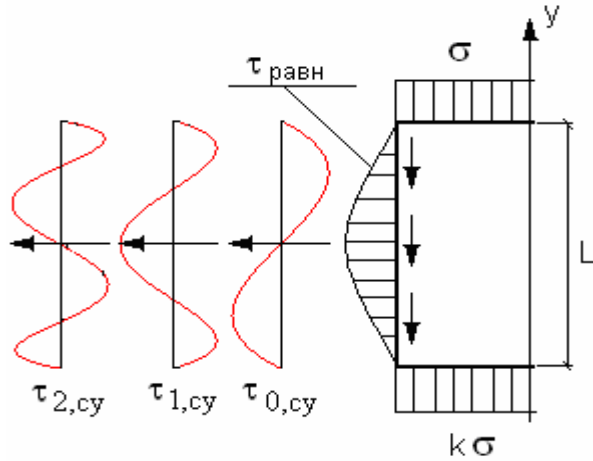


Рис. 8. Схема комбинированного нагружения

На графиках рис. 9 – 11 приведена зависимость критического параметра нагрузки $P_{кр}$ (для различных значений параметра λ) от уровня краевых касательных самоуравновешенных напряжений $k_{0,cy}^{\tau}$ и от величины k , характеризующей степень неоднородности сжатия пластины. Графики зависимости параметра критики от уровня старших гармоник полиномов $H_n'(y)$ не приводятся, так как для них значительного изменения в величине $P_{кр}$ не обнаружено.

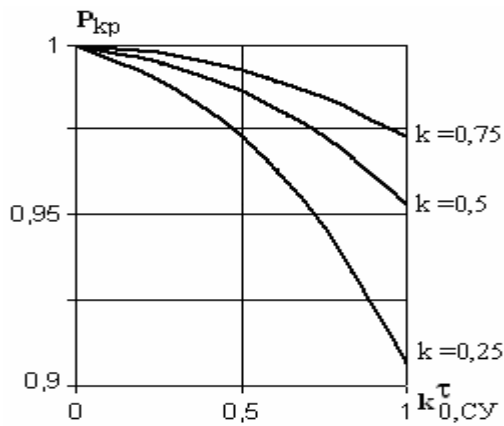


Рис. 9. $P_{кр}(k_{0,cy}^{\tau}, k)$, $\lambda = 2$

Существенное влияние на устойчивость ($P_{кр}$ снижается от 5% и более) оказывают самоуравновешенные касательные напряжения, приложенные вдоль длинной стороны прямоугольника при боль-

шой неравномерности сжатия ($k < 0,5$). Для значений $\lambda < 1$ и $k = 0,25 \div 1$ влиянием самоуравновешенных касательных напряжений можно пренебречь, если допустимая ошибка в определении параметра устойчивости составляет до 5%.

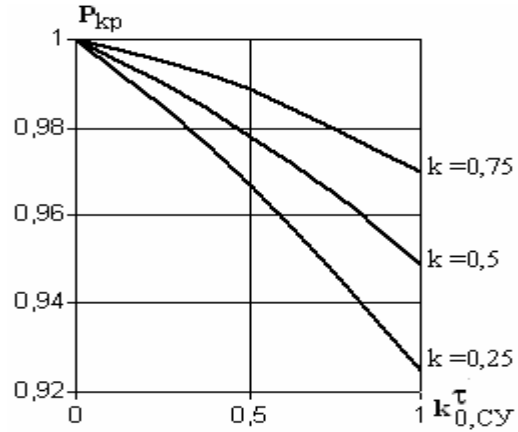


Рис. 10. $P_{кр}(k_{0,cy}^{\tau}, k)$, $\lambda = 1$

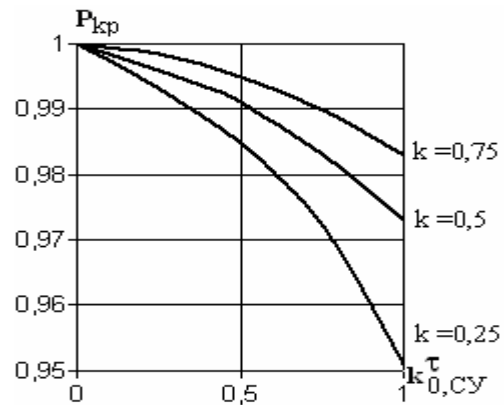


Рис. 11. $P_{кр}(k_{0,cy}^{\tau}, k)$, $\lambda = 1/2$

Заключение

Анализ полученных решений нетривиальных задач устойчивости прямоугольных пластин, находящихся в условиях регулярно неоднородного нагружения, показал недопустимость замены сугубо неоднородных исходных полей осредненными однородными.

Приведенная серия графиков иллюстрирует, каких величин может достигать погрешность в определении параметра критики с ростом градиента краевых функций («всплески» могут появляться по смежным упругим границам элементов сложных систем): пренебречь действующими на границе изгибающимися в плоскости пластины напряжениями возможно в очень редких случаях.

Самоуравновешенные нагрузки оказывают меньшее влияние на устойчивость пластины, однако

и оно может быть существенным. Из рассмотренных примеров можно заключить, что без особой потери точности для задачи устойчивости достаточно удерживать первые две-три компоненты функции $u_1(x, y)$. Этот вывод интересен как сам по себе, так и с точки зрения подхода метода идентификации краевых условий [1], поскольку заключение о минимально необходимом количестве компонент функции $u_1(x, y)$ определяет размер разрешающей матрицы на первом и втором этапах реализации метода.

Литература

1. Халилов С.А. Метод идентификации краевых условий в задачах упругой устойчивости. Идея метода / С.А. Халилов // *Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр.* – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ» 2003. – № 36/1. – С. 15-21.

ника и технология: сб. научн. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ» 2003. – № 36/1. – С. 15-21.

2. Халилов С.А. Решение в прямоугольнике статической задачи теории упругости при заданных на границе напряжениях / С.А. Халилов // *Вопросы проектирования самолетных конструкций. Тематический сб. научн. тр.* – Х.: ХАИ, 1982. – Вып. 3. – С. 120-127.

3. Халилов С.А. Устойчивость прямоугольных пластин при неоднородном деформировании / С.А. Халилов // *Расчет и проектирование конструкций летательных аппаратов. Тематический сб. научн. тр.* – Х.: ХАИ, 1989. – С. 50-57.

4. Халилов С.А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения / С.А. Халилов // *Прочность конструкций летательных аппаратов. Тематический сб. научн. тр.* – Х.: ХАИ, 1978. – Вып. 5. – С. 46-56.

Поступила в редакцию 14. 03.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры прочности летательных аппаратов П.А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВПЛИВ РІВНЯ САМОВРІВНОВАЖЕНИХ КРАЙОВИХ НАГРУЗОК НА ПАРАМЕТР СТІЙКОСТІ ПРЯМОКУТНИХ ПЛАСТИН

С.А. Халілов, С.Г. Кравченко

У високих наближеннях отримано розв'язки задач стійкості прямокутних пластин при регулярному неоднорідному навантаженні. Компоненти вихідного поля напружень представлено у вигляді сум рівноважних та самоврівноважених частин. Наведено, що в залежності від рівня самоврівноважених компонент напружень апроксимувати неоднорідні поля однорідними неприпустимо, що проілюстровано конкретними чисельними результатами. Отримані висновки важливі з точки зору розвитку нового підходу [1] до дослідження стійкості елементів конструкцій авіаційно-космічної техніки.

Ключові слова: неоднорідний вихідний стан, плоска задача теорії пружності, прямокутна область, самоврівноважені поля напружень, стійкість.

SELF-BALANCED EDGE TERMINATION LEVEL INFLUENCE ON RECTANGULAR PLATE STABILITY PARAMETER

S.A. Khalilov, S.G. Kravchenko

Rectangular plate stability task solutions under regular anisotropic loading are obtained in high approximation. Components of initial stress field are represented in sums of balanced and self-balanced parts. Impossibility of approximation of anisotropic fields with isotropic fields due to the self-balanced components level is shown with the concrete numerical examples. Conclusions obtained are important in terms of development of new method [1] of airspace structure elements stability research.

Key words: anisotropic initial state, plane elastic problem, rectangular region, self-balanced stress fields, stability.

Халилов Сиявуш Ахмедович – ст. научн. сотрудник, ст. преподаватель кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Кравченко Сергей Григорьевич – мл. научн. сотрудник, аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК, О.В. МАНАНКОВ, Д.А. ОВЧАР, А.В. ОНОПЧЕНКО

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

РАЗРАБОТКА ГРУППОВЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ИМПУЛЬСНОЙ ОБРАБОТКОЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЬЮТЕРНЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Исследуются возможности и программная реализация автоматизированной разработки групповых технологических процессов импульсной штамповки для сложных листовых деталей с использованием информационных компьютерных технологий. Представлена общая схема и алгоритм синтеза технологических процессов. Для типовых листовых деталей представлен диапазон конструкторско-технологических признаков, схемы синтеза и сам технологический процесс. Анализируются возможности и средства для выполнения конструкторской проработки детали на технологичность. Рассматриваются этапы разработки оптимального технологического процесса.

Ключевые слова: импульсная штамповка листовых деталей, технологическая оснастка, групповые технологические процессы, генерация технологических процессов, информационные технологии.

Введение

Изготовление листовых деталей авиационной техники требует использования новых методов обработки материалов в точных приспособлениях, уменьшения припусков на обработку, а в некоторых случаях даже отказа от дальнейшей механической обработки, которая требует дополнительных затрат на режущий инструмент и оснастку.

Данным требованиям хорошо удовлетворяют импульсные методы обработки, которые позволяют при малой серийности, крупных габаритах и повышенной сложности могут дать значительный экономический эффект.

Несмотря на сложность импульсной нагрузки, при достаточно грамотном расчете и отработке процесса можно получать уникальные и сложные детали, даже из высокопрочных материалов. Однако при определенных условиях имеется возможность отрабатывать технологию на целую группу деталей, обладающих сходством конструкторско-технологических признаков. При этом значительно сокращается время на отработку технологического процесса, экономятся ресурсы на оснастку. Такой метод обработки носит название – групповой.

Групповые технологические процессы позволяют использовать методы и средства крупносерийного и массового производства в серийном производстве нетрудоемких деталей и представляют собой единый технологический процесс, разработанный на некоторую группу специально подобранных деталей [1, 2].

Для создания такого процесса группу деталей заменяют одной комплексной деталью, содержащей все поверхности каждой из деталей, вошедших в группу.

Поэтому процесс, разработанный на комплексную деталь, пригоден для любой детали группы, но только при выполнении соответствующих условий. Для получения детали необходимо пропустить те операции или переходы, которые не требуются для этой детали.

Комплексная деталь [3, 4] должна быть сложнее любой из деталей группы. Высокая степень концентрации операций в любом процессе, и тем более групповом, оправдывается, прежде всего, при условии автоматического получения размеров.

Для этого используется определенное приспособление детали и постоянная или быстро восстанавливаемая установка инструментов на размер. Главным в идее групповых технологических процессов является преодоление технологическими средствами трудностей в организации экономичного производства, обусловленных разнообразием деталей при малом заданном выпуске каждой из них.

1. Анализ технологичности детали

Так как в настоящее время отсутствуют общепринятые (по ГОСТ) определение элементов детали, целесообразно ввести следующие обозначения.

«Стенка» – базовый элемент поверхности листовой детали, определяющий его пространственную форму.

«Дно» – развитая во внутреннюю сторону от стенки плоская поверхность или близкая к ней поверхность, пересекающая дно детали. «Дно» может иметь вырез.

«Фланец» – развитая в наружную сторону от стенки или близкая к ней поверхность, перпендикулярная продольной оси детали.

На основании комбинации элементов детали можно составить таблицу с рекомендуемыми названиями деталей в координатах – относительная высота-вид элемента (табл. 1).

Детали «окантовки, фланцы, жесткости» представляют группы неосимметричных деталей (табл. 2).

Остальные детали, как правило, имеют осесимметричную форму.

На их основе можно разработать комплексную деталь, включающую все возможные элементы.

Эскиз такой детали приведен на рис. 1.

В качестве заготовок для деталей, получаемых штамповкой-вытяжкой, чаще всего применяется листовой прокат. Основным правилом для определения размеров заготовок является равенство объемов заготовки и отштампованной детали. При вытяжке без утонения стенок изменением толщины материала обычно пренебрегают, и определение размеров заготовки производят по равенству площади заготовки и детали с припуском на обрезку.

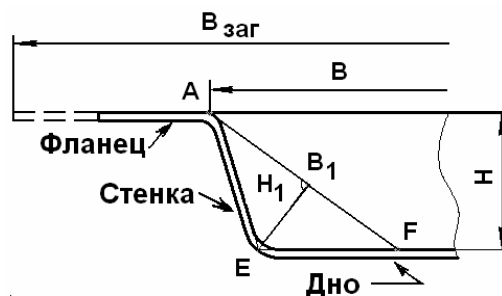


Рис. 1. Эскиз комплексной детали

В группу «Чашки, коробки» могут входить как круглые детали (являющиеся телами вращения), так и детали коробчатого типа.

Для случая вытяжки круглых деталей простой формы (рис. 2), заготовка имеет форму круга, диаметр которого находится по формуле 1 [3]:

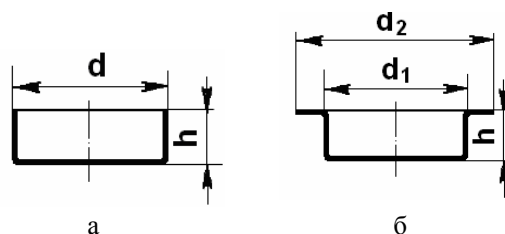


Рис. 2. Эскизы модели круглой детали

Таблица 1

Массив деталей в координатах – относительная высота-вид элемента

№	Элемент	плоские	мелкие	средние	глубокие	удлиненные		
1.	Дно	жесткости	обтекатели		днища	полупатрубки		
2.	Фланец	фланцы	торы	окантовки				
3.	Дно+фланец		мембраны		купола	полупатрубки		
4.	Стенка+дно+ + фланец		тарелки	чаши			стаканы	гильзы
5.	Стенка+дно		доньшки	днища				
6.	Стенка+фланец		окантовки	окантовки	лотки	обшивки		
7.	Стенка	кольца		обечайки			патрубки	

Таблица 2

Матрица соответствия между деталями группы «Жесткости»

Подгруппа Деталей	Деталь	H/B	H ₁ /B ₁	Материал
Б	Б1	≤0,1	≤0,3	Д16АМ, АК4-1
	Б5			АМцМ
	Б9			АМцП
	Б10			АМГ6
	Б13			Сплав 01420
	Б16			12Х18Н9Т, Сталь 20, 30ХГСА, Х20Н6МД2Т
	Б19			ОТ-4, ОТ4-1
В	В2	>0,1 ≤0,2	≤0,3	Д16АМ, АК4-1
	В6			АМцМ
	В11			АМГ6
	В14			Сплав 01420
	В17			12Х18Н9Т, Сталь 20, 30ХГСА, Х20Н6МД2Т
Г	Г3	≤0,1	>0,3 <0,45	Д16АМ, АК4-1
	Г7			АМцМ
	Г12			АМГ6
	Г15			Сплав 01420

В результате погрешностей процесса вытяжки в большинстве случаев применяется последующая обрезка неровного края или фланца детали.

При подсчетах размеров заготовки следует предусматривать соответствующий припуск под обрезку.

Для круглых деталей без фланца (рис. 2) площадь поверхности определяется по формуле:

$$D = 1,13\sqrt{F}, \quad (1)$$

где F – площадь поверхности готовой детали, мм^2 .

Для круглых деталей с фланцем площадь поверхности определяется по формуле

$$F = \sqrt{d_2^2 + 4d_1h}. \quad (2)$$

Все указанные выше заготовки получают на вырубных штампах из листового проката.

Для случая вытяжки коробчатых деталей с фланцами и без них заготовка чаще всего имеет вид овала, образованного двумя полукругностями и параллельными сторонами. Эта форма наиболее предпочтительна, так как она наиболее проста для изготовления вырубного штампа.

Все указанные выше заготовки получают на вырубных штампах из листового проката.

2. Алгоритм разработки группового технологического процесса

Основой для проектирования плана группового технологического процесса послужил ОСТ 1.41803-78.

Процесс проектирования можно осуществить в учебной версии программного пакета СПРУТ ТП.

Последовательность проектирования включает следующие этапы [5]:

1. Создание библиотеки для общей группы деталей – листовые детали.
2. Создание объекта.

В данном случае под объектом понимается конкретная группа деталей.

3. Создание экземпляров.

На данном этапе описывается каждая деталь конкретной группы со своим определенным набором параметров в виде отдельного экземпляра.

4. Описание ресурсов.
5. Описание этапов обработки.

К имеющемуся набору этапов, операций, переходов добавляются недостающие и используемые в проектируемом ТП.

Последовательность выполняемых этапов представляется в виде «дерева», в котором указывается четкая последовательность этапов обработки с указанием условий, которые в дальнейшем позволяют определить алгоритм выполнения этапов для конкретной детали группы. Для каждой группы деталей разрабатывается своя последовательность выполнения этапов обработки с учетом особенностей конструкторско-технологических признаков деталей каждой группы

6. Описание операций обработки.

Выполняется описание последовательности операций в каждом этапе отдельно.

Технологический процесс представляется виде «дерева» с указанием условий для определения последовательности операций для конкретной детали группы.

7. Описание переходов обработки.

На данном этапе проектирования осуществляется описание последовательности переходов в каждой операции отдельно.

8. Проектирование ТП в автоматическом режиме. Для проектирования ТП необходимо создать новый экземпляр или выбрать из ранее созданных экземпляров.

При этом в автоматическом режиме в зависимости от параметров экземпляра будет сформирован технологический процесс для штамповки-вытяжки данного экземпляра.

9. Получение технологической документации. При необходимости также в автоматическом режиме можно сформировать комплект технологической документации по ранее сформированному технологическому процессу.

3. Моделирование ТП

Реализация учебного группового технологического процесса осуществлялась в учебной версии пакета программ Спрут - ТП. Каждая операция имеет вид «дерева» с необходимыми условиями для определения последовательности переходов в операциях для конкретной детали.

Согласно выше приведенного алгоритма разработана [6] математическая модель ТП и оснастка (рис. 3) для проектирования листовых деталей, включающая несколько этапов проектирования. Согласно предварительно спроектированному ТП, изготовления деталей данного типа, деталь может быть изготовлена за три этапа: вытяжка, формовка и калибровка.

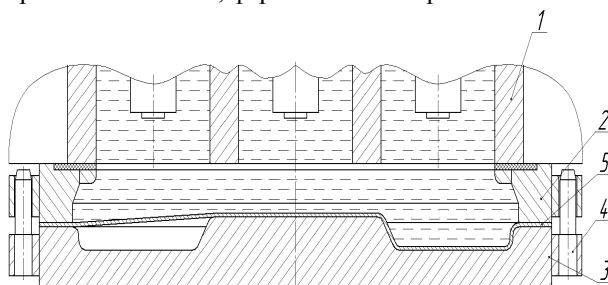


Рис. 3. Схема эксперимента:

- 1 – разрядный блок; 2 – прижимное кольцо;
- 3 – матрица; 4 – центровочные штифты; 5 – заготовка

После проведения окончательного контроля детали (рис. 4) было установлено, что она отвечает техническим требованиям, заданными конструктором.



Рис. 4. Детали, изготовленные по рассчитанному технологическому процессу

Аналогичным способом разработаны математические модели для других конфигураций детали.

Литература

1. Фираго В. П. Основы проектирования технологического процесса. Методы обработки поверхности / В.П. Фираго. – М.: Машиностроение, 1975. – 468 с.
2. Митрофанов С.П. Организация группового производства / С.П. Митрофанов. – Л.: Машиностроение, 1983. – Т. 1. – 407 с.
3. Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке / В.П. Романовский. – Л.: Машиностроение, 1979. – 520 с.
4. Сотников В.Д. Групові технологічні процеси в авіадвигунобудуванні: навчальний посібник / В.Д. Сотников. – Х.: ХАІ, 2008. – 80 с.
5. Евгеньев Г.Б. Систематология инженерных знаний: учеб. пособие для вузов / Г.Б. Евгеньев. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 346 с.
6. Третьяк В.В. Объектный подход к проектированию ресурсосберегающих импульсных технологий / В.В. Третьяк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – №3 (29). – С. 26-31.

Поступила в редакцию 11.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

РОЗРОБКА ГРУПОВИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ ЛИСТОВИХ ДЕТАЛЕЙ ІМПУЛЬСНОЮ ОБРОБКОЮ З ВИКОРИСТАННЯМ КОМП'ЮТЕРНИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

В.В. Третьяк, О.В. Мананков, Д.А. Овчар, А.В. Онопченко

Досліджуються можливості і програмна реалізація автоматизованої розробки групових технологічних процесів імпульсного штампування для складних листових деталей з використанням інформаційних комп'ютерних технологій. Представлена загальна схема і алгоритм синтезу технологічних процесів. Для типових листових деталей представлений діапазон конструкторсько-технологічних ознак, схеми синтезу і сам технологічний процес. Аналізуються можливості і засоби для виконання конструкторського опрацювання деталі на технологічність. Розглядаються етапи розробки оптимального технологічного процесу.

Ключові слова: імпульсне штампування листових деталей, технологічне оснащення, групові технологічні процеси, генерація технологічних процесів, інформаційні технології.

DEVELOPMENT OF GROUP TECHNOLOGICAL PROCESSES AT MAKING OF SHEET DETAILS BY IMPULSIVE TREATMENT WITH THE USE OF COMPUTER INFORMATION TECHNOLOGIES

V.V. Tretyak, O.V. Manankov, D.A. Ovchar, A.V. Onopchenko

Possibilities are explored and program realization of the automated development of group technological processes of the impulsive stamping for the difficult sheet details with the use of information computer technologies. A general chart is presented and algorithm of synthesis of technological processes. For the model sheet details a range is presented of designer-technological signs, charts of synthesis and technological process. Possibilities are analysed and tools for implementation of the designer working of detail on technological. Stages are considered of development of optimum technological process.

Key words: impulsive stamping of sheet details, technological rigging, group technological processes, generation of technological processes, information technologies.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства авиадвигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

Мананков Олег Владимирович – научн. сотр. кафедры производства авиадвигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

Овчар Дмитрий Александрович – магистр кафедры производства авиадвигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

Онопченко Антон Витальевич – магистр кафедры производства авиадвигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

УДК 681.5:681.3

В.Ф. СИМОНОВ, И.Ю. ДЫБСКАЯ, Т.В. СЕМЕНИШИНА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОПТИМАЛЬНАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ ТОЛЩИНЫ ПОЛОСЫ ПРОКАТА

Проведен синтез и анализ системы стабилизации толщины полосы проката. Используется принцип автоматического управления по отклонению. Выбран пропорционально-дифференциальный закон. Повышены быстродействие и запасы устойчивости системы и уменьшена статическая ошибка по возмущающему воздействию. Помимо пропорционально-дифференциального закона управления для системы стабилизации реализованы пропорциональный и пропорционально-интегрирующий законы управления для сравнения полученных результатов. Произведен синтез корректирующего устройства с помощью построения логарифмической амплитудно-частотной характеристики. Выполнено полунатурное моделирование САС, для чего были введены масштабы и рассчитаны коэффициенты модели. Получены статические и переходные характеристики системы. Выполнена оптимизация системы автоматической стабилизации по критерию минимального расхода энергии с использованием сеточного метода решения интегральных уравнений.

Ключевые слова: *полоса проката, цифровой регулятор, быстродействие, стабилизация толщины проката, классические методы синтеза, оптимальное по минимальному расходу энергии управление.*

Введение

В последние годы требования к качеству тонколистового проката резко возросли, поскольку ужесточилась конкурентная борьба на мировом рынке производителей сталей. Причем приоритет исследований по повышению качества направлен на разработку технологий производства проката с высокой плоскостностью и минимальной разнотолщинностью. Для создания конкурентоспособной авиационной продукции необходимым условием является высокий уровень научно-технических разработок для технологического обеспечения авиационного производства [1]. За последние 50 лет использование прогрессивных технологий при управлении толщиной прокатного стана позволило улучшить точность толщины листа на 2 порядка [2]. Но при этом остаются актуальными вопросы минимизации энергетических затрат при стабилизации толщины, что связано с эффективностью производства, в частности, корпусных деталей авиационных двигателей.

Большая часть отходов металла при прокатке на непрерывных станах является следствием разнотолщинности полос. Поэтому основное внимание при автоматизации непрерывных станов уделяется вопросам сокращения разнотолщинности. Система автоматической стабилизации толщины полосы проката непрерывного стана прокатки предназначена для поддержания заданной толщины полосы при

прокате. Кроме того, непрерывный стан холодной прокатки является одним из наиболее сложных технологических агрегатов, управление которым требует высокой квалификации персонала. Системы автоматического управления предназначены для повышения производительности станов, улучшения качества продукции и облегчения труда персонала [3].

В настоящее время для обеспечения необходимой точности, увеличения быстродействия и получения значительной экономии металла разработаны различные системы автоматического регулирования толщины проката. Так для экономии металла в размере 2...3% от общего объема производства всесоюзным научно-исследовательским и проектно-конструкторским институтом металлургического машиностроения (ВНИИметмашем) при участии Уралмашзавода и НИИ автоматизации чёрной металлургии создана система автоматического регулирования толщины и натяжения полосы на станах холодной прокатки, которая позволяет вести прокатку в отрицательном поле допусков [4]. С целью расширения диапазона регулирования и повышения точности разработана двухканальная система регулирования толщины, совмещающая два метода [3]. Для повышения быстродействия и устойчивости системы автоматического регулирования толщины полосы, предложенной А.Я. Лернером [5], предусматриваются воздействия по первой и второй производным от перемещения. Задача повышения точности автоматического регулирования толщины

полосы проката решается в работе [6]. Использование данного способа автоматического регулирования толщины полосы проката позволит уменьшить погрешность автоматического регулирования на 6%, увеличить выпуск проката с минусовым допуском на 0,5 % на 80% длины полосы.

Очевидно, что целесообразно продолжение работ в направлении разработки новых методов стабилизации толщины проката. В связи с наступившим промышленным кризисом требуется применение энергосберегающих технологий, поэтому была проведена оптимизация системы стабилизации по критерию оптимальной энергии, что позволяет значительно снизить энергетические затраты на управление.

Постановка задачи

Система автоматической стабилизации (САС) толщины полосы проката позволяет поддерживать заданную толщину листа при непрерывном прокате. Для решения этой задачи используется принцип автоматического управления по отклонению. Полоса проката подается с определенной скоростью. Скорость подачи измеряется и стабилизируется во внутреннем контуре системы автоматического управления. Толщина проката изменяется с помощью рабочих валков, которые непосредственно воздействуют на металлический лист. Толщина прокатываемой полосы измеряется бесконтактным измерителем толщины. Для выбранной системы автоматического управления был выбран пропорционально-дифференциальный закон управления, который описывается уравнением следующего вида:

$$U_{\text{упр}}(t) = k_{\Pi} \varepsilon(t) + k_{\text{Д}} \frac{d\varepsilon(t)}{dt}, \quad (1)$$

где k_{Π} и $k_{\text{Д}}$ – соответствующие коэффициенты преобразования;

$\varepsilon(t)$ – отклонение;

$U_{\text{упр}}(t)$ – сигнал управления.

С его помощью необходимо повысить быстродействие и запасы устойчивости системы и уменьшить статическую ошибку по возмущающему воздействию.

С целью обеспечения требуемых показателей качества требуется произвести синтез корректирующего устройства с помощью построения логарифмической амплитудно-частотной характеристики (ЛАЧХ). Синтез состоит из трех этапов: 1) построение ЛАЧХ нескорректированной системы – располагаемой ЛАЧХ; 2) построение желаемой ЛАЧХ; 3) определение структуры и параметров последовательного корректирующего устройства.

Систему управления, обеспечивающую наилучшие, в определенном смысле, показатели качест-

ва ее работы при заданных условиях, называют оптимальной [7].

Среди оптимальных систем управления особое значение имеют системы, оптимальные по расходу энергии.

Задача оптимизации управления по расходу энергии заключается в выборе допустимой траектории, при которой изображающая точка переходит из начального состояния в требуемое при минимальных энергетических затратах.

Рассмотрен алгоритм построения оптимальных программных управлений с использованием сеточного метода решения интегральных уравнений. Задача о минимальном расходе энергии сводится к минимизации следующего критерия оптимальности:

$$J(u) = \int_0^T u^2(t) dt \rightarrow \min_u \quad (2)$$

при следующих ограничениях:

$$\begin{aligned} X^0 &= [x_1(0) \quad x_2(0)]^T; \\ X^T &= [x_1(T) \quad x_2(T)]^T. \end{aligned} \quad (3)$$

Ограничения типа неравенств отсутствуют.

Анализ и синтез системы стабилизации толщины полосы проката

Кинематическая схема объекта управления (ОУ) представлена на рис. 1.

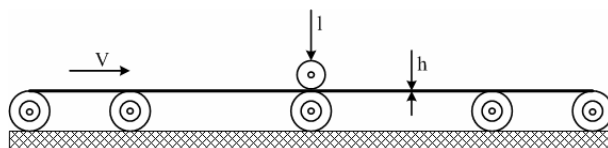


Рис. 1. Кинематическая схема ОУ: l – линейное перемещение рабочих валков, мм; V – скорость движения ленты, м/с; h – толщина проката, мм

Функциональная схема ОУ представлена на рис. 2.

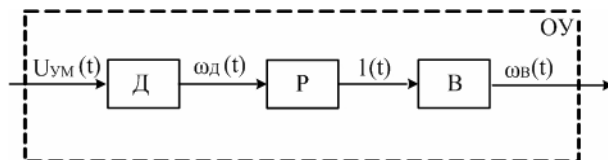


Рис. 2. Функциональная схема ОУ: Д – двигатель; Р – редуктор; В – рабочие валки; $U_{\text{ум}}(t)$ – напряжение усилителя мощности, В; $\omega_{\text{д}}(t)$ – угловая скорость вращения двигателя, рад/с; $l(t)$ – перемещение редуктора, мм; $\omega_{\text{в}}(t)$ – угловая скорость вращения валков, об/с

Двигатель с передаточным механизмом служит для приведения в движение рабочих валков. Совокупность этих элементов представляет собой электропривод, который и является объектом управления.

Объект управления по линейному перемещению находится на границе устойчивости, а по скорости линейного перемещения является устойчивым.

При проектировании системы управления часть системы выбрана. Это объект управления, усилитель мощности, исполнительный механизм, датчики. К системе предъявляются требования в виде набора показателей качества. При синтезе системы управления возможно применять следующие методы:

- синтез систем при помощи корневого годографа;
- синтез систем при помощи ЛАФЧХ;
- синтез систем модального управления;
- синтез систем машинными методами.

Также необходимо определить, какое корректирующее устройство следует ввести в систему для обеспечения выполнения предъявляемых требова-

ний к качеству управления. Для цифровых САС существуют следующие методы коррекции:

- коррекция ЦСАУ с помощью непрерывных корректирующих устройств;
- коррекция ЦСАУ с помощью импульсного фильтра;
- коррекция ЦСАУ с помощью микроконтроллера.

В данной работе рассматривается коррекция цифровой системы управления с помощью микроконтроллера. Для заданной системы управления выбран пропорционально-дифференциальный (ПД) закон управления. С его помощью увеличиваются быстродействие и запасы устойчивости системы.

Функциональная схема системы с корректирующим устройством представлена на рис. 3.

Синтез корректирующего устройства был произведен с использованием логарифмических амплитудно-частотных характеристик (ЛАЧХ).

Переходный процесс скорректированной системы представлен на рис. 4.

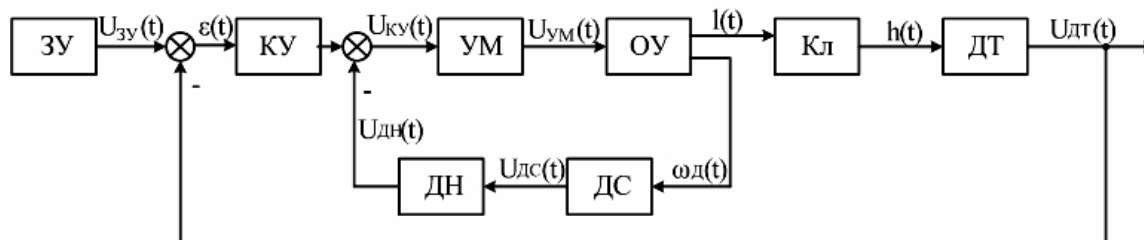


Рис. 3. Функциональная схема системы с корректирующим устройством: ЗУ – задающее устройство; КУ – корректирующее устройство; УМ – усилитель мощности; Кл – клеть проката; ДС – датчик скорости; ДТ – датчик толщины; ДН – делитель напряжения; $U_{ЗУ}(t)$ – напряжение задающего устройства, В; $\varepsilon(t)$ – сигнал рассогласования, В; $U_{КУ}(t)$ – напряжение корректирующего устройства, В; $h(t)$ – действительная толщина, мм; $U_{ДС}(t)$ – напряжение датчика скорости, В; $U_{ДТ}(t)$ – напряжение датчика толщины, В; $U_{ДН}(t)$ – напряжение делителя напряжения, В

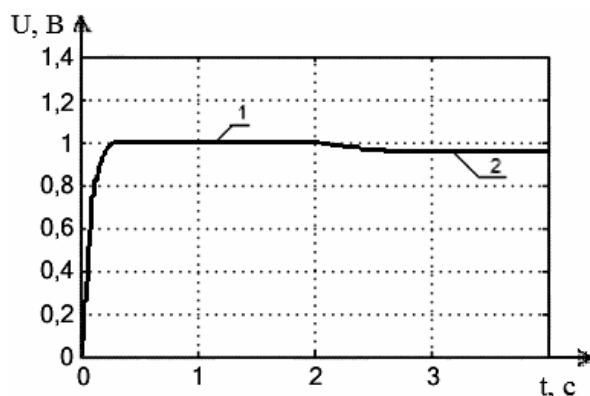


Рис. 4. Переходные процессы скорректированной системы:
1 – переходный процесс по задающему воздействию; 2 – переходный процесс по возмущающему воздействию

Как видно из рис. 4, получены следующие показатели качества: статическая ошибка по возмущающему воздействию 1%; время переходного процесса 0,3 с; перерегулирование 0%.

Частотные характеристики разомкнутой скорректированной системы с цифровым корректирующим устройством представлены на рис. 5, 6.

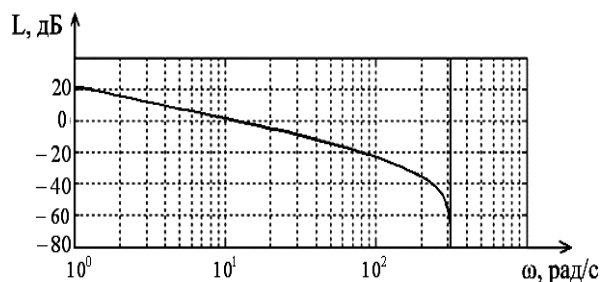


Рис. 5. ЛАЧХ разомкнутой САС

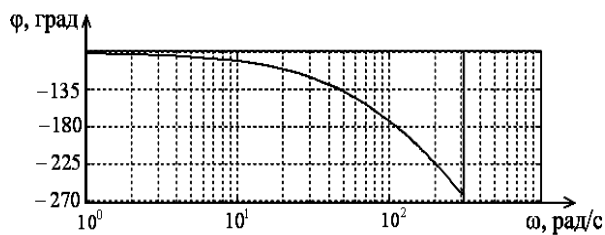


Рис. 6. ЛФЧХ разомкнутой САС

Как видно из рис. 5 и рис. 6, запасы устойчивости равны:

- запас устойчивости по амплитуде $L_3 = 22$ дБ;
- запас устойчивости по фазе $\varphi_3 = 80$ град.

Частотные характеристики замкнутой скорректированной системы с цифровым корректирующим устройством представлены на рис. 7 и рис. 8.

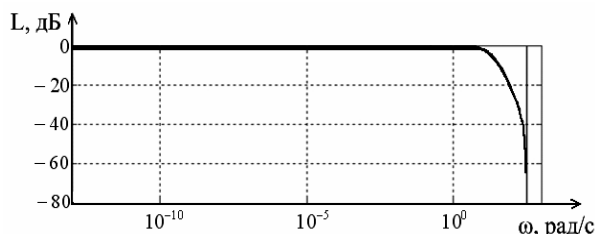


Рис. 7. ЛАЧХ замкнутой САС

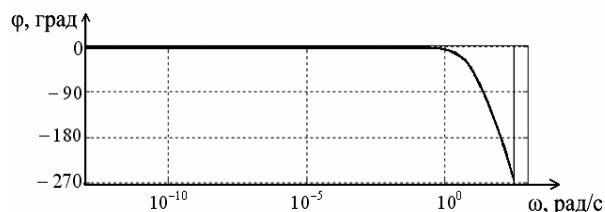


Рис. 8. ЛФЧХ замкнутой САС

Как видно из рис. 7 и 8, были определены следующие показатели качества:

- показатель колебательности $M = 0$;
- полоса пропускания 42,5 рад/с;
- статическая ошибка по задающему воздействию 0.

Для системы управления, помимо ПД-закона управления реализованы пропорциональный (П) и пропорционально-интегральный (ПИ) законы управления. Для реализации пропорционально-интегрирующего закона управления ввели в контур системы интегрирующее звено. Для каждой системы провели синтез корректирующего устройства. Переходные характеристики систем представлены на рис. 9.

Как видно из графиков система с ПД законом управления имеет наилучшие показатели качества.

У системы с П-законом управления установившаяся ошибка больше 1%, и в отличие от пропорционально-дифференциального закона управления имеется перерегулирование – 1%. У системы с ПИ-законом установившаяся ошибка по возмущающему воздействию равна нулю, время переходного процесса составляет 5 секунд и присутствует перерегулирование – 38%. Выбираем пропорционально-дифференциальный закон управления.

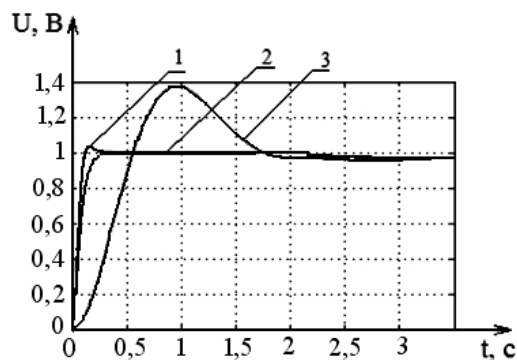


Рис. 9. Переходные характеристики систем: 1 – переходная характеристика с П-законом управления; 2 – переходная характеристика с ПД-законом управления; 3 – переходная характеристика с ПИ-законом управления

Проведено полунатурное моделирование спроектированной САС. Получены статические (рис. 10) и переходные (рис. 11) характеристики.

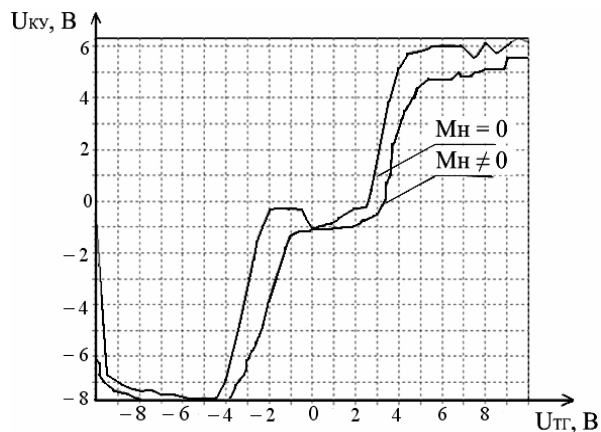


Рис. 10. Регулировочные статические характеристики замкнутой САС: M_n – возмущающее воздействие

Из рис. 11 определены следующие показатели качества:

- статическая ошибка по возмущающему воздействию 0,1 В;
- время переходного процесса 0,3 с;
- перерегулирование 0%.

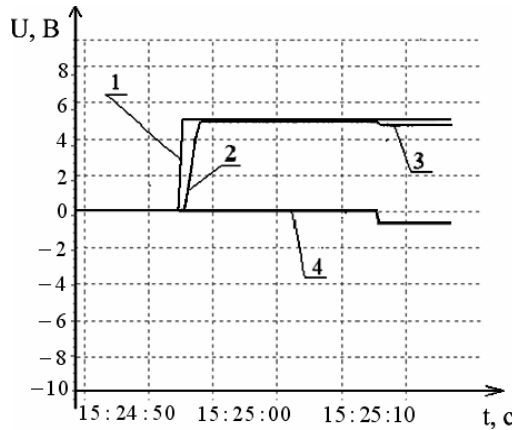


Рис. 11. Переходные характеристики замкнутой САС: 1 – задающее воздействие; 2 – переходная характеристика САС по задающему воздействию; 3 – переходная характеристика САС по возмущающему воздействию; 4 – возмущающее воздействие

Оптимизация системы автоматической стабилизации толщины проката

Рассмотрим алгоритм построения оптимальных программных управлений с использованием сеточного метода решения интегральных уравнений [8].

Передаточная функция управляемого объекта представлена в виде:

$$W(s) = \frac{U_{ДТ}(s)}{\varepsilon(s)} = \frac{75}{0,53s^2 + 1,73s}. \quad (4)$$

Дифференциальное уравнение объекта, соответствующее передаточной функции (4), имеет вид:

$$\frac{d^2 U_{ДТ}(t)}{dt^2} + 3,3 \frac{dU_{ДТ}(t)}{dt} = 141 \cdot \varepsilon(t). \quad (5)$$

Вводим переменные состояния и получаем систему уравнений в виде:

$$\begin{cases} \dot{U}_{ДТ1}(t) = U_{ДТ2}(t); \\ \dot{U}_{ДТ2}(t) = -3,3 \cdot U_{ДТ2}(t) + 141 \cdot \varepsilon(t), \end{cases} \quad (6)$$

которую можно записать в векторной форме:

$$\dot{U}_{ДТ}(t) = A \cdot U_{ДТ}(t) + B \cdot \varepsilon(t), \quad (7)$$

где

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -3,3 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 141 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Итак, при заданном уравнении объекта управления (6), отсутствии ограничений на управление $u(t)$ и заданных краевых условиях

$$\begin{aligned} X^0 &= [0 \quad -0,003]^T; \\ X^T &= [0 \quad 0]^T, \end{aligned} \quad (9)$$

времени управления $T = 4$ с находим требуемое

управление $u(t)$ и фазовые траектории $x_1(t), x_2(t)$ (рис. 11), при которых заданный функционал качества

$$J(u) = \int_0^T u^2(t) dt \rightarrow \min_u. \quad (10)$$

Для нахождения $u(t), x_1(t), x_2(t)$ перейдем от системы дифференциальных уравнений в форме Коши (6) к векторно-матричному интегральному уравнению Вольтера 2-го рода. Для данной системы имеем [9]:

$$\begin{cases} k_X(t, \tau) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} l(t); \\ k_U(t, \tau) = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} l(t). \end{cases} \quad (11)$$

Конечномерный эквивалент для объекта управления (6) с использованием сеточно-матричного оператора системы можно записать следующим образом [9]:

$$\hat{X} = A \hat{X} B \hat{U} + A \hat{X} \hat{X}^0. \quad (12)$$

Теперь постановка задачи в терминах математического программирования формулируется следующим образом:

$$J(\hat{U}) = h \sum_{k=1}^N \beta_k (u(t_k))^2 \rightarrow \min_{\hat{U}}; \quad (13)$$

$$\beta_k = \begin{cases} 0,5, & k=1; \\ 1, & k=2, N-1; \\ 0,5, & k=N \end{cases} \quad (14)$$

при ограничениях типа равенств (11) на начальное состояние объекта управления.

Параметризованный эквивалент конечных условий можно записать следующим образом:

$$X^T = \begin{bmatrix} x_1(t_N) = 0 \\ x_2(t_N) = 0 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Ограничения на управление и фазовые координаты не накладываются.

При решении конечномерной оптимизационной задачи воспользовались пакетом Optimization Toolbox многофункциональной интегрированной системы автоматизации математических и научно-технических расчетов Matlab 6.5. Поиск экстремума нелинейной функции многих переменных при наличии ограничений в данной системе реализован функцией `fmincon`. Линейные ограничения типа равенств и типа неравенств при вызове функции `fmincon` представлены в виде

$$A_{eq}x = B_{eq}, \quad A_{ue}x \leq B_{ue}, \quad (16)$$

где x – вектор оптимизируемых параметров;

$A_{eq}, A_{ue}, B_{eq}, B_{ue}$ – матрицы и векторы линейных

ограничений типа равенств и типа неравенств соответственно.

Результаты построения оптимального про-

граммного управления ($x_1(t) = \Delta l$, $x_2(t) = \omega_d$) с использованием сеточного метода решения интегральных уравнений приведены на рис. 12.

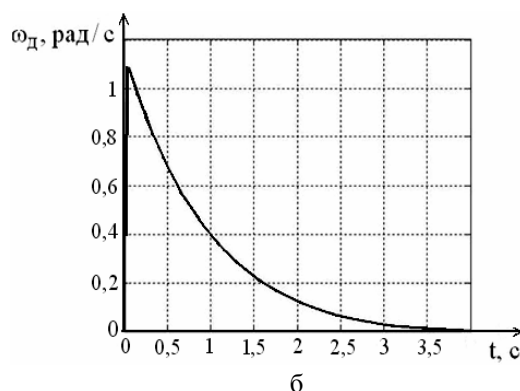
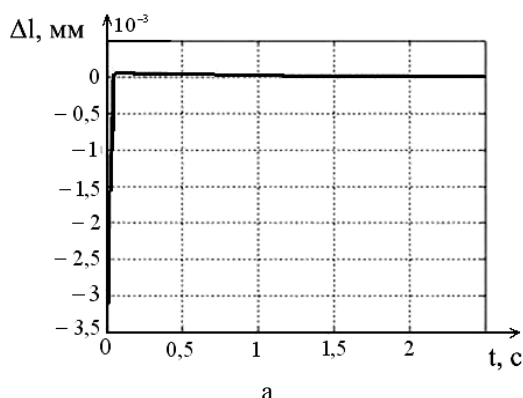


Рис. 12. Графики функций: а – отклонение от заданного значения; б – угловая скорость вращения двигателя

Как видно из рис. 12, а оптимальная система обрабатывает отклонение медленнее, чем система с цифровым ПД-регулятором. Полная компенсация возмущающего воздействия в оптимальной системе происходит за 1,2 с, а в системе с цифровым регулятором за 0,3 с. Но, как видно из рис. 13, оптимальная система по критерию минимального расхода энергии имеет намного меньшие энергетические затраты, чем система с цифровым ПД-регулятором.

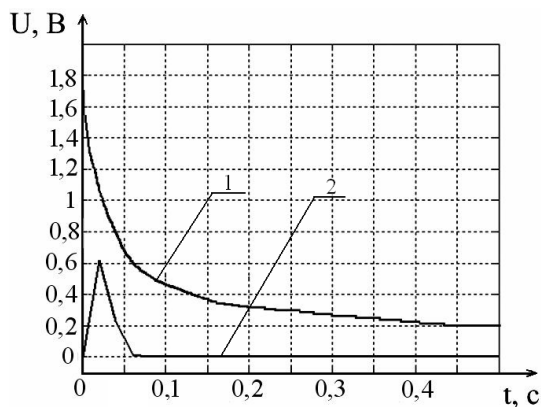


Рис. 13. Результат сравнения системы с цифровым ПД-регулятором (1) и оптимальной системы по критерию минимальной энергии (2)

Заключение

Рассмотрена задача стабилизации толщины полосы проката с целью поддержания заданной толщины. Выбран первичный закон управления, который предусматривает увеличение быстродействия и запасов устойчивости, синтезировано цифровое корректирующее устройство с помощью логарифмической амплитудно-частотной характеристики.

Проведено полунатурное моделирование САС, получены регулировочные статические и переходные характеристики системы. Определены показатели качества: статическая ошибка составляет 1%, время переходного процесса составляет 0,3 с, перерегулирование отсутствует.

Проведена оптимизация системы автоматической стабилизации по критерию минимальной энергии с использованием сеточного метода решения интегральных уравнений. В оптимальной системе существенно сокращается расход энергии на управление (в четыре раза).

Дальнейшие исследования предусматривают проведение анализа системы стабилизации толщины проката с учетом внешних и внутренних (параметрических) возмущений, а также с использованием интегрально-квадратичного критерия качества.

Литература

1. Гудвин Г.К. Проектирование систем управления / Г.К. Гудвин, С.Ф. Гребе, М.Э. Сальгадо. – М.: БИНОМ, Лаборатория знаний, 2004. – 991 с.
2. Интегрированные технологии – основа создания конкурентоспособных авиационных двигателей [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.wing.com.ua/content/view/4513/52/>.
3. Тимофеев Б.Б. Системы и средства автоматического управления непрерывными станами горячей прокатки / Б.Б. Тимофеев, И.Н. Богаенко. – К.: Киевский ин-т автоматики, 1981. – 256 с.
4. Лысенко Н.Г. Адаптивная система автоматизации коррекции толщины полосы / Н.Г. Лысенко, Е.В. Леонидов, Н.Г. Ковалев // Разработка и внедрение АСУ прокатными станами: тезисы докладов к конф. и совещ. – М.: Министерство приборостроения, средств автоматизации и систем управления, 1975. – С. 119 – 197.

5. Милич М.Б. Применение вычислительных машин в автоматическом управлении прокатными станами за рубежом / М.Б. Милич, А.А. Фингер. – М.: Отделение ВНИИЭМ по научно-технической информации в электротехнике, 1969. – 278 с.

6. Пат. 710707 СССР, МПК⁷ В 21 В 37/12. Способ автоматического регулирования толщины проката / Давыдов А.А., Шишкинский В.И., Прокошин И.В.; Заявитель и патентообладатель Всесоюзный научно-исследовательский институт автоматизации черной металлургии – №2560118/22-02; заявл. 27.12.77; опубл. 25.01.80, Бюл. № 3. – 3 с.

7. Соколов Ю.Н. Компьютерный анализ и

проектирование систем управления: ч. 3. Оптимальные системы управления / Ю.Н. Соколов. – Х.: Харьковский авиационный институт, 2006. – 272 с.

8. Матричные методы расчета и проектирования сложных систем автоматического управления для инженеров / К.А. Пупков, Н.Д. Егунов, Ю.Л. Лукашенко, Д.В. Мельников, В.М. Рыбин, А.И. Трофимов. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 661 с.

9. Пупков К.А. Методы классической и современной теории автоматического управления / К.А. Пупков, Н.Д. Егунов. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 744 с.

Поступила в редакцию 24.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры автоматики и управления в технических системах А.И. Рогачев, Национальный технический университет „Харьковский политехнический институт”, Харьков.

ОПТИМАЛЬНА СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ ТОВЩИНИ СМУГИ ПРОКАТУ

В.Ф. Симонов, І.Ю. Дибська, Т.В. Семенишина

Проведений синтез та аналіз системи стабілізації товщини смуги прокату. Використовується принцип автоматичного управління за відхиленням. Вибраний пропорційно-диференціальний закон управління. Підвищені швидкодія і запаси стійкості системи і зменшена статична помилка за збурювальною дією. Крім пропорційно-диференціального закону управління для системи стабілізації реалізовані пропорційний і пропорційно-інтегруючий закони управління для порівняння отриманих результатів. Проведений синтез коректувального пристрою, за допомогою побудови логарифмічної амплітудно-частотної характеристики. Виконано напівнатурне моделювання САС, для чого були введені масштаби і розраховані коефіцієнти моделі. Отримані статичні та перехідні характеристики системи. Виконана оптимізація системи автоматичної стабілізації за критерієм мінімальної витрати енергії з використанням сіткового методу вирішення інтегральних рівнянь.

Ключові слова: смуга прокату, цифровий регулятор, швидкодія, стабілізація товщини прокату, класичні методи синтезу, оптимальне за мінімальною витратою енергії управління.

OPTIMAL STABILIZATION SYSTEM OF THE ROLLING PLATE GAGE

V.F. Symonov, I.Y. Dybska, T.V. Semenishina

Synthesis and analysis of stabilization system of the rolling plate gage is carried out. Principle of automatic control on a deviation is utilized. The proportionally-differential law of control is chosen. The swiftness and stability margins of the system are improved and a steady-state error on disturbing actions is reduced. Besides the proportionally-differential control law for the stabilization system the proportional and proportionally integrating control laws are realized, for comparison of the got results. The synthesis of compensating device is performed, by the plotting of logarithmic gain-frequency characteristic. The seminatural design of ASS is executed, for what scales are entered and model coefficients are calculated. Static and step responses of the system are got. Optimization of the stabilization system of the rolling plate gage on the criterion of minimum energy with the use of net method of integral equations solution is executed.

Key words: rolling plate, digital regulator, swiftness, stabilization of the rolling plate gage, classic methods of synthesis, optimal control based on minimizing energy.

Симонов Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Дыбская Ирина Юрьевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: irinadyb@gmail.com..

Семенишина Татьяна Валерьевна – студентка 5-го курса факультета систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tatiana_vs@mail.ru.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, А.С. КАРТАШЕВ, В.А. СЕРЕДА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПОЛНЫЕ ТРАЕКТОРНЫЕ МОДЕЛИ ДВУХСТУПЕНЧАТЫХ РАКЕТ

Представлена комплексная аэрогазодинамическая модель двухступенчатых ракет, отражающая процессы внешнего и внутреннего обтекания. Модель учитывает связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей. Внутренние течения определяются моделью горения. Реализованы модели динамики запуска, свободного полета и разделения ступеней, отображающие траекторное поведение объектов аэрокосмической техники в переменных полях поверхностных и массовых сил. На основании модели исследовалась эволюция реактивной струи при старте аппарата и в момент разделения ступеней.

Ключевые слова: комплексная аэрогазодинамическая модель, разделение ступеней, процессы в струях.

Введение

Основной задачей динамического проектирования двухступенчатых летательных аппаратов (ЛА) является определение траекторных сил и моментов, исследование возмущенного движения ЛА с целью выбора параметров системы стабилизации и оценки управляемости. В числе важнейших следует выделить вопросы динамики переходных участков траектории – старта и разделения ступеней [1].

1. Модель и метод исследования

Полный траекторный цикл ЛА отображается замкнутой нестационарной моделью третьего ранга, представляющей собой комплекс взаимосвязанных элементов:

- 1) подмодели (ПМ) внешнего и внутреннего обтекания, заданной в контрольном объеме (КО), связанном с ЛА;
- 2) динамической ПМ запуска и свободного полета, отображающей траекторное поведение ЛА в переменных полях поверхностных и массовых сил;
- 3) ПМ динамики разделения ступеней ЛА с учетом конкретных особенностей конструкции и работы систем.

Математическое описание модели свободнолетающего ЛА основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного течения среды в декартовых координатах, состоящей из уравнений законов сохранения массы, импульса и энергии [2]. Для моделирования внутренних течений применялась ПМ рабочего процесса в твердотопливном ракетном двигателе (РДТТ) с подвижными границами, положение которых определялось горением заряда твердого ракетного топлива (ТРП) в соответствии с формулой Саммерфилда [3].

Для отображения условий газодинамического взаимодействия ЛА с телами, вовлеченными в тра-

екторный процесс (пусковым устройством, поверхностью земли), в КО задается система твердотельных масок, кинематика которых определяется решением уравнений динамики полета.

Движения ЛА на траектории описываются уравнениями динамики тела переменной массы, движущегося в поле сил земного тяготения под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям и моментам, действующих относительно центра масс [4].

Исследование переходных участков траектории представляет собой решение задач об относительном движении двух или нескольких тел, в частности, ЛА относительно пусковой установки, разделяющихся ступеней и т.п.

Геометрическая подобласть решения отображается на сетку с гексаэдральными ячейками. Переменная топология геометрической подобласти решения задается импортированной из среды проектирования твердотельной маской [2, 4]. Для обеспечения адекватного отображения направляющих свойств поверхностей ЛА на прямоугольной сетке использован метод отображения направляющих свойств твердотельных границ [2]. Для решения эволюционной задачи используется конечно-разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке [2, 4].

Результаты численных исследований представлены воспроизведением переменных во времени состояний физических полей согласно соответствующим траекторным фазам.

2. Пример численного моделирования

Исследовались фазы старта, движения по траектории без изменения полетной конфигурации и разделения ступеней ЛА, выполненного по схеме с продольным делением ступеней (рис. 1, 2).

Мощность расчетной сетки составляла 500 тыс. элементов.

2.1. Моделирование фазы старта

Представленная на рис. 3 фаза старта соответствует импульсному выходу сверхзвуковой реактивной струи, взаимодействующей с поверхностью непосредственно после прорыва диафрагмы, закрывавшей сопло РДТТ.

По мере движения ЛА по направляющей графическая оболочка отображает мгновенные значения параметров, необходимых для решения задач проектирования, в частности – продольной пере-



Рис. 1. Объект исследований

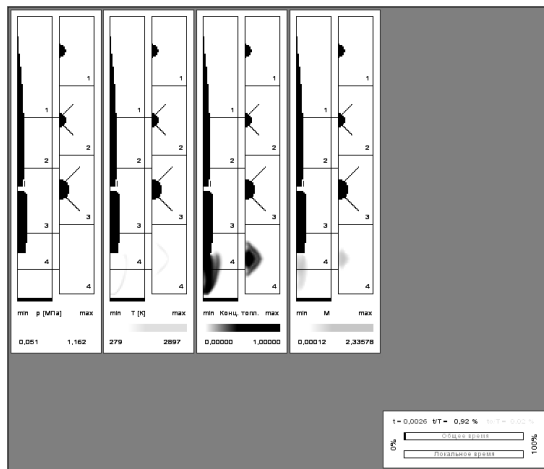


Рис. 3. Фаза старта ЛА

2.3. Моделирование фазы разделения ступеней

На данном типе ЛА применяется способ горячего разделения ступеней. РДТТ маршевой ступени запускается до разрыва связей между ступенями и отделяющийся твердотопливный ускоритель (ТТУ) отбрасывается реактивной струей. Одним из недостатков горячего разделения являются большие возмущения, воздействующие на последующую ступень [1]. Согласно [5], при относительно малых расстояниях между ступенями важную роль играют возвратные течения, которые возникают в результате взаимодей-

грузки, скорости центра масс, несбалансированных моментов при освобождении бугелей и т.п.

2.2. Моделирование свободного полета

Моменты сил, действующие на ЛА на внешнем участке траектории, вызывают отклонения в плоскостях тангажа, рыскания и крена (рис. 4). Тем не менее, свойственная данному типу ЛА тяговооруженность обуславливает практически прямолинейный характер начального внешнего траекторного участка.

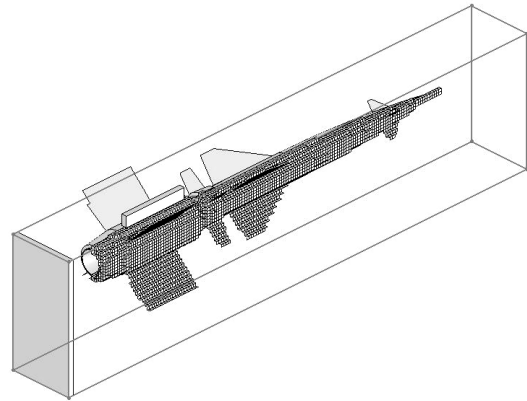


Рис. 2. Контрольный объем с объектом исследований

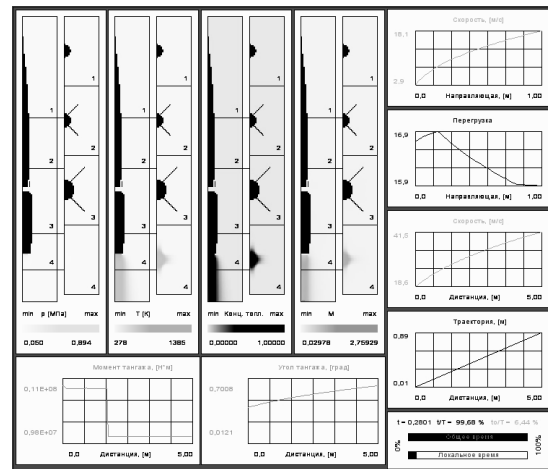


Рис. 4. Состояние физических полей и динамические характеристики при прохождении ЛА дистанции 5 м

ствия струи с передней частью отделяющейся ступени, и направленные к ступени, продолжающей полет. Для данной фазы полета характерна высокая интенсивность силового взаимодействия: осевая сила, действующая на нижнюю часть в начальные моменты разделения сравнима с силой тяги РДТТ маршевой ступени, что используется для быстрого разделения ступеней. Выходящая из сопла струя быстро расширяется, проходит сквозь головной скачок уплотнения перед ТТУ и попадает в полость в его передней части (рис. 5). Затем течение реверсируется и выходит из полости со скоростью, близкой к звуковой. При этом

давление в возвратной струе значительно превышает давление в падающей (рис. 6), что несет в себе потенциальную опасность выключению двигателя. Поэтому для запуска РДТТ маршевой ступени должно быть выдержано определенное минимальное расстояние между срезом сопла РДТТ маршевой ступени и отражательным устройством ТТУ.

2.4. Неравновесные процессы в струях

Неоднородность физических полей в камере сгорания РДТТ проявляется в той или иной мере в критическом сечении, а также на срезе сопла [6].

В [7] указывалось на изменение геометрии сверхзвуковых струй на удалении от сопла. При моделировании обращает на себя внимание эффект неравномерного расширения струи в поперечном к потоку направлении. На одинаковом удалении от выходного сечения процессы расширения-сжатия происходят с повышенной интенсивностью в направлении диагональной плоскости. Анализ показывает образование ярко выраженной зоны разрежения в направлении диагонали. В результате на некотором расстоянии от среза сопла граница струи приобретают в поперечном сечении ромбовидную форму. Эволюция реактивной струи при старте ЛА, а также поле температур в плоскости, перпендикулярной потоку, приведены на рис. 7. На рис. 8 представлено сопоставление смоделированной формы струи и образующейся в натурных условиях [8].

Еще более интенсивные эффекты интерференции

струй были получены при исследовании фазы разделения ступеней ЛА (рис. 9 – 11).

Одним из доминирующих факторов процесса старта является взаимодействие реактивной струи с наземными частями комплекса.

При газодинамическом старте для повышения пропульсивного КПД двигателя применяются газоотражательные щиты. Истечение струи в полуограниченное пространство приводит к ее торможению, за счет чего осуществляется полуактивный старт ракеты.

Аналогичные явления происходят при горячем разделении ступеней (роль щита в данном случае выполняет торец отделяемой части), что способствует энергичному отделению ТТУ. Для подобного класса явлений характерны интенсивные эжекционные процессы. Уровень скоростей эжектируемой массы при взаимодействии струи с газоотражательным щитом значительно превосходит скорость набегающего потока. Горячее разделение ступеней осуществляется в конце стартового участка траектории при достижении ЛА высоких дозвуковых скоростей полета, не соизмеримых, тем не менее, со скоростью истечения струи.

Таким образом, для обоих случаев характерны высокие субстанциональные скорости, обуславливающие совместно с теньевыми зонами формирование структур, отображающих геометрию оперения. Также струя может приобретать несимметричную структуру, повторяющую формы иных элементов конструкции, например направляющей. По мере удаления ракеты от пусковой установки и отделившейся ступени, «ромб» теряет свои очертания (рис. 12).

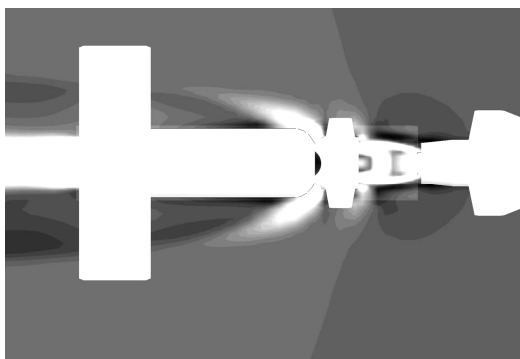


Рис. 5. Поле скоростей между ступенями ЛА

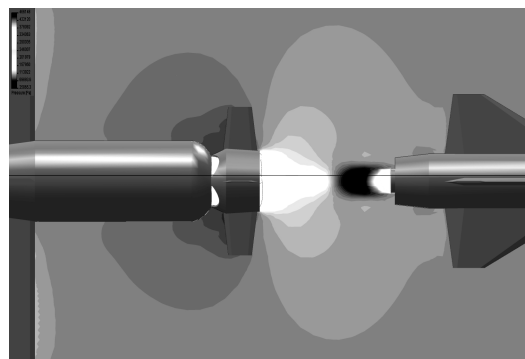


Рис. 6. Поле давлений между ступенями ЛА



Рис. 7. Эволюция реактивной струи в момент времени от 0 до 0.055 с

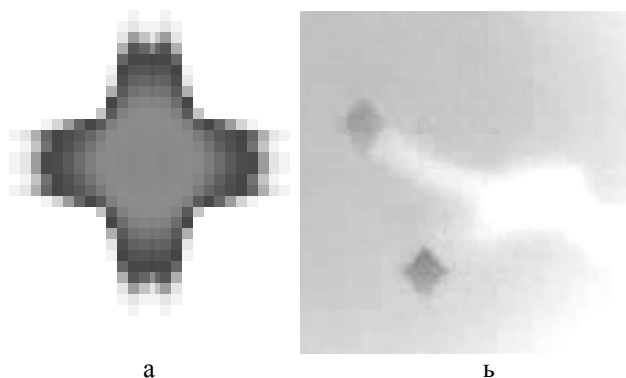


Рис. 8. Форма струи: а – модель, б – натурные испытания

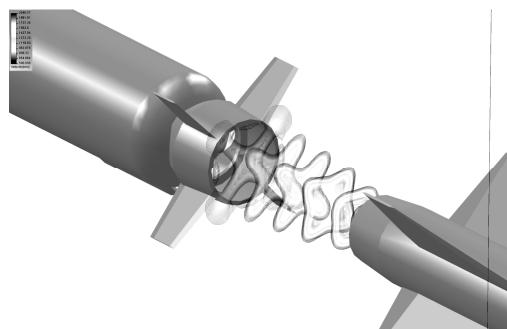


Рис. 9. Изолинии скорости

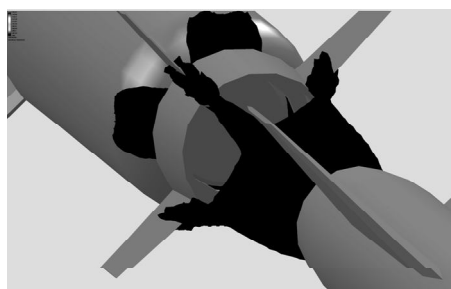
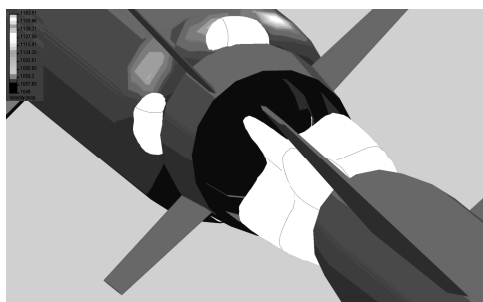


Рис. 10. Исоповерхности скорости

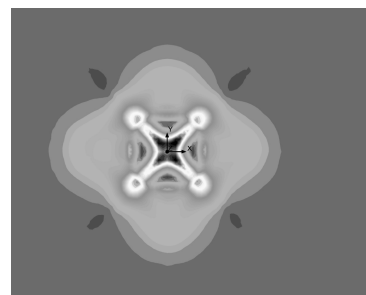
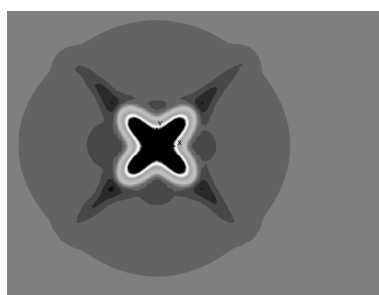
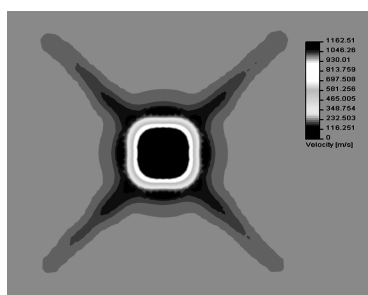


Рис. 11. Поле скоростей в сечениях между головной частью и ТТУ

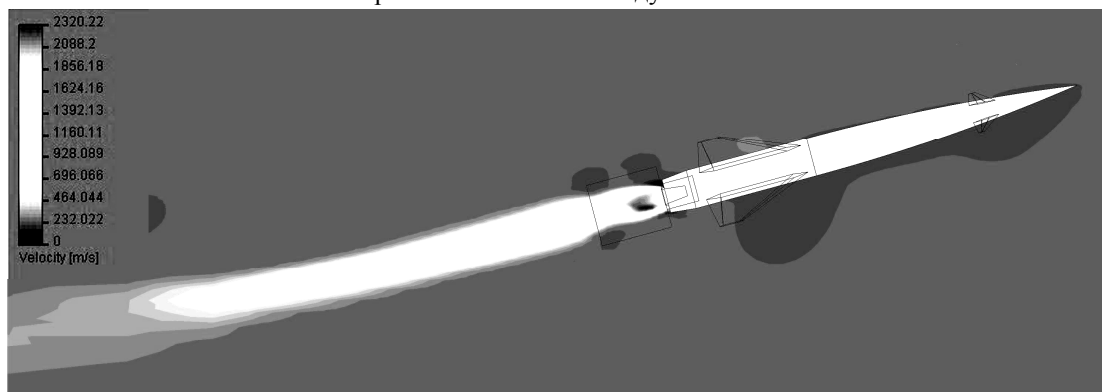


Рис. 12. Полет головной части ракеты после разделения ступеней

Заключение

Достигнутая на данный момент стадия развития информационных технологий обеспечивает условия для проведения НИОКР на основе комплексных представлений об объекте разработки. Применительно к авиаракетной отрасли это означает воз-

можность практической реализации комплексных траекторных моделей, отображающих физические поля при обтекании системы «планер–двигатель» с учетом факторов динамики полета.

Опережающие численные исследования, имеющие в своей основе такого рода технологии вычислительного эксперимента, позволяют провес-

ти базовый комплекс аэродинамических исследований ЛА с учетом многообразия струйных и тепловых эффектов, пространственных волновых явлений, динамики полета для любых траекторных фаз.

Расширение представлений о процессе свободного полета ЛА, получаемых посредством отображения полной картины соответствующих нестационарных физических полей, обеспечивает качественно новый уровень проектных работ, способствует снижению технического риска и экономии ресурсов на этапе натурной доводки объекта.

Литература

1. Лебедев А.А. Баллистика ракет / А.А. Лебедев, Н.Ф. Герасюта. – М.: Машиностроение, 1974. – 241с.
2. Амброжевич А.В. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6 (53). – С. 5-10.

3. Сарнер С. Химия ракетных топлив / С. Сарнер. – М.: Мир, 1969. – 488 с.

4. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.

5. Сью. Силовое воздействие струи ракеты при разделении ступеней ракеты на больших высотах / Сью, Муллен // *Вопросы ракетной техники*. – 1979. – № 4. – С. 19-22.

6. Хайлов В.М. Химическая релаксация в соплах реактивных двигателей / В.М. Хайлов. – М.: Машиностроение, 1975. – 160 с.

7. Акимов Г.А. Численное исследование сверхзвуковых струй сложной пространственной конфигурации / Г.А. Акимов, Д.О. Вавилов, А.В. Ключков. [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://rbase.new-factoria.ru>.

8. Материалы научно-производственного предприятия УП "Тетраэдр", специализирующегося на модернизации зенитных ракетных систем [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.tetraedr.com>.

Поступила в редакцию 5.05.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры аэрокосмической теплотехники А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОВНІ ТРАЄКТОРНІ МОДЕЛІ ДВОСТУПІНЧАСТИХ РАКЕТ

О.В. Амброжевич, І.П.Бойчук, А.С. Карташев, В.О. Середа

Представлена комплексна аерогазодинамічна модель двоступінчастих ракет, що відображає процеси зовнішнього та внутрішнього обтікання. Модель враховує зв'язок рівнянь динаміки польоту з станом фізичних полів. Внутрішні течії визначаються моделлю горіння. Реалізовані моделі динаміки запуску, вільного польоту та розділення ступеней, що відображають траєкторний рух об'єктів аерокосмічної техніки у змінних полях поверхневих і масових сил. На основі моделі досліджувалась еволюція реактивної струї при старті апарату та в момент розділення ступеней.

Ключові слова: комплексна аерогазодинамічна модель, розділення ступеней, процеси в струях.

FULL TRAJECTORY MODELS OF TWO-LEVEL ROCKETS

A.V. Ambrozhevitch, I.P. Boychuk, A.S. Kartashev, V.A. Sereda

It is submitted complex aerogas dynamics model of two-level rockets reflecting processes of an external and internal flow. The model takes into account connection of the equations of dynamics of flight with a condition of physical fields. Internal currents are defined by model of combustion. Are realized models of dynamics of start, free flight and the divisions of steps displaying trajectory behaviour of objects aerospace technics in variable fields of superficial and mass forces. On the basis of model evolution of a jet was investigated at start of the device and at the moment of division of steps.

Key words: complex aerogas dynamics model, division of steps, processes in jets.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бойчук Игорь Петрович – ассистент кафедры теоретической механики и машиноведения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: igor_boichuk@mail.ru.

Карташов Андрей Сергеевич – научный сотрудник кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Ankara@ukr.net.

Середа Владислав Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Sereda_Vlad@ukr.net.

УДК 681.5:629.733.5

С.Н. ФИРСОВ, ДО КУОК ТУАН

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

ОБЕСЕЧЕНИЕ ГЛУБОКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ БЛОКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ПРИ ПЛОСКОСТНОМ ДВИЖЕНИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Отражена проблематика диагностического обеспечения блока акселерометров, позволяющего диагностировать его техническое состояние с глубиной до вида отказа с последующем восстановлением работоспособности отказавшего измерителя в режиме реального времени. В результате исследования различных вариантов компоновки измерителей для задач одноосного и плоскостного движения малогабаритного летательного аппарата, были получены критерии, выполнение которых обеспечивает глубокое диагностирование блока акселерометров без применения дополнительной информации от других измерительных блоков системы управления и при наличии минимальной аппаратной избыточности.

Ключевые слова: отказостойкость, диагностирование, акселерометр, отказ, матрица связи, ускорение, угловая скорость.

Введение

Исследования в области развития бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) малогабаритными летательными аппаратами (МЛА) направлены помимо решения задачи повышения их точности на обеспечение высокого уровня их надежности [1]. Эту задачу часто решают применением избыточных измерителей параметров движения – линейного ускорения и угловой скорости объекта, при этом пропорционально кратности резервирования увеличиваются массогабаритные и энергетические показатели, что в свою очередь приводит к уменьшению полезной нагрузке МЛА и повышению стоимостных показателей комплекса [1]. Исключает подобные недостатки системный подход к обеспечению отказостойкости, заключающийся в глубоком диагностировании технического состояния системы управления МЛА и гибком ее восстановлении в режиме реального времени имеющимися в наличии избыточностями, которые заложены в систему в процессе ее проектирования или вводятся искусственно.

Для обеспечения отказостойкостью системы управления необходимо обеспечить отказостойкостью элементы системы управления МЛА, к числу которых относятся и измерители параметров движения – акселерометры.

Типовая схема размещения измерителей состоит из трех акселерометров, оси чувствительности которых ортогональны друг другу и совпадают (или параллельны) с осями связанной с МЛА системой координат. Такое построение измерительного блока является наиболее простым с точки зрения обработ-

ки информации, но недостаток его заключается в том, что отсутствует возможность решения даже первостепенной задачи диагностического обеспечения – определения момента времени возникновения отказа, поэтому является актуальным проектирование таких измерительных блоков, в которых количество ЧЭ и их компоновка позволяют решать основные задачи, возложенные на измерители, а также диагностировать техническое состояние с глубиной до вида отказа – определение причины, повлекшей за собой возникновение отказа БИНС [2].

Постановка задачи

Для выполнения условия полной диагностируемости измерительного блока необходимо обеспечение структурной и сигнальной диагностируемости устройства при решении каждой задачи диагностируемости. Обеспечение выполнения критерия сигнальной диагностируемости достигается путем формирования соответствующих входных сигналов, обеспечивающих выполнение соответствующего критерия. Выполнение критерия сигнальной диагностируемости является достаточным условием диагностируемости. Для обеспечения необходимого условия диагностируемости необходимо выполнение критерия структурной диагностируемости измерительного блока – если система структурно не диагностируема при решении соответствующей задачи диагностического обеспечения, то она также сигнально не диагностируема, а соответственно не выполняются условия полной диагностируемости. Таким образом, задача обеспечения структурной диагностируемости измерительного блока являет-

ся первостепенной и необходимой при разработке диагностического обеспечения [3].

Так как акселерометры принадлежат к объектам диагностирования с неизвестным входом, то единственным путем обеспечения выполнения критерия структурной диагностируемости является введение структурной избыточности. Как уже отмечалось, одним из примеров введения структурной избыточности является мажоритарная схема включения акселерометров – по три акселерометра по каждой оси связанной с МЛА системой координат. Но, несмотря на то, что указанная схема обеспечивает полную диагностируемость акселерометров с глубиной до вида отказа, введение чрезмерного количества ЧЭ приводит к увеличению массы, габаритов и энергопотребления системы. Подобное ограничение определяет актуальность решения следующих задач:

1. Минимально необходимое количество измерителей, позволяющих решать задачу глубокого диагностирования с последующим восстановлением отказавшего измерителя в режиме реального времени.

2. Необходимо сформировать условия компоновки измерителей в блоке, позволяющие решать задачу глубокого диагностирования с последующим восстановлением отказавшего измерителя в режиме реального времени.

3. Формирование ограничений на расположение измерителей относительно начала координат измерительного базиса.

Для формирования указанных критериев рассмотрим движения МЛА для случаев одноосного, плоскостного и пространственного движений.

1. Одноосное движение МЛА

В качестве примера рассмотрим движение МЛА относительно одной оси, например ОХ (рис. 1).

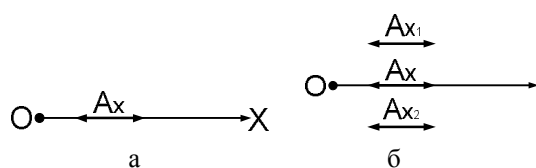


Рис. 1. Расположение акселерометра

Математическая модель номинального функционирования акселерометра, без учета его инерциальных свойств, имеет вид: $U_{Ax}(t) = k_{Ax} A_x(t)$, где $U_{Ax}(t)$ – выходное напряжение акселерометра, пропорциональное проекции линейного ускорения на ось чувствительности; k_{Ax} – коэффициент передачи акселерометра.

При одноосном движении для определения значения ускорения такая компоновка является достаточной. Но она не позволяет решать задачу обес-

печения отказостойкостью: диагностировать техническое состояние акселерометра с глубиной до вида отказа и по результатам диагностирования гибко восстанавливать его измерения.

Применим для решения задачи полной диагностируемости мажоритарную схему (рис. 1, б).

Для мажоритарной схемы математическая модель примет вид:

$$U_{Ax}(t) = k_{Ax} A_x(t); U_{Ax_1}(t) = k_{Ax_1} A_{x_1}(t);$$

$$U_{Ax_2}(t) = k_{Ax_2} A_{x_2}(t),$$

где $U_{Ax_1}(t)$, $U_{Ax_2}(t)$ – выходные напряжения акселерометров $A_{x_1}(t)$ и $A_{x_2}(t)$, соответственно, пропорциональные проекции линейного ускорения на оси чувствительности; k_{Ax_1} , k_{Ax_2} – коэффициенты передачи акселерометров $A_{x_1}(t)$ и $A_{x_2}(t)$.

Математическое описание возмущенного поведения акселерометров, с учетом параметризации видов отказов, будет иметь вид:

$$\begin{cases} \tilde{U}_{Ax}(t) = \tilde{k}_{Ax} A_x(t) + \tilde{U}_{Ax_0}(t); \\ \tilde{U}_{Ax_1}(t) = \tilde{k}_{Ax_1} A_{x_1}(t) + \tilde{U}_{Ax_{10}}(t); \\ \tilde{U}_{Ax_2}(t) = \tilde{k}_{Ax_2} A_{x_2}(t) + \tilde{U}_{Ax_{20}}(t); \end{cases} \quad (1)$$

где $\tilde{U}_{Ax}(t)$, $\tilde{U}_{Ax_1}(t)$, $\tilde{U}_{Ax_2}(t)$ – выходные напряжения акселерометров при наличии отказов; $\tilde{k}_{Ax} = k_{Ax} + \Delta k_{Ax}$, $\tilde{k}_{Ax_1} = k_{Ax_1} + \Delta k_{Ax_1}$, $\tilde{k}_{Ax_2} = k_{Ax_2} + \Delta k_{Ax_2}$ – возмущенные коэффициенты передачи акселерометров; Δk_{Ax} , Δk_{Ax_1} , Δk_{Ax_2} – отклонение коэффициентов передачи от номинальных значений; $\tilde{U}_{Ax}(t)$, $\tilde{U}_{Ax_1}(t)$, $\tilde{U}_{Ax_2}(t)$ – дрейфы акселерометров.

Мажоритарная схема включения акселерометров при применении к ней сигнально-параметрического подхода обеспечивает полную диагностируемость датчиков с глубиной до вида отказа, но введение большого количества измерителей приводит к увеличению массы, габаритов и энергопотребления системы.

2. Плоскостное движение МЛА без учета влияния угловой скорости

Рассмотрим движение объекта на плоскости. Для измерений абсолютного значения ускорения минимально необходимое количество акселерометров равняется двум. Расположим эти акселерометры произвольным образом (рис. 2, а).

Уравнения связи между полученными измерениями $\tilde{U}_{A_x}(t)$, $\tilde{U}_{A_{x_1}}(t)$ и измеряемым ускорением $\bar{a} = [a_x \ a_y]^T$ можно представить в следующем виде:

$$\begin{bmatrix} \tilde{U}_{A_x}(t) \\ \tilde{U}_{A_{x_1}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{k}_{A_x} & 0 \\ 0 & \tilde{k}_{A_{x_1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha \\ \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} a_x(t) \\ a_y(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \tilde{U}_{A_{x_0}}(t) \\ \Delta \tilde{U}_{A_{x_{10}}}(t) \end{bmatrix}. \quad (2)$$

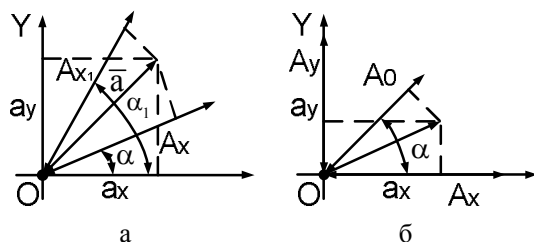


Рис. 2. Компонровка измерителей при движении МЛА в плоскости

Анализ системы уравнений (2) показывает, что они линейно зависимы друг относительно друга, независимо от значения углов α и α_1 , поэтому для обеспечения диагностируемости блока акселерометров с заданной глубиной необходимо вводить дополнительные измерители, т.е. вводить аппаратную избыточность. Для начала введем еще один (избыточный) акселерометр (рис. 2, б).

Для представленной компоновки измерителей математическую модель номинального поведения представим в следующем виде:

$$U_{A_x}(t) = k_{A_x} a_x(t); \quad U_{A_y}(t) = k_{A_y} a_y(t);$$

$$U_{A_0}(t) = k_{A_0} (a_x(t) \cos \alpha + a_y(t) \sin \alpha),$$

где $U_{A_x}(t)$, $U_{A_y}(t)$, $U_{A_0}(t)$ – выходные напряжения акселерометров; k_{A_x} , k_{A_y} , k_{A_0} – коэффициенты передачи акселерометров; α – угол наклона оси чувствительности не ортогонального акселерометра A_0 .

Анализ полученных уравнений показывает, что для упрощения алгоритмов обработки информации необходимо чтобы $\alpha = 45^\circ$. Сделав предположение о том, что используются однотипные акселерометры, т.е. $k_{A_x} = k_{A_y} = k_{A_0}$, представим оценки выходных напряжений акселерометров следующим образом:

$$\hat{U}_{A_x}(t) = \frac{2}{\sqrt{2}} U_{A_0}(t) - U_{A_y}(t);$$

$$\hat{U}_{A_y}(t) = \frac{2}{\sqrt{2}} U_{A_0}(t) - U_{A_x}(t);$$

$$\hat{U}_{A_0}(t) = \frac{\sqrt{2}}{2} (U_x(t) + U_y(t)),$$

где $\hat{U}_{A_x}(t)$, $\hat{U}_{A_y}(t)$, $\hat{U}_{A_0}(t)$ – оценочные значения выходных напряжений акселерометров.

Математическая модель возмущенного функционирования блока акселерометров с учетом введенной параметризации видов отказов будет иметь вид:

$$\tilde{U}_{A_x}(t) = \tilde{k}_{A_x} a_x(t) + \tilde{U}_{A_{x_0}}(t); \quad \tilde{U}_{A_y}(t) = \tilde{k}_{A_y} a_y(t) + \tilde{U}_{A_{y_0}}(t); \quad \tilde{U}_{A_0}(t) = \tilde{k}_{A_0} \frac{\sqrt{2}}{2} [a_x(t) + a_y(t)] + \tilde{U}_{A_{0_0}}(t),$$

где $\tilde{U}_{A_{x_0}}(t)$ – выходное напряжение акселерометра A_0 при наличии отказов; $\tilde{k}_{A_0}$ – возмущенный коэффициент передачи акселерометра A_0 ; $\tilde{U}_{A_{0_0}}(t)$ – дрейф акселерометра A_0 .

Отклонения показаний акселерометров от оценочных значений, с учетом полученных математических моделей представим в следующем виде:

$$\Delta U_{A_x}(t) = \tilde{U}_{A_x}(t) - \hat{U}_{A_x}(t); \quad \Delta U_{A_y}(t) = \tilde{U}_{A_y}(t) - \hat{U}_{A_y}(t); \quad \Delta U_{A_0}(t) = \tilde{U}_{A_0}(t) - \hat{U}_{A_0}(t),$$

где $\Delta U_{A_x}(t)$, $\Delta U_{A_y}(t)$, $\Delta U_{A_0}(t)$ – отклонение выходного напряжения соответствующих акселерометров от их оценочных значений.

Влияние отказа в том или ином акселерометре на невязки представим в виде табл. 1, при этом учитываем гипотезы об однократном возникновении отказа и неизменности состояния блока акселерометров при диагностировании с точки зрения работоспособности, т.е. отказы в блоке возникают до момента контроля работоспособности и эти отказы возникают только в одном акселерометре из трех. Влияние отказа на соответствующую невязку будем представлять в виде булевой переменной: 1 – отказ влияет на невязку; 0 – отказ не влияет на невязку.

Таблица 1

TL-модель блока

	ΔU_{A_x}	ΔU_{A_y}	ΔU_{A_0}
A_x	1	1	1
A_y	1	1	1
A_0	1	1	1

Анализ полученной таблицы показывает, что отказ одного из акселерометров влияет на значения всех невязок, что определяет возможность применение подобной компоновки для решения задачи определения момента времени возникновения отказа, но не позволяет снимать неопределенность, связанную с местом, классом и видом отказа. Анализ полученных аналитических зависимостей также указывает на то, что независимо от углов установки осей чувствительностей акселерометров к соответ-

ствующим осям базовой системы координат, тремя акселерометрами невозможно обеспечить полное решение задачи глубокого диагностирования.

Для обеспечения диагностируемости отказов между акселерометрами A_x , A_y введем еще один дополнительный акселерометр и рассмотрим вариант компоновки четырех акселерометров, представленный на рис. 3. Проекция на оси чувствительности абсолютного ускорения представим в виде следующих аналитических зависимостей:

$$U_{A_x}(t) = k_{A_x} a_x(t); U_{A_{x_1}}(t) = k_{A_{x_1}} a_x(t);$$

$$U_{A_y}(t) = k_{A_y} a_y(t); U_{A_{y_1}}(t) = k_{A_{y_1}} a_y(t),$$

где $U_{A_{x_1}}(t)$, $U_{A_{y_1}}(t)$ – выходные напряжения акселерометров; $k_{A_{x_1}}$, $k_{A_{y_1}}$ – коэффициенты передачи акселерометров.

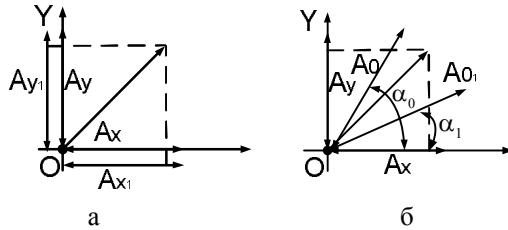


Рис. 3. Компоновка четырех акселерометров при плоскостном движении

Возмущенное поведение акселерометров, с учетом введенной параметризации отказов примет вид:

$$\begin{aligned} \tilde{U}_{A_x}(t) &= \tilde{k}_{A_x} a_x(t) + \tilde{U}_{A_{x0}}(t); \tilde{U}_{A_{x_1}}(t) = \\ &= \tilde{k}_{A_{x_1}} a_x(t) + \tilde{U}_{A_{x10}}(t); \tilde{U}_{A_y}(t) = \tilde{k}_{A_y} a_y(t) + \\ &+ \tilde{U}_{A_{y0}}(t); \tilde{U}_{A_{y_1}}(t) = \tilde{k}_{A_{y_1}} a_y(t) + \tilde{U}_{A_{y01}}(t). \end{aligned}$$

Анализ полученных аналитических зависимостей показывает, что рассматриваемая компоновка, так же как и предыдущая, позволяет снимать неопределенность, связанную с моментом времени возникновения отказа, но не обеспечивает решения задач определения места отказа, его класса и вида.

Рассмотрим вариант, когда дополнительные акселерометры не совпадают ни с одной из осей измерительной системы координат (рис. 3, б). Для представленной компоновки измерителей, математическую модель номинального поведения представим в следующем виде:

$$U_{A_x}(t) = k_{A_x} a_x(t); U_{A_y}(t) = k_{A_y} a_y(t);$$

$$U_{A_0}(t) = k_{A_0} (a_x \cos \alpha_0 + a_y \sin \alpha_0);$$

$$U_{A_{01}}(t) = k_{A_{01}} (a_x(t) \cos \alpha_1 + a_y(t) \sin \alpha_1).$$

Предположим, что $\alpha_1 \neq \alpha_0$, а также пусть $\alpha_1 = 30^\circ$, $\alpha_0 = 60^\circ$ и $k_{A_0} = k_{A_{01}} = k_{A_x} = k_{A_y} = 1$.

С учетом введенных предположений, полученные аналитические выражения примут вид:

$$U_{A_x}(t) = a_x(t); U_{A_y}(t) = a_y(t);$$

$$U_{A_0}(t) = (a_x(t) + \sqrt{3}a_y(t)) / 2;$$

$$U_{A_{01}}(t) = (\sqrt{3}a_x(t) + a_y(t)) / 2.$$

Оценочные значения выходных сигналов акселерометров будут равны:

$$\hat{U}_{A_x}(t) = 2U_{A_0}(t) - \sqrt{3}U_{A_y}(t);$$

$$\hat{U}'_{A_x}(t) = (2U_{A_{01}}(t) - U_{A_y}(t)) / \sqrt{3};$$

$$\hat{U}_{A_y}(t) = (2U_{A_0}(t) - U_{A_x}(t)) / \sqrt{3}; \hat{U}'_{A_y}(t) =$$

$$= 2U_{A_{01}}(t) - \sqrt{3}U_{A_x}(t); \hat{U}_{A_0}(t) = (U_{A_x}(t) / 2) +$$

$$+ (\sqrt{3}U_{A_y}(t) / 2); \hat{U}_{A_{01}}(t) = (\sqrt{3}U_{A_x}(t) + U_{A_y}(t)) / 2.$$

Полученные аналитические зависимости позволяют сформировать предикатные уравнения для решения задач определения момента времени возникновения отказа и его места:

$$\begin{aligned} z_0 &= S_2 \left\{ \left(|\Delta U_{A_0}(t)| \leq \delta_0 \right) \& \left(|\Delta U'_{A_0}(t)| \leq \delta_0 \right) \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 - \text{иначе} \\ 0 - \text{иначе} \end{cases}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z_1 &= S_2 \left\{ \left(|\Delta U_{A_x}(t)| - |\Delta U'_{A_x}(t)| \approx 0 \right) \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 - \text{иначе} \\ 0 - \text{иначе} \end{cases} \hat{A}_{A_0}, \hat{A}_{A_{01}} \hat{A}_{A_y}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z_2 &= S_2 \left\{ \left(|\Delta U_{A_y}(t)| - |\Delta U'_{A_y}(t)| \approx 0 \right) \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 - \text{иначе} \\ 0 - \text{иначе} \end{cases} \hat{A}_{A_y}; \end{aligned}$$

$$z_3 = S_2 \left\{ \left(|\Delta U'_{A_0}(t)| \leq \delta_1 \right) \right\} = \begin{cases} 1 - \text{иначе} \\ 0 - \text{иначе} \end{cases} \hat{A}_{A_0};$$

Полученные предикатные уравнения позволили разработать алгоритм диагностического обеспечения, который представлен в виде дихотомического дерева на рис. 4.

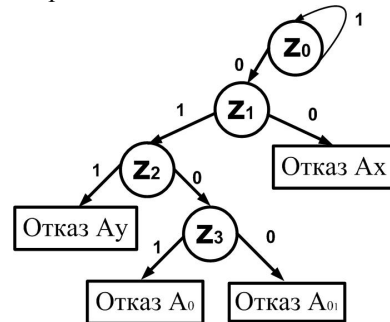


Рис. 4. Дихотомическое дерево определения момента времени возникновения отказа и его места

На данном этапе исследований можно сформировать зависимость, позволяющую определить минимально необходимое количество измерителей, обеспечивающих глубокую диагностируемость:

$$N = n + 2, \quad (3)$$

где n – количество степеней свободы по измеряемому параметру; N – минимально необходимое количество измерителей, обеспечивающих глубокое диагностирование при n степенях свободы.

В векторно-матричном виде математическую модель блока акселерометров можно представить следующим образом: $\bar{U}(t) = K\bar{a}(t)$, где $\bar{U}(t)$ – вектор выходных напряжений измерительного блока; K – матрица коэффициентов передачи акселерометров; $\bar{a}(t)$ – вектор измеряемого параметра. Тогда второе условие обеспечения глубокой диагностируемости примет вид: измерители необходимо компоновать относительно осей измерительной системы координат таким образом, чтобы выполнялось равенство: $L = N$ и $\Delta_i \neq 0, \forall i = 1, \overline{N}$, где L – количество линейно независимых строк матрицы K ;

$$C_N^n = \frac{N!}{2!n!}.$$

3. Плоскостное движение МЛА, учитывающее влияния угловой скорости

Полученные результаты основываются на плоском движении, без учета влияния угловой скорости относительно оси OZ . Докажем справедливость полученных обобщений и для случая плоского движения объекта при наличии угловой скорости. Также будем учитывать тот факт, что измерители находятся на определенном расстоянии от т. O (рис. 5), а начало координат измерительной системы координат совпадает с центром масс МЛА.

Математическую модель номинального поведения с учетом представленной компоновки представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} U_{A_1}(t) &= k_{A_1} [a_x(t) \cos \alpha_1 + a_y(t) \sin \alpha_1 - R_1 \omega_z^2(t)]; \\ U_{A_2}(t) &= k_{A_2} [a_x(t) \cos \alpha_2 + a_y(t) \sin \alpha_2 - R_2 \omega_z^2(t)]; \\ U_{A_3}(t) &= k_{A_3} [a_x(t) \cos \alpha_3 + a_y(t) \sin \alpha_3 - R_3 \omega_z^2(t)]; \\ U_{A_4}(t) &= k_{A_4} [a_x(t) \cos \alpha_4 + a_y(t) \sin \alpha_4 - R_4 \omega_z^2(t)]. \end{aligned}$$

Предположим, что используются однотипные акселерометры и их коэффициент передачи равен единице, тогда:

$$U_{A_1}(t) = a_x(t) \cos \alpha_1 + a_y(t) \sin \alpha_1 - R_1 \omega_z^2(t);$$

$$U_{A_2}(t) = a_x(t) \cos \alpha_2 + a_y(t) \sin \alpha_2 - R_2 \omega_z^2(t);$$

$$U_{A_3}(t) = a_x(t) \cos \alpha_3 + a_y(t) \sin \alpha_3 - R_3 \omega_z^2(t);$$

$$U_{A_4}(t) = a_x(t) \cos \alpha_4 + a_y(t) \sin \alpha_4 - R_4 \omega_z^2(t).$$

Преобразовав полученные уравнения, получим:

$$\begin{aligned} a_x(t) &= \frac{1}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} \left[U_{A_1}(t) \sin \alpha_2 - U_{A_2}(t) \sin \alpha_1 + \omega_z^2(t)(R_1 \sin \alpha_2 - R_2 \sin \alpha_1) \right]; \\ a_y(t) &= \frac{1}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} \left[U_{A_2}(t) \cos \alpha_1 - U_{A_1}(t) \cos \alpha_2 + \omega_z^2(t)(R_2 \cos \alpha_1 - R_1 \cos \alpha_2) \right]; \\ a_x(t) &= \frac{1}{\sin(\alpha_4 - \alpha_3)} \left[U_{A_3}(t) \sin \alpha_4 - U_{A_4}(t) \sin \alpha_3 + \omega_z^2(t)(R_3 \sin \alpha_4 - R_2 \sin \alpha_3) \right]; \\ a_y(t) &= \frac{1}{\sin(\alpha_4 - \alpha_3)} \left[U_{A_4}(t) \cos \alpha_3 - U_{A_3}(t) \cos \alpha_4 + \omega_z^2(t)(R_4 \cos \alpha_3 - R_3 \cos \alpha_4) \right]. \end{aligned}$$

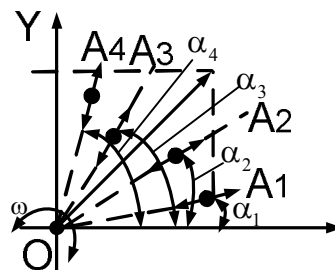


Рис. 5. Плоскостное движение МЛА с учетом вращения

Анализ полученных выражений показывает, что для обеспечения условия $U_{A_i} = f(U_{A_j})$, где $i = \overline{1, N}, j = \overline{1, N-1}$, причем $i \neq j$, необходимо выполнение следующих условий:

$$\begin{cases} \frac{\sin(\alpha_2 - \alpha_3)}{\sin(\alpha_2 - \alpha_4)} \neq \frac{\sin(\alpha_3 - \alpha_1)}{\sin(\alpha_4 - \alpha_1)}; \\ R_3 = R_1 \frac{\sin(\alpha_2 - \alpha_3)}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} + R_2 \frac{\sin(\alpha_3 - \alpha_1)}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)}; \\ R_4 = R_1 \frac{\sin(\alpha_2 - \alpha_4)}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} + R_2 \frac{\sin(\alpha_4 - \alpha_1)}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)}. \end{cases} \quad (4)$$

Выполнение полученных условий при установке акселерометров позволяет определять техническое состояние датчиков без использования внешней дополнительной информации с глубиной до вида отказа.

Заключение

В результате исследования различных вариантов компоновок акселерометров для решения задач глубокого диагностирования можно сформулировать

вать условия, позволяющие обеспечить решения сформулированных задач с глубиной до вида отказа:

1. Минимально необходимое количество измерителей должно удовлетворять условию (3).

2. Измерители необходимо компоновать относительно осей измерительной системы координат таким образом, чтобы выполнялось равенство

$$L = N$$

и

$$\Delta_i \neq 0, \forall i = 1, C_N^n,$$

где L – количество линейно независимых строк матрицы K ; $C_N^n = \frac{N!}{2!n!}$.

3. Располагать i -й дополнительный датчик необходимо таким образом, чтобы выполнялось условие (4).

Литература

1. Фірсов С.М. Система управління літальними апаратом нетрадиційної аеродинамічної схеми для задач точного землеробства / С.М. Фірсов, Куок Туан До, О.В. Данченко, Р.М. Гуш // Матеріали четвертої міжнародної науково-практичної конференції «Розвиток наукових досліджень 2008». – Т. 6. – С. 80-82.

2. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы / А.С. Кулик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-тет, 2000. – Вып. 15. – С. 18-31.

3. Кулик А.С. Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального времени / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкин // Авиационно-космическая техника и технология, 2008. – № 5 (52). – С. 28-33.

Поступила в редакцию 21.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Авиационные приборы и измерения» Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАБЕСПЕЧЕННЯ ГЛУБОКОГО ДІАГНОСТУВАННЯ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ ПРИ ПЛОЩИННОМУ РУСІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

С.М. Фірсов, До Куок Туан

У статті відбита проблематика діагностичного забезпечення блоку акселерометрів, здатного діагностувати його технічний стан з глибиною до виду відмови з подальшим відновленням працездатності вимірювача, що відмови в режимі реального часу. За результатами досліджень різноманітних варіантів компоновки вимірювачів для задач одновісного та площинного руху малогабаритного літального апарату, отримано критерії, виконання яких дозволяє забезпечити глибоке діагностування блоку акселерометрів без використання додаткової інформації від інших вимірювальних блоків системи управління за умов мінімальної апаратної надлишковості.

Ключові слова: відмовостійкість, діагностування, акселерометр, відмова, матриця зв'язку, прискорення, кутова швидкість.

PROFOUND DIAGNOSING OF ACCELEROMETER UNIT AT FLAT MOVEMENT OF AIRCRAFT

S.N. Firsov, Do Kuok Tuan

Problems of real-time diagnosing of accelerometer unit, allowing to diagnose its technical state with a depth to the type of refuse, and subsequent real-time restoration of faulty measuring device is presented in the article. Different variants of arrangement of measuring devices for the tasks of single-axis and flat movement of small aircraft were researched. As a result of fact criteria are got for profound diagnosing of accelerometer unit without the use of additional information from other type measuring blocks of control system and at presence of minimum hardware redundancy.

Key words: fault tolerance, diagnosing, navigation, accelerometer, matrix of interconnection, acceleration, angular speed.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: firsov@d3.khai.edu, sn.firsov@gmail.com.

До Куок Туан – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.396

В.Б. УСПЕНСКИЙ, И.А. БАГМУТ

Национальный технический университет «ХПИ», Украина

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ
В БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Работа посвящена вопросам, связанным с эффективностью решения задачи инерциальной навигации в условиях бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Рассмотрен выбор систем координат, кинематических параметров ориентации подвижного объекта, а также методов интегрирования навигационных уравнений и кинематических уравнений вращения подвижного объекта. Приведены результаты компьютерного моделирования функционирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы, свидетельствующие о высокой эффективности разработанных алгоритмов.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, гироскоп, акселерометр, навигационные уравнения, кинематические уравнения.

Введение

Под задачей инерциальной навигации (ЗИН) в общем случае понимается определение местоположения и скорости подвижного объекта (ПО) как материальной точки в принятой системе координат по информации от инерциальных датчиков – акселерометров и гироскопов [1]. Акселерометры (АК) измеряют вектор кажущегося ускорения подвижного объекта. Гироскопы (ГС) предназначены для определения ориентации ПО, а также для воспроизведения на объекте системы координат (СК), в дальнейшем называемой опорной, в которой интегрируются навигационные уравнения.

При решении ЗИН в условиях бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) необходимо учитывать следующие факторы, влияние которых обуславливает специфику такой задачи:

- получение и обработка информации с датчиков осуществляется дискретно во времени, причем измерения внутри интервала дискретности недоступны;
- акселерометры измеряют кажущееся, а не абсолютное ускорение подвижного объекта.

Указанные факторы делают решение ЗИН в БИНС нетривиальным. В связи с этим вопрос разработки и реализации эффективных решений задачи инерциальной навигации в БИНС является актуальным.

1. Постановка задачи

Задача инерциальной навигации может быть формализована следующим образом. Пусть $\bar{x}$ – 6-ти мерный вектор состояния подвижного объекта, в

который входят три его координаты и три проекции скорости на оси опорной системы координат (СК). В зависимости от принятой СК, координаты ПО имеют тот или иной геометрический смысл. В общем случае динамика вектора $\bar{x}$, независимо от принятой СК, описывается дифференциальным уравнением

$$\dot{\bar{x}}(t) = f(\bar{x}(t), \bar{\Xi}, \bar{A}(t)), \quad (1)$$

где $\bar{A}(t)$ – 3-х мерный вектор абсолютного ускорения подвижного объекта в проекциях на оси опорной системы координат;

$\bar{\Xi}$ – вектор параметров движения самой СК.

Вид функциональной зависимости f определяется выбранной СК.

Таким образом, полагая $\bar{\Xi}, \bar{A}(t), \bar{x}(0) = \bar{x}_0$ известными, ЗИН на математическом уровне интерпретируется, как задача Коши с соответствующими условиями существования и единственности решения.

Эффективность алгоритма инерциальной навигации принято оценивать с позиций требований, предъявляемых к алгоритмическому обеспечению бесплатформенной инерциальной навигационной системы, а именно универсальности, точности, вычислительной устойчивости и простоты. В этих условиях выделим ключевые факторы, влияющие на эффективность решения:

- выбор опорной СК;
- выбор кинематических параметров ориентации ПО в пространстве;
- метод интегрирования навигационных уравнений;
- метод интегрирования кинематических уравнений вращения ПО.

По этим вопросам существует множество работ, в частности [2 – 7], однако в них указанные

факторы рассматриваются отдельно, что не дает целостного представления, позволяющего достаточно быстро разработать эффективное решение задачи инерциальной навигации.

2. Решение задачи

2.1. Выбор опорной системы координат

В качестве опорной может быть использована любая СК, обеспечивающая полноту и однозначность определения положения ПО в пространстве. Вместе с тем, выбор СК определяет характер зависимости f в уравнении (1). При этом существенное влияние оказывает, является ли система координат подвижной или неподвижной, декартовой или криволинейной.

Традиционно в теории инерциальной навигации используются следующие СК [4]:

- геоцентрическая инерциальная декартова система координат $\{\Gamma_0\}$;
- геоцентрическая подвижная декартова система координат $\{\Gamma\}$;
- криволинейная географическая система координат.

Приведем навигационные уравнения (1) для каждой из указанных систем.

Геоцентрическая инерциальная декартова система координат.

Навигационные уравнения в СК $\{\Gamma_0\}$ [4]:

$$\dot{\bar{R}} = \bar{V}, \quad (2)$$

$$\dot{\bar{V}} = \bar{a} + \bar{g}(\bar{R}), \quad (3)$$

где $\bar{R}$ – радиус-вектор ПО;

$\bar{V}$ – абсолютная скорость ПО;

$\bar{a}$ – кажущееся ускорение подвижного объекта;

$\bar{g}(\bar{R})$ – гравитационное ускорение.

Все векторные величины задаются в проекциях на оси инерциальной системы координат.

Геоцентрическая подвижная декартова система координат.

Навигационные уравнения в подвижной СК имеют вид [4]:

$$\dot{\bar{r}} = \bar{v}, \quad (4)$$

$$\dot{\bar{v}} = \bar{a} + 2(\bar{\Omega} \times \bar{v}) + \bar{g}', \quad (5)$$

где $\bar{r}$ – радиус-вектор подвижного объекта;

$\bar{v}$ – относительная скорость ПО;

$\bar{a}$ – кажущееся ускорение ПО;

$\bar{\Omega}$ – угловая скорость вращения Земли;

$\bar{g}'(\bar{r})$ – ускорение силы тяжести.

Значение ускорения силы тяжести вычисляется на основе соотношения [4]:

$$\bar{g}'(\bar{r}) = \bar{g}(\bar{r}) + (\bar{\Omega} \times (\bar{\Omega} \times \bar{r})).$$

Все векторные величины задаются в проекциях на оси подвижной СК.

Криволинейная географическая система координат.

Введенные географические координаты подчиняются дифференциальным уравнениям [4]:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= \frac{v_E}{(R_1 + H) \cdot \cos \varphi}, \\ \dot{\varphi} &= \frac{v_N}{R_2 + H}, \\ \dot{H} &= v_H, \end{aligned} \quad (6)$$

где λ – географическая долгота;

φ – географическая широта;

H – высота подвижного объекта над поверхностью земного эллипсоида;

v_N , v_H , v_E – соответственно северная, высотная и восточная проекции вектора относительной скорости ПО на оси сопровождающего трехгранника;

a_0 – большая полуось Земного эллипсоида;

e – эксцентриситет Земного эллипсоида;

$$R_1 = \frac{a_0 + H}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}};$$

$$R_2 = \frac{(a_0 + H)(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{\frac{3}{2}}}.$$

При этом вектор относительной скорости определяется из уравнения

$$\dot{\bar{v}} = \bar{a} + \bar{g}' + \bar{v} \times (\bar{\Omega} + \bar{\omega}), \quad (7)$$

где $\bar{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости сопровождающего трехгранника.

Все векторные величины задаются в проекциях на оси сопровождающего трехгранника.

Как видно из уравнений (6), производная $\dot{\lambda}$ при $\varphi \rightarrow \pm \frac{\pi}{2}$ неограниченно возрастает по абсолютной величине, что делает систему (6) малоприменимой для численного интегрирования в высоких широтах. Уравнения для декартовых систем (2), (3) и (4), (5) принципиально не отличаются друг от друга. Вместе с тем использование в правой части уравнений (4) и (5) приближенно известных векторов $\bar{v}$ и $\bar{r}$ ведет к дополнительной ошибке, накапливаемой в процессе интегрирования.

Таким образом, сравнивая навигационные уравнения для различных СК с точки зрения их сложности, наличия особых случаев, представляется целесообразным в качестве опорной СК для решения ЗИН использовать инерциальную декартову систему.

2.2. Выбор кинематических параметров ориентации подвижного объекта в пространстве

Показания акселерометров формируются относительно жестко связанных с подвижным объектом осей. Поэтому для определения проекций вектора абсолютного ускорения на оси опорной СК необходимо отслеживать взаимное положение указанных систем координат. С этой целью в БИНС совместно с навигационными уравнениями интегрируются кинематические уравнения вращения твердого тела, которые в общем виде можно представить следующим образом:

$$\dot{\bar{\alpha}} = \Phi(\bar{\alpha}, \bar{\omega}_{\{E\}}), \quad (8)$$

где $\bar{\alpha}$ – набор кинематических параметров, определяющих ориентацию ПО относительно опорной СК;

$\bar{\omega}_{\{E\}}$ – вектор угловой скорости вращения ПО в проекциях на связанный с ним базис $\{E\}$.

Состав $\bar{\alpha}$ и вид функциональной зависимости Φ определяется конкретным выбором кинематических параметров.

Вопрос рационального выбора кинематических параметров $\bar{\alpha}$ достаточно подробно отражен в литературе [2, 3]. Здесь ограничимся только краткой характеристикой некоторых из них с точки зрения использования в бесплатформенной инерциальной навигационной системе [2]:

– угловые параметры (углы Эйлера, Эйлера-Крылова, самолетные углы и др.). Их преимущество при описании вращения – физичность, минимально необходимое количество (три). Недостаток – нелинейность кинематических уравнений, наличие особых точек, связанных с неограниченным возрастанием их правых частей (случай вырождения);

– матрица направляющих косинусов. Преимущество – линейность кинематических уравнений. Недостаток – большое количество элементов (девять), наличие взаимосвязи между ними (условие ортогональности и нормировки столбцов матрицы). Последний фактор обуславливает необходимость коррекции матрицы при численном интегрировании кинематического уравнения;

– параметры Родрига-Гамильтона – компоненты собственного кватерниона [3]. Преимущества – физичность, минимальная избыточность (четыре), линейность кинематических уравнений. Недостаток – необходимость их нормировки при численном интегрировании кинематических уравнений.

В настоящее время выбор тех либо иных параметров с целью использования в БИНС для различных типов подвижных объектов (судах, воздушных летательных аппаратах, космических лета-

тельных аппаратах и т.д.) во многом ограничен опытом предшествующих разработок. Учитывая вышесказанное, является целесообразным в основу решения задачи определения ориентации положить параметры Родрига-Гамильтона.

Приведем кинематическое уравнение вращения твердого тела в параметрах Родрига-Гамильтона [3]. В кватернионной форме они имеют вид

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \bar{\omega}_{\{E\}}, \quad (9)$$

где $\Lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ – собственный кватернион;

λ_0 – скалярная компонента кватерниона;

$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – векторные компоненты кватерниона.

В заключение отметим, что переход от одних кинематических параметров к другим можно осуществить по известным формулам [3].

2.3. Метод интегрирования кинематических уравнений

В общем случае точное решение кинематического уравнения (9) не может быть выражено в элементарных функциях. Вместе с тем его решение для момента времени $t_n = n \cdot \Delta t$, $n = 0, 1, 2, \dots$ по формуле сложение поворотов можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \Lambda(t_n) &= \Lambda(t_0) \circ \Delta\Lambda(t_1) \circ \\ &\circ \Delta\Lambda(t_2) \circ \dots \circ \Delta\Lambda(t_{n-1}) = \\ &= \Lambda(t_{n-1}) \circ \Delta\Lambda(t_{n-1}), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\Delta\Lambda(t_k)$ – кватернион "элементарного" поворота на интервале $[t_k, t_{k+1}]$.

Кватернион $\Delta\Lambda(t_k)$ соответствует частному решению кинематического уравнения

$$\Delta\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Delta\Lambda \circ \bar{\omega}_{\{E\}} \quad (11)$$

при начальном условии $\Delta\Lambda(t_k) = 1$.

Известны различные методы приближенного решения уравнения (11) [3], которые, в конце концов, приводят к вычислительным алгоритмам той либо иной сложности. Ограничимся здесь только кратким описанием алгоритмов, построенных на основе метода Пикара, обоснование и подробный анализ которых можно найти в [3].

Решение уравнения (11) можно представить в виде бесконечного ряда

$$\begin{aligned} \Delta\Lambda_n^* &= 1 + \frac{1}{2} \Delta\bar{\theta}_n - \frac{1}{8} |\Delta\bar{\theta}_n|^2 + \\ &+ \frac{1}{24} (\Delta\bar{\theta}_n \times \Delta^2 \bar{\theta}_n) - \\ &- \frac{1}{48} |\Delta\bar{\theta}_n|^2 \Delta\bar{\theta}_n + \frac{1}{48} (\Delta\bar{\theta}_n \times \Delta^3 \bar{\theta}_n) - \\ &- \frac{1}{192} |\Delta\bar{\theta}_n|^2 \Delta^2 \bar{\theta}_n + \frac{1}{384} |\Delta\bar{\theta}_n|^4 + \dots, \end{aligned} \quad (12)$$

где $\Delta\bar{\theta}_n = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \bar{\omega}_{\{E\}}(\tau) d\tau$ – приращение вектора кажущегося поворота на такте (разность первого порядка для переменной $\bar{\theta}$);

$\Delta^2\bar{\theta}$ – разность второго порядка;

$\Delta^3\bar{\theta}$ – разность третьего порядка.

Ограничиваясь членами ряда определенного порядка малости относительно величины $|\Delta\bar{\theta}|$, получим алгоритмы интегрирования уравнения (11) различных порядков. После численного моделирования и анализа алгоритмов различных порядков принят алгоритм третьего порядка, как достаточный по обеспечиваемой точности и сравнительно просто реализуемый в условиях нестабильного такта съема информации с ГС:

$$\Delta\lambda_0^* = 1 - \frac{1}{8} |\Delta\bar{\theta}_n|^2, \quad (13)$$

$$\Delta\bar{\lambda}^* = \frac{1}{2} \Delta\bar{\theta}_n - \frac{|\Delta\bar{\theta}_n|}{48} \Delta\bar{\theta}_n - \frac{1}{24} [\Delta\bar{\theta}_n \times \Delta\bar{\theta}_{n-1}^*],$$

где $\Delta\bar{\theta}_{n-1}^* = \Delta\bar{\theta}_{n-1} \frac{\Delta t_n}{\Delta t_{n-1}}$ – приращение вектора кажущегося поворота с предыдущего такта обновления информации, приведенное к продолжительности текущего такта.

Поскольку формулы (13) не обеспечивают нормировки кватерниона $\Delta\lambda^* = \Delta\lambda_0^* + \Delta\bar{\lambda}^*$, она проводится дополнительно по схеме

$$\Delta\lambda = \frac{\Delta\lambda^*}{\sqrt{\Delta\lambda_0^{*2} + (\Delta\bar{\lambda}^*, \Delta\bar{\lambda}^*)}}. \quad (14)$$

Таким образом, алгоритм интегрирования кинематического уравнения (11) составляют соотношения (10), (13) и (14).

2.4. Метод интегрирования навигационных уравнений

Рассмотрим на интервале времени $[t_n, t_{n+1}]$ “скоростное” навигационное уравнение (3), записанное в инерциальной СК $\{E_n\}$, совпадающей со связанной СК в момент времени t_n :

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}}_{\{E_n\}}(\tau) &= \bar{a}_{\{E_n\}}(\tau) + \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(\tau)) = \\ &= \Delta\Lambda(\tau) \circ \bar{a}(\tau) \circ \Delta\tilde{\Lambda}(\tau) + \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(\tau)), \end{aligned}$$

где $\tau \in [t_n, t_{n+1}]$;

$\Delta\Lambda$ – кватернион поворота ПО относительно базиса $\{E_n\}$ на такте.

Пренебрегая изменением вектора гравитационного ускорения на такте интегрирования, имеем

$$\begin{aligned} \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) &= \int_{t_n}^{t_{n+1}} (\Delta\Lambda(\tau) \circ \bar{a}(\tau) \circ \Delta\tilde{\Lambda}(\tau)) d\tau + \\ &+ \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n)) \cdot \Delta t_{n+1}. \end{aligned} \quad (15)$$

Допустим, что на такте $[t_n, t_{n+1}]$ вращение ПО осуществлялось с постоянной угловой скоростью, а его линейное движение – с постоянным ускорением. В этом случае (16) можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) &= \int_{t_n}^{t_{n+1}} [\cos \Delta\theta(\tau) \cdot \bar{a}(\tau) + \\ &+ \sin \Delta\theta(\tau) \cdot (\bar{\xi} \times \bar{a}(\tau)) + (1 - \cos \Delta\theta(\tau)) \cdot \\ &\cdot (\bar{\xi}, \bar{a}) \cdot \bar{\xi}] d\tau + \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n)) \cdot \Delta t_{n+1}, \end{aligned} \quad (16)$$

где $\Delta\theta(\tau) = \omega \cdot \tau$ – модуль приращения кажущегося поворота $\Delta\bar{\theta}(t_{n+1}) = \int_{t_n}^{t_{n+1}} \bar{\omega}(\tau) d\tau$; $\bar{\xi} = \frac{\bar{\omega}}{\omega}$.

Далее, полагая $\Delta\theta$ на такте малым и заменив $\cos$ и $\sin$ соответствующими разложениями, удержим только члены второго порядка малости относительно $\Delta\theta$, Δb , либо их произведения, где

$$\Delta b = |\Delta\bar{b}| \text{ и } \Delta\bar{b}(t_{n+1}) = \int_{t_n}^{t_{n+1}} \bar{a}(\tau) d\tau - \text{измерения аксе-}$$

лерометров. Тогда окончательно для (15) получим приближенное выражение

$$\begin{aligned} \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) &= \Delta\bar{b} + \frac{1}{2} (\Delta\bar{\theta} \times \Delta\bar{b}) + \\ &+ \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n)) \cdot \Delta t_{n+1}, \end{aligned} \quad (17)$$

где $\bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n))$ – вектор гравитационного ускорения, вычисляемый по модели гравитационного поля Земли и спроецированный с помощью кватерниона ориентации $\Lambda(t_n)$ на оси базиса $\{E_n\}$.

После преобразования вектора $\Delta\bar{V}(t_n)$ к начальной инерциальной СК, относительно которой вычисляется ориентация ВИА:

$$\Delta\bar{V}(t_n) = \Lambda(t_n) \circ \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) \circ \tilde{\Lambda}(t_n), \quad (18)$$

получим

$$\bar{V}(t_{n+1}) = \bar{V}(t_n) + \Delta\bar{V}(t_n). \quad (19)$$

Для интегрирования “координатного” навигационного уравнения (2), учитывая малый темп изменения координат, использован модифицированный метод Эйлера, в соответствии с которым

$$\bar{R}(t_{n+1}) = \bar{R}(t_n) + \frac{1}{2} (\bar{V}(t_n) + \bar{V}(t_{n+1})) \cdot \Delta t. \quad (20)$$

Таким образом, алгоритм интегрирования навигационных уравнений (2) и (3) с учетом измерений акселерометров и вычисляемого по модели гравитационного ускорения реализуется формульными выражениями (17) – (20).

3. Компьютерное моделирование

На базе полученных результатов разработаны программные средства, позволяющие моделировать функционирование БИНС при различных значениях инструментальных погрешностей инерциальных датчиков для заданной программы полета воздушного летательного аппарата (ВЛА). В данном случае, для апробации разработанных и программно реализованных алгоритмов (вычислительная устойчивость, точность), значения погрешностей инерциальных датчиков задавались равными нулю. Точность работы навигационной системы определялась координатной ошибкой:

$$\delta r = \sqrt{(r_{X2} - r_{X1})^2 + (r_{Y2} - r_{Y1})^2 + (r_{Z2} - r_{Z1})^2},$$

где r_{X1} , r_{Y1} , r_{Z1} – проекции истинного радиус-вектора ВЛА на оси геоцентрической неподвижной декартовой СК, вычисленные в имитационной модели движения;

r_{X2} , r_{Y2} , r_{Z2} – проекции радиус-вектора воздушного летательного аппарата, вычисленные по алгоритмам инерциальной навигации.

Моделирование проводилось для программы полета длительностью 2050 сек.

Горизонтальная траектория и высотный профиль движения ВЛА представлены соответственно на рис. 1 и 2.

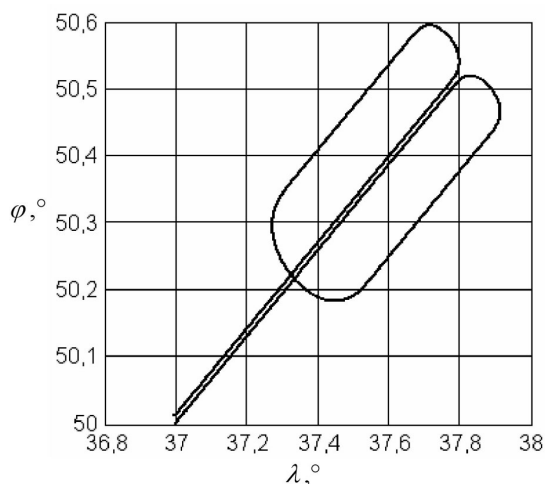


Рис. 1. Горизонтальная траектория движения ВЛА

Как и следовало ожидать, значение координатной ошибки δr зависит от величины такта Δt обновления информации с датчиков. Максимальное значение координатной ошибки δr на всей программе полета при $\Delta t = 0,001$ сек. составляет 5,5 м и при $\Delta t = 0,01$ сек. – 55 м. Результаты свидетельствуют о высокой эффективности разработанных алгоритмов.

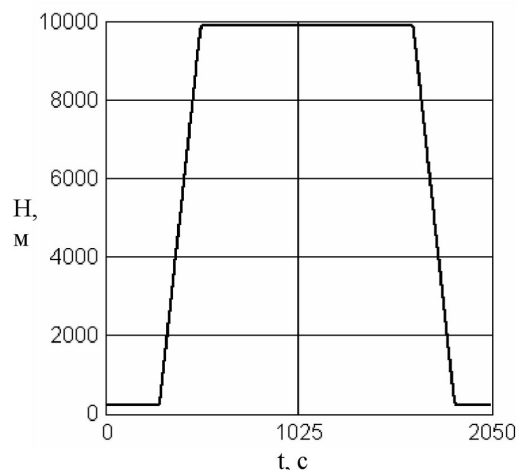


Рис. 2. Высотный профиль движения ВЛА

Заключение

Представленное решение задачи инерциальной навигации является методически достаточно точным, устойчивым в вычислительном смысле и простым для практической реализации. Для формирования так называемых потребительских параметров: широты, долготы, высоты; северной, вертикальной и восточной составляющих относительной скорости; углов курса, тангажа и крена, характеризующих ориентацию объекта относительно местной географической системы координат, описанная процедура решения ЗИН дополняется хорошо формализованными с помощью алгебры кватернионов алгоритмами преобразования векторов в различные системы координат (подвижные и неподвижные), алгоритмами вычисления углов из кватерниона ориентации и вычисления географических координат из радиус-вектора. Все перечисленные алгоритмы, кроме последнего, являются точными и не влияют на конечную ошибку навигации.

Литература

1. Ривкин С.С. Статистическая оптимизация навигационных систем / С. С. Ривкин, Р.И. Ивановский, А.В. Костров. – Л.: Судостроение, 1976. – 280 с.
2. Бранец В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1992. – 280 с.
3. Бранец В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 319 с.
4. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации / П.В. Бромберг. – М.: Наука, 1979. – 294 с.
5. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах / О.А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.

6. Ткаченко А.И. Численное интегрирование кинематических уравнений Родрига-Гамильтона / А.И. Ткаченко // Известия РАН. Механика твердого тела. – 1991. – №2. – С. 9-17.

8. Savage P.G. Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design Part 2 – Velocity and Position Algorithms / P.G. Savage // AIAA Journal Of

Guidance, Control, And Dynamics. – March-April 1998. – Vol.21, No.2. – P. 208-221.

7. Анучин О.Н. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О.Н. Анучин, Г.И. Емельянец. – СПб., 2003. – 390 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. приема, передачи и обработки сигналов В.И. Кортунюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РІШЕННЯ ЗАВДАЧІ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ В БЕЗПЛАТФОРМНІЙ ІНЕРЦІАЛЬНІЙ НАВІГАЦІЙНІЙ СИСТЕМІ

В.Б. Успенський, І.О. Багмут

Робота присвячена питанням, пов'язаним з ефективністю рішення задачі інерціальної навігації в умовах безплатформної інерціальної навігаційної системи. Розглянуто вибір систем координат, кінематичних параметрів орієнтації рухливого об'єкта, а також методів інтегрування навігаційних рівнянь і кінематичних рівнянь обертання рухливого об'єкта. Наведено результати комп'ютерного моделювання функціонування безплатформної інерціальної навігаційної системи, що свідчать про високу ефективність розроблених алгоритмів.

Ключові слова: безплатформна інерціальна навігаційна система, гіроскоп, акселерометр, навігаційні рівняння, кінематичні рівняння.

THE SOLUTION OF THE TASK OF THE INERTIAL NAVIGATION IN THE STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATIONAL

V.B. Uspensky, I.O. Bagmut

This work is dedicated the problems connected to effectiveness of the solution of a task of an inertial navigation in conditions of a strapdown inertial navigational. Selection of coordinate systems, kinematic parameters of orientation of mobile plant, and also methods of an integration of navigational equations and kinematic equations of rotation of mobile plant surveyed. Results of the computer simulation of functioning of the strapdown inertial navigational, testifying about high effectiveness of the designed algorithms are adduced.

Key words: strapdown inertial navigational, gyro, accelerometer, navigational equations, kinematical equations.

Успенский Валерий Борисович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем и процессов управления Национального технического университета «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: v_usp@rambler.ru.

Багмут Иван Александрович – ассистент кафедры систем и процессов управления Национального технического университета «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: ivan-bagmut@rambler.ru.

УДК 623.455:623.546

А.В. КОЛОМИЙЦЕВ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ², И.Ю. ДОЛЖЕНКО³¹ *Харьковский научно-исследовательский институт судебных экспертиз
им. Засл. профессора Н.С. Бокариуса, Украина*² *Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина*³ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МАКСИМАЛЬНОЙ ПЛОТНОСТИ КОМПОНОВКИ С ЗАДАНЫМИ ТРАЕКТОРНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Рассмотрены теоретические и экспериментальные методы исследования аэродинамических характеристик малоразмерных летательных аппаратов с максимальной плотностью компоновки. Это снаряды, к которым предъявляются требования к обеспечению определённых траекторных характеристик. Приведены результаты численного моделирования процесса обтекания в свободном полёте поверхности единого кинетического снаряда при старте из трубчатого канала пускового устройства. Сделан вывод о целесообразности применения аэродинамического подхода к процессу проектирования новых видов снарядов и исследования их характеристик.

Ключевые слова: летательный аппарат с максимальной плотностью компоновки, аэробаллистическая трасса, прямой динамический метод, численное моделирование процесса обтекания.

Введение

При создании технического объекта определённого назначения процесс проектирования обязательно включает в себя ряд задач, направленных на определение и изучение его свойств, имеющих различную физическую природу. Такого рода примером прикладных задач являются задачи разработки малоразмерных летательных аппаратов с максимальной плотностью компоновки – кинетических снарядов различного назначения. Такие объекты относятся к классу неуправляемых, неоперённых летательных аппаратов с траекторией полёта в условиях плотных слоёв атмосферы. Обычно они представляют собой тело вращения, форма которого зависит от назначения и условий применения [1 – 7].

Таким образом, для создания нового образца снаряда, относящегося к указанному виду, основополагающее значение имеет его поведение на траектории, что представляет собой аэродинамическую задачу, состоящую из ряда подзадач, для решения которых необходим комплексный подход с учётом всех требований, предъявляемых к объекту разработки. Результатом решения данной задачи является определение рациональной формы снаряда, которая отвечает предъявляемым требованиям по условиям траекторного рассеивания кинетической энергии и действия по определённым видам целей.

Несмотря на традиционное доминирование экспериментальных подходов к исследованию по-

добного рода задач, в последнее время наблюдается повышенный интерес к методам численного эксперимента, который хорошо зарекомендовал себя в других областях проектирования.

1. Задача аэродинамического проектирования

Основным назначением разрабатываемого снаряда такого вида является обеспечение его высокого останавливающего действия и, как следствие, вывод из строя биологического объекта на близких дистанциях стрельбы (от 3,5 м до 10 м).

Таким образом, задача исследования сводится к определению рациональной формы кинетического снаряда, изучение влияния формы его головной части, отдельных конструктивных элементов на характер изменения коэффициента силы лобового сопротивления.

В качестве ограничений выступают: значение скорости полёта на расстоянии 3,5 м от дульного среза канала ствола пускового устройства (в пределах $V=300\pm 30$ м/с), калибр снаряда ($d=9,0\ldots 9,3$ мм) и значение удельной кинетической энергии на расстоянии 3,5 м от дульного среза пускового устройства (не более $E_{уд}=0,5$ Дж/мм²). Эти параметры обусловлены действующими нормативными актами и техническими условиями на применение, разработку и производство, а также применения специальных пусковых устройств.

2. Решение задачи аэродинамического проектирования

2.1. Задача численного исследования

Исследование проводилось с целью определения аэродинамических характеристик кинетического снаряда, а именно:

- определение характеристик устойчивости;
- определение коэффициентов лобового сопротивления в диапазоне начальных скоростей 100...400 м/с;
- определение аэродинамических сил и моментов, действующих на части одиночного кинетического снаряда (ОКС) при различных углах атаки и взаимном расположении;
- определение характеристик устойчивости частей ОКС при малых возмущениях;
- определение величины рассеивания кинетической энергии на траектории полёта.

Характер обтекания поверхностей экспериментального снаряда в различных режимах полёта и влияние его конструктивных элементов при различных углах атаки и скоростях ввода в полет показаны на рис. 2 – 5.

2.2. Выбор рациональной формы снаряда

Выбор аэродинамической схемы специального снаряда происходил на основе анализа характеристик существующих форм головных частей снарядов, применяющихся для снаряжения пусковых устройств специального назначения. Также был проведен анализ статистики применения и эффективности действия травматических поражающих элементов.

В результате проведенных теоретических исследований был сформирован облик перспективного поражающего элемента, который представляет собой тело вращения с головной частью в виде затупленного конуса, цилиндрической ведущей частью и с плоской хвостовой частью (рис. 1). Для изготовления снаряда предполагается использовать как традиционные полимерные материалы, так и композиционные.

Выбор затупленной головной части был обусловлен стремлением минимизировать проникновение снаряда в ткани биологического объекта. Наличие конусности головной части обусловлено условиями входа эластичного снаряда в сужающийся участок канала пускового устройства.

Последний элемент является обязательным в соответствии с нормативными документами, и необходимым с точки зрения работы автоматики пусковых устройств.

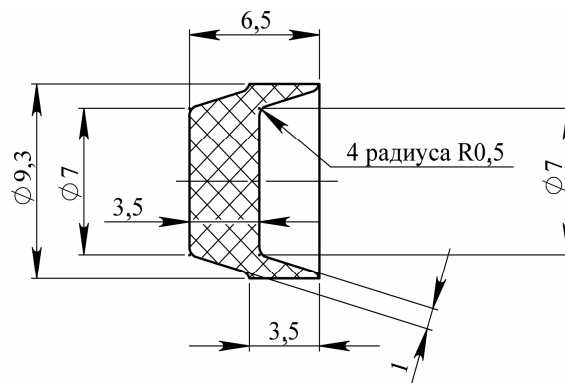


Рис. 1. Общий вид перспективного кинетического снаряда

Кроме того, форма головной части – эквидистанта форме полости, которая находится в хвостовой части образца.

В случае снаряжения патрона двумя и более кинетическими снарядами, с целью увеличения эффективности действия по цели, это позволяет существенно сократить общую длину множественного снаряда, который предполагается применять для снаряжения стандартной гильзы патрона травматического действия.

2.3. Численные аэродинамические методы исследования характеристик снарядов

Для численного моделирования процесса обтекания поверхностей снарядов используется метод конечных объемов, применяемый в специализированном программном обеспечении. В качестве исполнительного программного обеспечения используется приложение «FloWorks».

В качестве модельной задачи была принята задача обтекания сферы диаметром 9,0 мм в диапазоне чисел $M=0...3$ при нормальных условиях невозмущенного потока ($T=293,15K$, $p=101325$ Па).

Расчет теплофизических характеристик среды (воздуха) проводился на основе данных [8]. Расчет коэффициента динамической вязкости велся по формуле Сазерленда:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1,5} \frac{T_0 + T_s}{T + T_s}, \quad (1)$$

где μ_0 – вязкость при температуре T_0 ; T_0 – температура, при которой измерялась вязкость ($T_0=273K$); T_s – постоянная, зависящая от физических свойств газа.

График коэффициента лобового сопротивления, при дозвуковых и трансзвуковых скоростях приведен на рис. 6.

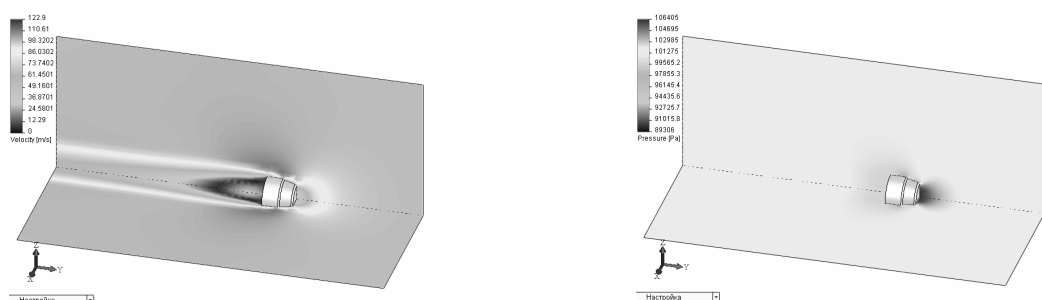


Рис. 2. Поля скоростей ОКС (слева) и давлений (справа) для $V = 100$ м/с

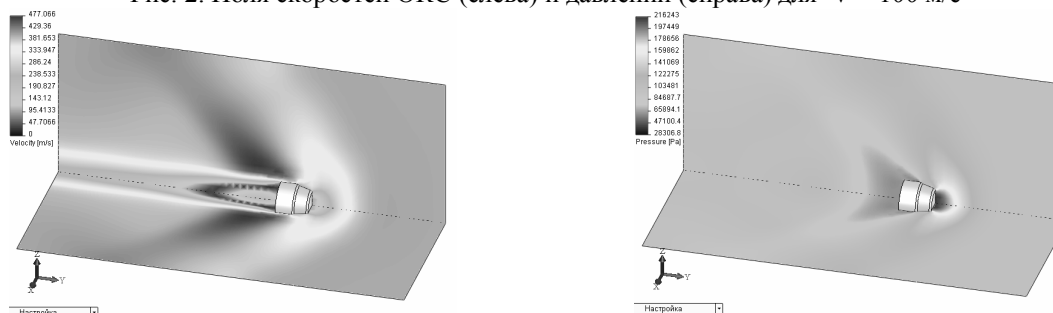


Рис. 3. Поля скоростей ОКС (слева) и давлений (справа) для $V = 400$ м/с

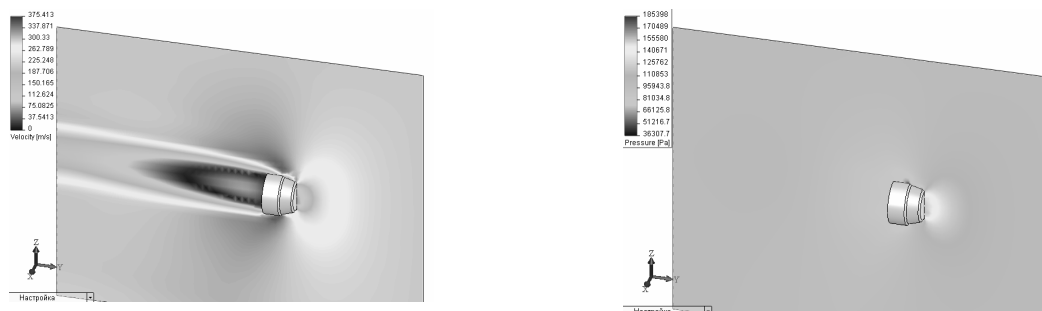


Рис. 4. Поля скоростей (слева) и давлений (справа) ОКС для угла атаки 5° при $V = 300$ м/с



Рис. 5. Поля скоростей (слева) и давлений (справа) ОКС для угла атаки 10° при $V = 300$ м/с

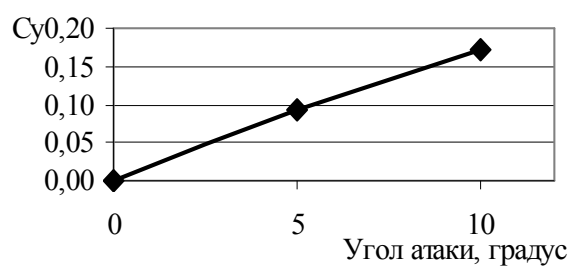
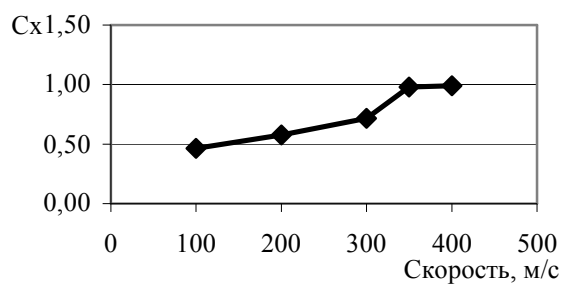


Рис. 6. Коэффициент лобового сопротивления ОКС (слева) и коэффициент подъемной силы ОКС (справа)

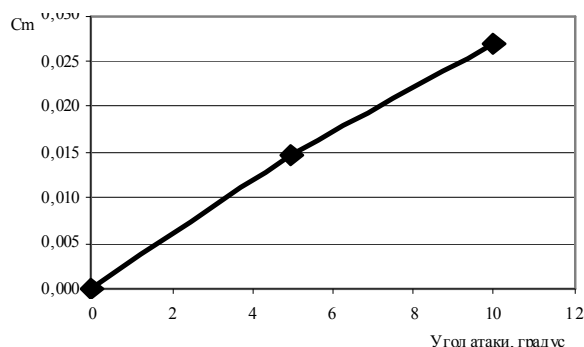


Рис. 8. Коэффициент момента ОКС

3. Анализ результатов исследования

3.1. Верификация и параметрическая настройка

В результате сопоставления данных о характере изменения скорости полёта снаряда на различных расстояниях от дульного среза канала пускового устройства, которые были получены расчётным путем на основе результатов численного моделирования и экспериментальным методом, было установлена их удовлетворительная корреляция между собой.

Это свидетельствует о том, что использованный метод численного моделирования процессов обтекания может быть приемлемым и для исследования перспективного кинетического снаряда травматического действия.

Равномерный рост коэффициента лобового сопротивления в области дозвуковых скоростей обусловлен тем фактом, что при $d=9,3$ мм в диапазоне скоростей $V=100\ldots300$ м/с число Рейнольдса находится в диапазоне $6\cdot10^4\ldots2\cdot10^5$, т.е. с учетом относительной высоты шероховатостей $k_s=1\cdot10^{-3}$ в критическом диапазоне по данным [10, 11].

Рост коэффициента сопротивления в этой области обусловлен турбулизацией пограничного слоя, при этом следует ожидать значительного влияния на параметры турбулентности в погранслое параметров шероховатости и различного рода дефектов поверхности (риски, царапины и т.п.), а также состояния кромок.

С учетом низкой нагрузки на мидель ($1,1$ г/см²) этот фактор может привести к увеличению разброса по скорости и снижению кучности.

Коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента относительно ЦТ приведены на рис. 7 и 8 соответственно.

Анализ графиков аэродинамических сил и моментов позволяет заключить, что на больших дозвуковых скоростях движение ОКС в невозмущенном потоке является устойчивым, запас статической устойчивости составляет порядка 15%. Тем не менее,

следует отметить, что обтекание является околоскритическим, вследствие чего при торможении ОКС не исключено появление смешанных зон обтекания, что может привести к появлению боковых сил и моментов, результатом действия которых станет увод ОКС с траектории. Уменьшение увода с траектории возможно за счет:

- уменьшения уводящих сил и моментов за счет затягивания турбулентного обтекания до меньших чисел Рейнольдса путем установки турбулизаторов в виде уступов или острых кромок на головной части ОКС. Не исключено, что $R_{0,5}$ в месте перехода от $\varnothing 7$ к конусу вызовет турбулизацию потока;

- ламинаризации обтекания во всем диапазоне скоростей путем сглаживания головной части радиусом и отказа от уступа в месте перехода от конуса к $\varnothing 9,3$;

- придания вращения ОКС за счет введения ребер на конической части.

При варьировании массой ОКС были получены значения его скорости полёта на траектории. Анализ полученных данных показал, что с учетом ряда ограничений наиболее рациональным значением массы ОКС является величина $0,65$ г.

Выводы

Проведение исследований, направленных на получение качественной картины обтекания газодинамическим потоком головной и боковой поверхностей экспериментального снаряда, продемонстрировало правильность выбора расчётной модели и достаточно высокую достоверность полученных с её помощью данных, благодаря чему достигнута удовлетворительная корреляция результатов натурного и численного эксперимента.

В результате проведенных численных экспериментов стало возможным определить аэродинамические характеристики перспективных кинетических снарядов, что позволило в сжатые сроки разработать его рациональную аэродинамическую схему и определить параметры, которые в наибольшей степени отвечают поставленным требованиям, без проведения дорогостоящих экспериментальных исследований.

Литература

1. Мандрыка А.П. Генезис современной ракетодинамики / А.П. Мандрыка. – Л.: Наука, 1971. – 216 с.
2. Мельников А.П. Основы теоретической аэродинамики / А.П. Мельников. – Л.: ЛКВИИА, 1953. – 824 с.

3. Мельников А.П. Аэродинамика больших скоростей / А.П. Мельников. – М.: Воениздат, 1961. – 424 с.
4. Мельников А.П. Курс газогидродинамики / А.П. Мельников, Н.А. Сычёв, Н.Ф. Филиппов. – Л.: ЛВИКА, 1968. – 746 с.
5. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения / Н.Ф. Краснов. – М.: Машиностроение, 1964. – 572 с.
6. Краснов Н.Ф. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов. – М.: Высшая школа, 1968. – 678 с.
7. Нилсен Д. Аэродинамика управляемых снарядов: пер. с англ. / Д. Нилсен. – М.: Оборонгиз, 1962. – 476 с.
8. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский. – М.: Машиностроение, 1972. – 584 с.
9. Амброжевич А.В. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Середя // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6 (53). – С. 5-10.
10. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей / А.И. Борисенко. – М.: Оборонгиз, 1962. – 794 с.
11. Дейч М.Е. Техническая газодинамика / М.Е. Дейч. – М.: Энергия, 1976. – 592 с.

Поступила в редакцию 30.04.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры 205 А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ ДЛЯ РОЗРОБКИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ МАКСИМАЛЬНОЇ ЩІЛЬНОСТІ КОМПОНУВАННЯ З ЗАДАНИМИ ТРАЄКТОРНІМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

О.В. Коломійцев, С.М. Ларьков, І.Ю. Долженко

Розглянуто теоретичні й експериментальні методи дослідження аеродинамічних характеристик малорозмірних літальних апаратів з максимальною щільністю компоновки. Це снаряди, до яких пред'являються вимоги до забезпечення визначених траєкторних характеристик. Приведено результати чисельного моделювання процесу обтікання у вільному польоті поверхні єдиного кінетичного снаряда при старті з трубчастого каналу пускового пристрою. Зроблено висновок про доцільність застосування аеродинамічного підходу до процесу проектування нових видів снарядів і дослідження їхніх характеристик.

Ключові слова: літальний апарат з максимальною щільністю компоновки, аеробалістична траєкторія, прямий динамічний метод, чисельне моделювання процесу обтікання.

APPLICATION OF AERODYNAMIC METHODS OF DESIGNING FOR WORKING OUT FLYING VEHICLE OF THE MAXIMUM DENSITY OF CONFIGURATION WITH SET PATH CHARACTERISTICS

A.V. Kolomijetsev, S.N. Larkov, I.Y. Dolzhenko

Theoretical and experimental methods of research of aerodynamic characteristics low-sized flying machines with the maximum density of configuration are considered. These are shells to which demands are made to maintenance defined path characteristics. Results of numerical modeling of process of a flow in free flight of a surface of a uniform kinetic shell are resulted at start from the tubular channel of the starting arrangement. The conclusion is drawn on expediency of application of the aerodynamic approach to process of designing of new kinds of shells and researches of their characteristics.

Key words: a flying vehicle with the maximum density of configuration, an aeroballistics line, a direct dynamic method, numerical modeling of process of a flow.

Коломійцев Александр Викторович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник Харьковского научно-исследовательского института судебных экспертиз имени Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Харьков, Украина.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина.

Долженко Иван Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dolzhenko_ivan@mail.ru.

УДК 621.56

Т.П. МИХАЙЛЕНКО

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

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВОДЯНОЙ ШУГИ В СИСТЕМАХ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ТЕПЛОНОСИТЕЛЕМ

Рассмотрено использование технологии жидкого льда в системе кондиционирования шахт. Определены основные требования к жидкому льду при использовании его в качестве промежуточного теплоносителя. Представлены результаты сравнительного анализа систем кондиционирования воздуха с традиционным промежуточным теплоносителем и жидким льдом. Показано, что использование жидкого льда в качестве промежуточного теплоносителя позволяет повысить эффективность системы кондиционирования, снизить ее стоимость и энергоемкость используемого оборудования.

Ключевые слова: холодильная установка, система кондиционирования, теплоноситель, жидкий лед, рассол, эффективность.

Введение

Жидкий лед (ЖЛ) представляет собой водяную шугу – суспензию воды и мелких кристаллов льда. За счёт теплоты фазового перехода хладоресурс ЖЛ в 4...6 раз выше по сравнению с охлажденной водой или рассолом [1, 2]. Он может перекачиваться на большие расстояния. Гидродинамические свойства жидкого льда зависят от формы и доли ледяных частиц, скорости потока. Прокачку жидкого льда с содержанием мелких (менее 1 мм) кристаллов льда до 40% можно осуществлять при помощи центробежных насосов. Не рекомендуется использовать ЖЛ с концентрацией кристаллов свыше 50%. При транспортировке его скорость должна быть не ниже 0,5 м/с, так как возможно расслоение потока и объединение кристаллов льда в конгломерат [1]. Благодаря своим свойствам жидкий лед привлекателен для

различных отраслей промышленности. Для реализации технологии жидкого льда могут использоваться осевые лопаточные компрессора авиационных двигателей [3], что расширяет область их применения.

Постановка и решение задачи

Высокий хладоресурс жидкого льда в сравнении с рассолом или охлажденной водой позволяет в несколько раз уменьшить расход теплоносителя при заданной холодопроизводительности системы. Это делает выгодным применение жидкого льда для систем кондиционирования воздуха с промежуточным теплоносителем. Рассмотрим это на примере системы кондиционирования воздуха шахты "Самсоновская - Западная" ГП "Краснодонуголь" (рис. 1). Данные для анализа представлены проектным институтом «Южгипрошат», г. Харьков.

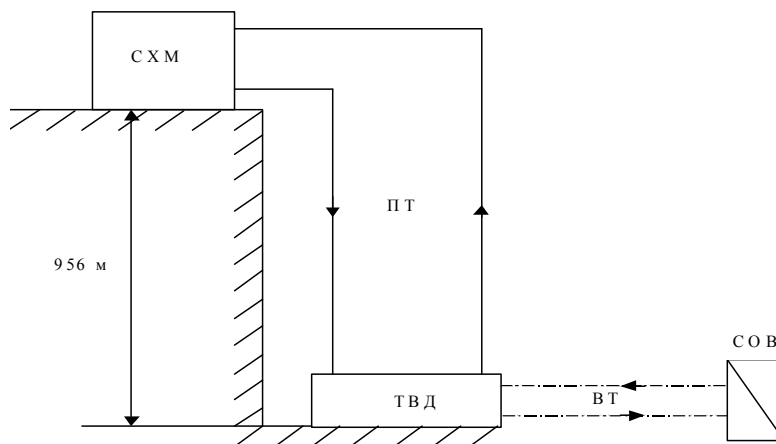


Рис. 1. Блок-схема системы кондиционирования шахтного воздуха шахты:

СХМ – станция холодильных машин; ТВД – теплообменный аппарат высокого давления; СОВ – сеть воздухоохладителей; ПТ – первичный теплоноситель; ВТ – вторичный теплоноситель

В состав системы кондиционирования шахтного воздуха входят расположенная на поверхности станция холодильных машин (СХМ), теплообменный аппарат высокого давления (ТВД) и сеть воздухоохладителей (СОВ), расположенные на глубине 956 м.

Станция холодильных машин, охлаждающая первичный теплоноситель с 11,8 °С до 0,8 °С, представляет собой установленные последовательно две турбокомпрессорные холодильные машины 2ХТМ-23 с суммарной холодопроизводительностью 3901,2 кВт и холодильным коэффициентом 3,5.

В качестве первичного теплоносителя в рассматриваемой системе кондиционирования используется рассол NaCl 14,1% концентрации, охлаждающий в ТВД вторичный теплоноситель – воду с 20,6 °С до 5 °С. Вторичный теплоноситель в свою очередь охлаждает проходящий через воздухоохладители шахтный воздух до 18 °С.

Трубопровод первичного теплоносителя состоит из теплоизолированной прямой и обратной ветви подачи диаметром 0,325 м и длиной 1350 м каждая, проходящих в стволе шахты.

Хладоресурс первичного теплоносителя расходуется на компенсацию тепловой нагрузки за счет охлаждения вторичного теплоносителя в ТВД, теплопритоков и мощности на прокачку теплоносителя. При использовании в качестве первичного теплоносителя жидкого льда, полученного из рассола, расход теплоносителя составит

$$\dot{G}^{(sl)} = \frac{Q_0}{c_p^{(l)}(T_1^x - T_{sl}) + g^{(s)}\psi_{sl}}, \quad (1)$$

где $\dot{G}^{(sl)}$ – массовый расход жидкого льда, кг/с;

Q_0 – тепловая нагрузка, Вт;

$c_p^{(l)}$ – удельная теплоемкость рассола, Дж/(кгК);

T_1^x – температура первичного теплоносителя

на входе в станцию холодильных машин, К;

T_{sl} – температура кристаллизации рассола, К;

$g^{(s)}$ – концентрация кристаллов льда в рассоле;

ψ_{sl} – теплота плавления льда, Дж/кг.

При определении массового расхода необходимо учитывать, что при подводе теплоты к жидкому льду происходит плавление кристаллов льда. Это приводит к уменьшению концентрации рассола, что в свою очередь оказывает влияние на его теплоемкость и температуру кристаллизации [4].

Объемный расход $\dot{V}^{(sl)}$ жидкого льда определяется соотношением

$$\dot{V}^{(sl)} = \frac{\dot{G}^{(sl)}}{\rho^{(sl)}}, \quad (2)$$

где $\rho^{(sl)}$ – плотность жидкого льда, кг/м³.

При использовании жидкого льда в системе кондиционирования диаметр трубопровода первичного теплоносителя уменьшится, и для заданной холодопроизводительности определится соотношением

$$d^{(sl)} = d_0 \sqrt{\frac{\dot{V}^{(sl)}}{\dot{V}_0}}, \quad (3)$$

где $d^{(sl)}$ – диаметр трубопровода первичного теплоносителя при подаче жидкого льда, м;

d_0 – исходный диаметр трубопровода первичного теплоносителя, м;

$\dot{V}_0$ – объемный расход исходного первичного теплоносителя, м³/с.

Уменьшение диаметра трубопровода также приведет к соответствующему снижению внешнего теплового потока $Q_{вн}$ к трубопроводу, который определяется из соотношения (4), что отразится на расходе первичного теплоносителя.

$$Q_{вн} = \pi d^{(sl)} (q_{пв} l_{пв} + q_{ов} l_{ов}), \quad (4)$$

где $q_{пв}$, $q_{ов}$ – плотность теплового потока за счет внешних теплопритоков для прямой и обратной ветви трубопровода первичного теплоносителя, соответственно, Вт/м²;

$l_{пв}$, $l_{ов}$ – длина прямой и обратной ветви трубопровода, м.

На рис. 2 показано влияние диаметра трубопровода первичного теплоносителя при течении по нему жидкого льда с концентрацией кристаллов льда 40% (по массе) и концентрацией рассола NaCl 3,5% (по массе) на расход первичного теплоносителя.

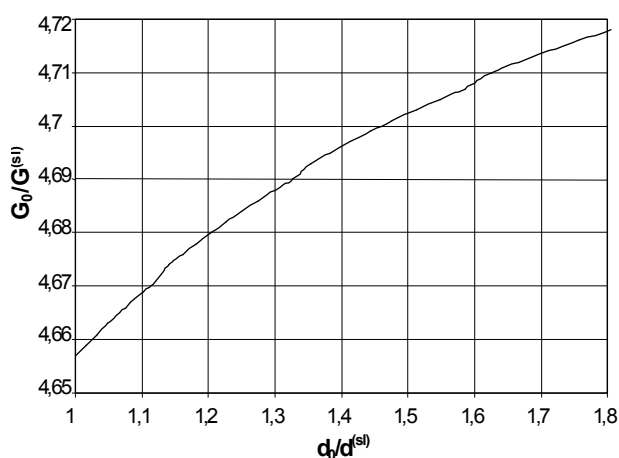


Рис. 2. Влияние диаметра трубопровода на расход первичного теплоносителя за счет изменения доли теплопритоков в суммарной тепловой нагрузке

Уменьшение диаметра трубопровода первичного теплоносителя (по сравнению с исходным) снижает внешние теплопритоки за счет уменьшения поверхности трубопровода, участвующей в теплообмене с окружающим теплым воздухом шахты. Это в свою очередь приводит к уменьшению суммарной тепловой нагрузки.

Следствием вышеперечисленного является то, что расход первичного теплоносителя снижается. Как показано на рис. 2, использование жидкого льда в качестве первичного теплоносителя в системе кондиционирования шахтного воздуха позволяет уменьшить, по сравнению с исходными значениями параметров, диаметр трубопровода первичного теплоносителя в 1,8 раза, а массовый расход теплоносителя – в 4,7 раз.

При течении исходного первичного теплоносителя потеря напора в прямой и обратной ветви трубопровода составляет $\Delta p_0 = 0,25$ МПа. В случае использования жидкого льда, потеря напора в прямой и обратной ветви трубопровода первичного теплоносителя, согласно [5], составит

$$\Delta p^{(sl)} = \frac{\dot{G}^{(sl)2}}{2\rho^{(sl)}A^2} \left(\lambda \frac{l_{пв} + l_{об}}{d^{(sl)}} + \zeta_{\Sigma} \right), \quad (5)$$

где $\Delta p^{(sl)}$ – потеря напора в прямой и обратной ветви трубопровода первичного теплоносителя при течении жидкого льда, Па;

A – площадь проходного сечения канала, м²;

λ – коэффициент сопротивления трения;

ζ_{Σ} – суммарный коэффициент местного сопротивления.

На рис. 3 показано влияние изменения диаметра трубопровода первичного теплоносителя при использовании жидкого льда на величину потери напора в трубопроводе.

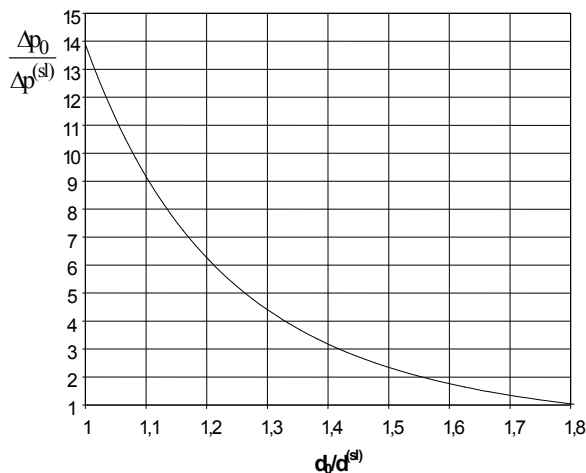


Рис. 3. Потеря напора при различном проходном сечении трубопровода первичного теплоносителя

При использовании жидкого льда с 40% концентрацией кристаллов и 3,5% концентрацией NaCl в существующем трубопроводе позволяет снизить гидравлические потери в 14 раз (рис. 3), что обусловлено снижением массового расхода теплоносителя.

Для прокачки исходного теплоносителя (рассола) по прямой и обратной ветви трубопровода необходимо затратить $N_0 = 23,3$ кВт мощности. Затраты на прокачку жидкого льда по тому же трубопроводу составят:

$$N^{(sl)} = \Delta p^{(sl)} \dot{V}^{(sl)}. \quad (6)$$

На рис. 4 представлено соотношение затрат на прокачку исходного теплоносителя (рассола) и жидкого льда с 40% (по массе) концентрацией кристаллов и 3,5% (по массе) концентрацией рассола NaCl.

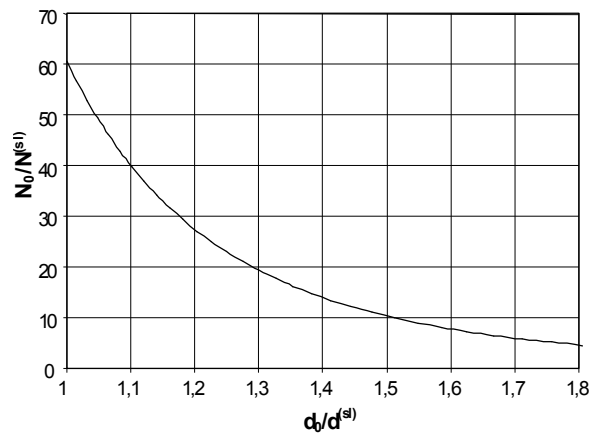


Рис. 4. Затраты на прокачку первичного теплоносителя

Заключение

Проведенный анализ системы кондиционирования воздуха показал, что при прокачке жидкого льда с 40% (по массе) концентрацией кристаллов льда, полученного из рассола 3,5% NaCl, по существующему трубопроводу расход теплоносителя снижается почти в 5 раз, а затраты на прокачку первичного теплоносителя – в 60 раз. Кроме этого, использование жидкого льда в системе кондиционирования шахтного воздуха позволяет уменьшить поверхность теплообменника высокого давления в 1,3 раза, а диаметр трубопровода первичного теплоносителя в 1,8 раза, при этом затраты на прокачку теплоносителя снижаются в 4,5 раза. Таким образом, использование жидкого льда в качестве промежуточного теплоносителя позволяет повысить эффективность системы кондиционирования, снизить ее стоимость и энергоемкость используемого оборудования.

Литература

1. Дворжак З. Бинарный лёд / З. Дворжак // Холодильный бизнес. – 2000. – № 3. – С. 6-9, 44.
2. К вопросу получения бинарного льда в условиях вакуумирования жидкостей / П.Д. Жеманюк, А.И.Таран, П.А. Бакиш и др. // Холодильна техніка і технологія. – 2003. – № 3(83). – С. 13-17.
3. Эффективность установок для производства жидкого льда при вакуумировании / И.И. Петухов, Т.П. Михайленко, П.Д. Жеманюк и др. // Труды XIII Междунар. конф. по компрессоростроению «Компрессорная техника и пневматика в XXI веке». – Сумы: Изд-во СумГУ, 2004. – Т. 3. – С. 47-52.
4. Богданов С.Н. Холодильная техника. Свойства веществ: Справочник / С.Н. Богданов, О.П. Иванов, О.П. Куприянова. – М.: Агропромиздат, 1985. – 208 с.
5. Теплотехнический справочник. В 2 т. Т. 2 / Под общ. ред. В.Н. Юренева и П.Д. Лебедева. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Энергия, 1976. – 896 с.

Поступила в редакцию 6.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой энергетики и физики Н.И. Погожих, Харьковский государственный университет питания и торговли, Харьков, Украина.

ВИКОРИСТАННЯ ВОДЯНОЇ ШУГИ В СИСТЕМАХ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ З ПРОМІЖНИМ ТЕПЛОНОСІЄМ

Т.П. Михайленко

Розглянуто використання технології рідкого льоду в системі кондиціонування шахт. Визначені основні вимоги до рідкого льоду при використанні його як проміжний теплоносій. Представлені результати порівняльного аналізу систем кондиціонування повітря з традиційним проміжним теплоносієм і рідким льодом. Показано, що використання рідкого льоду як проміжного теплоносія дозволяє підвищити ефективність системи кондиціонування, понизити її вартість і енергоємність устаткування, що використовується.

Ключові слова: холодильна установка, система кондиціонування, теплоносій, рідкий лід, розсіл, ефективність.

SLURRY ICE APPLICATION FOR AIR-CONDITIONING SYSTEMS WITH INTERMEDIATE HEAT MEDIUM

T.P. Mikhailenko

Slurry ice technology application for mine air conditioning system are discussed. The basic requirements to intermediate heat medium as slurry ice are described. Comparative analysis results of air-conditioning systems with traditional intermediate heat medium and slurry ice application are submitted. It was shown that slurry ice application as intermediate heat medium to raise air conditioning system efficiency and to reduce cost and power consumption of equipment.

Key words: refrigeration unit, air conditioning system, heat medium, slurry ice, brine, efficiency.

Михайленко Тарас Петрович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник каф. 205, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: k205@d2.khai.edu.

УДК 621.43.056

Д.А. ДОЛМАТОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***НЕПОЛНЫЕ КИНЕТИЧЕСКИЕ ЦЕПИ В МЕТОДЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО БАЛАНСА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ГОРЕНИЯ**

Рассмотрен вопрос использования кинетических цепей различной степени разветвлённости при моделировании процессов горения в авиационных камерах сгорания. Приведен общий вид систем уравнений процессов с одной и множественными основными реакциями. Статья содержит информацию о совместном использовании методов химической кинетики и математического анализа при составлении единой системы уравнений движения сплошной среды. Предложен метод определения допустимости использования генерального баланса реакций для обеспечения существования и единственности решений. Разработаны основы способа учёта промежуточных реакций в суммарной головной реакции при помощи динамических коэффициентов, предложен способ их представления.

Ключевые слова: генеральный баланс, равновесные концентрации, порядок реакции, разрешимость, динамический коэффициент.

Введение

Исследование процессов в авиационных камерах сгорания в современной науке невозможно без использования методов вычислительной газовой динамики и физической химии. Общая математическая теория горения и взрыва, разработанная академиком Я.Б. Зельдовичем и другими учёными [1, 2], хорошо описывает интегральные процессы на макроуровне и позволяет определить качественные показатели процесса горения. Однако упрощенные схемы химической кинетики и энергетического баланса основных реакций, применяемые в этой модели, не могут быть использованы при исследовании сложных действительных процессов горения топлива. В частности, достаточно проблематичной становится задача определения мгновенных и равновесных концентраций промежуточных компонентов в интересующей исследователя области, затруднён анализ выхода вредных веществ и велики погрешности при использовании вычислительных методов высокой точности.

Для эффективности расчёта характеристик и полей параметров в камерах сгорания целесообразно использовать метод генерального баланса [3, 4]. Суть данного метода заключается в описании максимально возможного числа головных и промежуточных реакций для заданных начальных компонент смеси. Затем, на основании предполагаемых скоростей реакций, констант равновесия и термодинамической вероятности процесса определяются необходимые члены уравнений движения сплошной реагирующей среды [5] – в первую очередь концентрации

и массовые доли компонентов и тепловой поток.

У используемых модификаций метода генерального баланса имеются два основных недостатка. Первый заключается в значительных погрешностях расчёта концентраций при нестационарном неравновесном процессе. Как известно, нестационарность процесса может быть обусловлена как переменными граничными условиями, так и локальными факторами и особенностями течения. В частности, при значительном измельчении конечно-разностной сетки [6] (до характерного размера ячейки $d = 10^{-6}$ м) проявляется эффект вероятностной нестационарности процесса, обусловленной неупорядоченностью структуры течения, а также эффект масштаба, вызванный тем, что характерный размер ячейки становится меньше размера однородных зон.

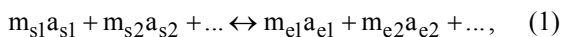
Второй недостаток метода генерального баланса состоит в возможности существования множества решений системы уравнений, описывающих кинетический механизм. При ветвлении процесса (-ов) на большое количество промежуточных реакций зачастую весьма слабо соблюдается принцип необходимого и достаточного количества уравнений [3]. В результате решения общей системы уравнений движения реагирующей среды, полученные с использованием данного метода, обладают невысокой точностью.

Постановка задачи

Рассмотрим наиболее характерные случаи применения метода генерального баланса для моделирования кинетики химических реакций. Сущест-

вуют два типа генерального баланса: с одной и с множественными основными реакциями. **Основной реакцией** будем называть такую реакцию, в правой и левой части которой содержатся только начальные и конечные продукты, содержащиеся на входе и выходе из камеры сгорания соответственно. Все остальные реакции, протекающие в исследуемом объеме, будем называть **промежуточными**.

Общий вид одной основной реакции:

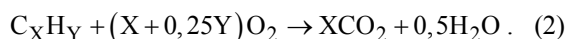


где $a_{s1}, a_{s2}, \dots, a_{si}$ – начальные реагенты;

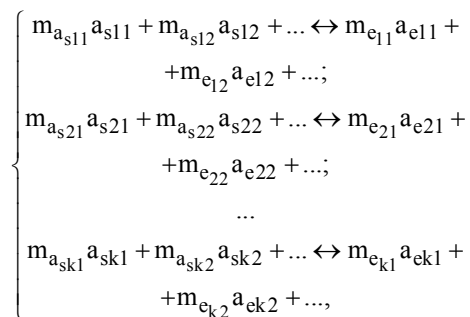
$a_{e1}, a_{e2}, \dots, a_{ej}$ – конечные продукты реакции;

m_{si}, m_{ej} – стехиометрические коэффициенты.

Примером системы с одной основной реакцией может служить горение гомогенной смеси газообразных кислорода и алкана при пренебрежимо малом выходе побочных веществ:

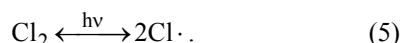
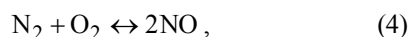
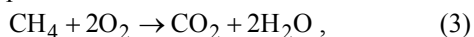


В случае, если в исследуемом объеме имеют место несколько независимых основных реакций, то для описания процессов необходимо использовать генеральный баланс с множественными основными реакциями. Независимыми будем называть такие реакции, которые нельзя путём добавления либо убороки любого числа промежуточных реакций преобразовывать друг в друга без введения дополнительных реагентов. Общий вид множественных основных реакций:



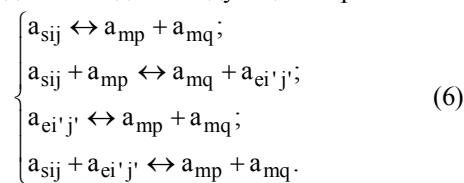
где k – количество независимых реакций.

Типичным примером генерального баланса с множественными основными реакциями является процесс горения метана в воздухе, загрязнённом следами хлора:



Нетрудно видеть, что реакции (3) – (5) являются независимыми, поскольку компоненты CH_4 , N_2 и Cl_2 состоят из различных атомов и не могут быть преобразованы друг в друга.

При использовании метода генерального баланса всегда применяется частичная либо полная развёртка одной, нескольких либо всех основных реакций по полному либо частичному механизму их протекания с использованием промежуточных реакций. Общий вид развёртки произвольных реакций, очевидно, будет выглядеть следующим образом:



где a_{mp}, a_{mq} – промежуточные реагенты,

$1 \leq \{i, i'\} \leq k$ – индексы реакций, входящих в генеральный баланс;

$1 \leq \{p, q\} \leq n$ – индексы промежуточных реагентов;

k – общее количество всех реакций генерального баланса;

n – общее количество промежуточных реагентов данного генерального баланса.

Например, при горении смеси метана с воздухом генеральный баланс может включать свыше 400 промежуточных реакций [3], в том числе – реакции наращивания/дегенерации углерод-углеродных связей, образования/разрушения радикалов, образования/разрушения кислород- и азотосодержащих органических соединений и др.

Поскольку, строго говоря, для практически любой основной реакции и тем более для случая множественных основных реакций, в качестве начальных компонент которых фигурирует одно или несколько органических соединений, возможно записать сколь угодно много промежуточных реакций, при решении конкретных задач возникает необходимость ввести критерии значимости, позволяющие отделить существенные для данной математической модели пути развития процесса от малозначимых. Поскольку задача расчёта равновесных концентраций является одной из основных задач собственно моделирования течения реагирующих газов, то оценка значимости реакций зачастую проводится на основе эмпирических данных и представлений.

Таким образом, развёртка основных и свёртка промежуточных реакций в настоящее время проводится с недостаточной обоснованностью строгости получаемых по конечному генеральному балансу решений.

Рассмотрим вначале основные условия, выполнение которых необходимо для соответствия генерального баланса основным реакциям при квазистационарном установившемся течении.

Анализ разрешимости системы уравнений генерального баланса

Первым условием, очевидно, будет условие сведения промежуточных компонент к основным. Если для исследуемой области определены проницаемые границы входа (индекс «en») и выхода (индекс «ex»), то для любого промежуточного компонента будет справедливо условие

$$[a_{mq}]_{en} = [a_{mq}]_{ex} = 0, \quad (7)$$

и, кроме того, для всего реакционного объема ω :

$$\iiint_{\omega} \sum_{q=1}^{nq} v_{mpq} dV = 0, \quad (8)$$

где v_{mpq} – скорость p -й реакции по q -му промежуточному компоненту;

nq – общее число реакций с участием q -го промежуточного компонента.

Условие (8) подразумевает постоянство среднеравновесной концентрации q -го компонента в реакционном объеме, т.е.

$$[a_{mq}]_{\omega} = \frac{\iiint_{\omega} C_{amq} dV}{V_{\omega}} = \text{const}, \quad (9)$$

где C_{amq} – концентрация a_{mq} .

Нетрудно видеть, что условие локальной равновесности процесса для некоторого произвольного объема ω' , в том числе элементарной ячейки конечно-разностной сетки, выглядит как

$$\iiint_{\omega'} \sum_{q=1}^{nq} v_{mpq} dV + \iint_{\Omega'} v_{mq} \frac{\bar{\rho}}{\mu_{mq}} C_n dF = 0, \quad (10)$$

где $\bar{\rho}$ – средняя плотность среды;

v_{mq} – массовая доля компонента a_{mq} ;

μ_{mq} – киломолярная масса a_{mq} ;

Ω' – поверхность, ограничивающая объем ω' ;

C_n – нормальная к Ω' компонента скорости.

Таким образом, вторым и основным условием является разрешимость системы уравнений равновесного состояния для данных кинетических механизмов как минимум для всего реакционного объема.

Разумеется, при использовании вычислительных методов газовой динамики более строгим условием является разрешимость этой системы для любого из элементарных объемов конечно-разностной сетки, аппроксимирующей реакционный объем. Запишем известное выражение для скорости произвольной химической реакции для квазистационарного состояния:

$$v_{mpq} = \frac{dc_q}{dt} = k_p \prod_{i=1}^{np} [a_{mi}]^{nmi}, \quad (11)$$

где k_p – константа скорости прямой p -й реакции;

np – количество исходных реагентов p -й реакции;

nmi – порядок p -й реакции по реагенту a_{mi} .

Как известно [3], величина nmi далеко не всегда совпадает со стехиометрическим коэффициентом соответствующей реакции. Наиболее распространенным [2], [3] является способ определения nmi по скорости реакции при постоянстве концентраций всех остальных реагентов:

$$nmi = \frac{\ln \left(\frac{v_{mpq2}}{v_{mpq1}} \right)}{\ln \left(\frac{c_{i2}}{c_{i1}} \right)}, \quad c_j = \text{const} \quad (j \neq i). \quad (12)$$

Константа скорости прямой реакции определяется по модифицированной формуле Аррениуса [3]:

$$k_p = A_p T^{b_p} e^{-\frac{E_p}{RT}}, \quad (13)$$

где A_p , b_p – константы p -й реакции;

E_p – энергия активации.

Аналогично для обратной реакции можно записать

$$v_{m\bar{p}q} = k_{\bar{p}} \prod_{j=1}^{n\bar{p}} [a_{mj}]^{nmj}, \quad (14)$$

$$k_{\bar{p}} = A_{\bar{p}} T^{b_{\bar{p}}} e^{-\frac{E_{\bar{p}}}{RT}}, \quad (15)$$

где $\bar{p}$ – реакция, обратная p -й.

Для квазистационарного равновесного процесса можно записать:

$$K_p = \frac{k_p}{k_{\bar{p}}} = \frac{\prod_{j=1}^{n\bar{p}} [a_{mj}]^{nmj}}{\prod_{i=1}^{np} [a_{mi}]^{nmi}}. \quad (16)$$

Уравнения (13) и (15) даже при условии точного определения всех входящих в него констант содержат по 2 неизвестных, поскольку температурное поле T может быть определено только в результате расчёта течения. Очевидно, для каждой реакции при известном тепловом эффекте Q_p тепловой поток q_p в единицу времени составит

$$q_p = \frac{\iiint_{\omega'} v_{mpq} Q_p dV}{V_{\omega'}}, \quad (17)$$

а суммарный тепловой эффект реакций можно найти как

$$q_R = \sum_{i=1}^k q_i, \quad (18)$$

причём, разумеется, величина q_i принимает положительные или отрицательные значения в зависимости от того, экзо- или эндотермична i -ая реакция.

Таким образом, значение констант равновесия K_p представляет собой систему уравнений, представляющую взаимосвязь между концентрациями реагентов промежуточных реакций и температурой:

$$\left(\frac{A_p}{A_{\tilde{p}}} \right) T^{b-\tilde{b}} e^{\frac{\tilde{E}_p - E_p}{RT}} = \frac{\prod_{j=1}^{np} [a_{mj}]^{nmj}}{\prod_{i=1}^{np} [a_{mi}]^{nmi}}. \quad (19)$$

Очевидно, что для существования и единственности решения системы, составленной из уравнений (10), (17) – (19) и уравнений движения сплошной среды [5], необходимо, чтобы количество входящих в систему уравнений в точности соответствовало количеству неизвестных.

Поскольку довольно много промежуточных реакций имеют порядки, отличные от 1, а выражение для констант равновесия $K_p = f_p(T)$ нелинейно относительно T , то нередко приходится вводить дополнительные замыкающие условия для единственности решения.

Предположим, что для некоторого генерального баланса $\langle a \rangle$, состоящего из конечного числа основных и промежуточных реакций, существует единственное решение, удовлетворяющее выбранной математической модели движения сплошной среды. Очевидно, что существует ограниченное число развёрток и свёрток, превращающих $\langle a \rangle$ в такой генеральный баланс $\langle a' \rangle$, для которого также существует единственное решение, удовлетворяющее данной математической модели и первому условию сведения, рассмотренному ранее. Поскольку при развёртке промежуточной реакции она является локально основной для производных от неё промежуточных реакций, то в объёме ω всегда может быть определена граничная поверхность Ω_m , вне которой концентрация промежуточных реагентов, по которым идёт развёртка, равна нулю. Следовательно, внутри объёма ω_m , ограниченного Ω_m , для всех не входящих в $\langle a \rangle$ компонент из $\langle a' \rangle$ выполняется условие (10).

Выводы

Таким образом, можно сформулировать основное правило допустимости развёртки или свёртки генерального баланса: **возможно использование**

лишь таких преобразований механизмов генерального баланса, для которых возможно записать систему уравнений (10) и (19), разрешимую внутри объёма ω_m и имеющую единственное решение при граничных условиях вида

$$[a_{mp'q'}]_{\Omega_m} = 0.$$

Очевидно, что в общем случае невозможно провести такую развёртку для основных реакций, используя все вероятные кинетические механизмы для исходных и конечных реагентов. Поэтому механизмы, образующие $\langle a' \rangle$, будем называть неполными кинетическими цепями.

При исследовании течений в камерах сгорания, однако, зачастую приходится использовать схемы генерального баланса, не соответствующие сформулированному выше требованию.

Для незамкнутых систем, очевидно, необходимо использовать дополнительные замыкающие условия, исходя из типа решаемой задачи и особенностей течения.

Во втором случае целесообразно корректировать константы, входящие в уравнения кинетики промежуточных реакций.

Корректировка величин A_p , b_p и E_p , на наш взгляд, нецелесообразна, т.к. данные величины напрямую не связаны с вероятностными эффектами развития реакции. Напротив, величина nmi зависит от вероятностного распределения частиц одного типа по реакциям, и может быть откорректирована при помощи динамических коэффициентов d_n :

$$d_n = 1 + \sum_{j=2}^{ns} A_j (nmi)^{j-1}, \quad (20)$$

где ns – общее количество реакций, в которых участвует реагент a_{mq} , $nmi' = d_n nmi$.

Значение коэффициентов A_j и уточнение вида зависимости

$$d_n = f(ns, nmi)$$

является задачей дальнейшего исследования.

Литература

1. Математическая теория горения и взрыва / Я.Б. Зельдович, Г.И. Баренблатт, В.Б. Либрович, Г.М. Махвиладзе. – М.: Наука, 1980. – 478 с.
2. Кондратьев В.Н. Кинетика и механизм газофазных реакций / В.Н. Кондратьев, Е.Е. Никитин. – М.: Наука, 1974. – 558 с.
3. Варнатц Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.

4. *Modelling of turbulent diffusion flames with detailed chemistry* / F. Behrendt, H. Bockhorn, B. Rogg, J. Warnatz. – Heidelberg: Springer, 1987. – 376 p.
5. Седов Л.И. *Механика сплошной среды*: в 2-х т. / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1973. – Т. 1. – 536 с.
6. *Ferziger J.H. Computational methods for fluid dynamics* / J.H. Ferziger, M. Peric. – Berlin: Springer. – 2001. – 860 p.

Поступила в редакцию 8.05.2009

Рецензент: д-р тех. наук, проф., проф. каф. ракетных двигателей А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

НЕПОВНІ КІНЕТИЧНІ ЛАНЦЮГИ В МЕТОДІ ГЕНЕРАЛЬНОГО БАЛАНСУ ПРИ МОДЕЛЮВАННІ ГОРІННЯ

Д.А. Долматов

Розглянуто питання щодо використання кінетичних ланцюгів різного ступеня розгалуженості при моделюванні процесів горіння в авіаційних камерах згорання. Наведено системи рівнянь процесів з однією та багатьма головними реакціями у загальному вигляді. Стаття містить інформацію щодо сумісного використання методів хімічної кінетики та математичного аналізу при складі єдиної системи рівнянь руху суцільного середовища. Запропоновано метод визначення можливості використання генерального балансу реакцій для забезпечення існування та можливості розв'язку. Розроблені засади способу урахування проміжних реакцій у сумарній головній реакції за допомогою динамічних коефіцієнтів.

Ключові слова: генеральний баланс, рівноважні концентрації, порядок реакції, можливість розв'язку, динамічний коефіцієнт.

UNCOMPLETED KINETIC QUEUES IN THE BURNING MODEL GENERAL BALANCE METHOD

D.A. Dolmatov

The question of multi-reaction kinetic queues using in the modeling the aviation combustion chamber burning process is considered. One- and many-main reaction process equation systems are described. The article considers the information about complex using of chemical kinetic methods and mathematical analysis during building of the full equation system of the continuous domain moving. The determination method for general balance using ability, based on solution's existing and unique providing, is offered. Foundations of intermediate reaction accounting method, based on dynamic coefficients, are developed.

Key words: general balance, balanced concentrations, order of the reaction, solution ability, dynamic coefficient.

Долматов Дмитрий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент каф. теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ditrihantelson@yandex.ru.

УДК 629.735

О.В. КИСЛОВ

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА
СЛОЖНОГО ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД

Рассмотрен вопрос определения относительного расхода топлива сложного химического состава. Химический состав топлива влияет на величину условной удельной энтальпии топлива, входящую в известную формулу для вычисления относительного расхода топлива. Получена универсальная формула для расчета условной удельной энтальпии топлива при наличии примесей, характерных для низкосортных углеводородных топлив; выполнены оценка точности полученной формулы путем сопоставления результатов расчета с известными данными и анализ погрешности определения относительного расхода топлива при неучете особенностей химического состава топлива. Показано, что эта погрешность может достигать 5%.

Ключевые слова: относительный расход топлива, удельная энтальпия, условная удельная энтальпия топлива, удельная теплоемкость, условная удельная изобарная теплоемкость, массовая доля химического элемента, реакция полного окисления, камера сгорания, газотурбинный двигатель.

Введение

В связи с широким распространением ГТД и удорожанием жидкого углеводородного топлива актуален вопрос использования газообразного топлива и низкосортного жидкого углеводородного топлива, например мазута. Эти сорта топлива отличаются от авиационного керосина не только процентным содержанием углерода и водорода, но и наличием примесей в виде кислорода, азота, серы и т.д. Поэтому относительный расход топлива должен определяться с учетом его химического состава.

Существуют методы расчета относительного расхода топлива, основанные на детальном анализе химических реакций и термодинамических свойств веществ [1]. Однако, ввиду сложности таких расчетов, в инженерной практике широко используются более простые методы.

Большинство известных инженерных методов вычисления относительного расхода топлива применимо при использовании в качестве топлива авиационного керосина [2, 3, 4]. Наибольшей универсальностью обладает метод Я.Т. Ильичева [5], позволяющий определять относительный расход любого углеводородного топлива по формуле

$$q_T = \frac{i_{BG}^* - i_{BK}^*}{H_u \eta_T - i_T(T_T^*) + i_T(T_{CT})}, \quad (1)$$

где i_{BK}^* – удельная энтальпия воздуха на входе в камеру сгорания;

i_{BG}^* – удельная энтальпия воздуха на выходе из камеры сгорания;

H_u – низшая теплотворная способность топлива;
 η_T – коэффициент выделения тепла в камере сгорания;

$i_T(T_T^*)$ – условная удельная энтальпия топлива при температуре T_T^* ;

$i_T(T_{CT})$ – условная удельная энтальпия топлива при стандартной температуре $T_{CT}=298$ К.

Формула (1) получена в предположении, что топливо подается в жидком виде при температуре $T_T=T_{CT}$.

Поскольку разница между i_{BK}^* и $i_T(T_{CT})$ мала и слабо влияет на величину относительного расхода топлива в камере сгорания, в работе [6] и в ряде других работ используется упрощенный вариант формулы (1):

$$q_T = \frac{i_{BG}^* - i_{BK}^*}{H_u \eta_T - i_T(T_T^*) + i_{BK}^*}. \quad (2)$$

Величина $i_T(T)$ зависит от химического состава топлива. В [5] приведены формулы расчета $i_T(T)$ для топлива, состоящего из углерода, водорода и кислорода. Кроме того, в табличном виде представлена зависимость $i_T(T)$ для авиационного керосина, состоящего по массе из 85% углерода и 15% водорода.

Однако в [5] не учтено наличие характерных для низкосортных топлив примесей на величину $i_T(T)$. Кроме того, для инженерных расчетов требуются зависимости $i_T(T)$ не только для авиационных керосинов, но и для углеводородных топлив

другого состава. В частности, в наземных ГТУ широко используется метан, состоящий по массе из 75% углерода и 25% водорода.

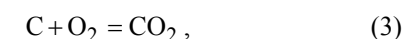
Целью данной работы является получение универсальной формулы для расчета условной удельной энтальпии топлива $i_T(T)$ при наличии примесей, характерных для низкосортных углеводородных топлив; оценка точности полученной формулы путем сопоставления результатов расчета с известными данными; анализ погрешности определения относительного расхода топлива, обусловленной погрешностью величины $i_T(T)$.

1. Расчетные соотношения

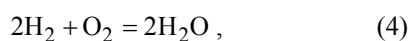
Формула для вычисления относительного расхода топлива (1) получена на основе закона сохранения энергии путем рассмотрения процесса горения в виде процесса подвода теплоты к воздуху и топливу. При этом реальный химический состав продуктов сгорания представляется в виде не реагирующей смеси воздуха и топлива. Энтальпия такой смеси равна энтальпии продуктов сгорания. Разница между энтальпией смеси и энтальпией чистого воздуха приписывается топливу и называется условной энтальпией топлива. При таком подходе задача определения относительного расхода топлива сводится к задаче нахождения удельной условной энтальпии топлива $i_T(T)$.

В состав жидких углеводородных топлив (авиационные керосины, дизельные и моторные топлива, мазуты, дистилляты), природных и искусственных газов помимо углерода и водорода входят примеси серы, кислорода, азота и зола [7]. При горении топлива горючие химические элементы топлива при соединении с кислородом воздуха образуют оксиды, другие элементы не вступают в химические реакции и находятся в молекулярном виде. Для определения условной удельной энтальпии топлива необходимо вычесть из энтальпии оксидов энтальпию входящего в них кислорода, как учтенную в составе чистого воздуха.

Если считать, что горючими элементами являются углерод, водород и сера, то реакции их полного окисления с указанием молекулярных масс исходных и конечных продуктов имеют вид:



$$12 + 32 = 44 (3 + 8 = 11);$$



$$4 + 32 = 36 (1 + 8 = 9);$$



$$32 + 32 = 64 (1 + 1 = 2).$$

Из уравнений (3)...(5) следует, что на единицу массы углерода приходится 11/3 единиц массы углекислого газа и 8/3 единиц массы кислорода; на единицу массы водорода приходится 9 единиц массы воды и 8 единиц массы кислорода; на единицу массы серы приходится 2 единицы массы двуокиси серы и 1 единица массы кислорода. Эти соотношения позволяют по известным массовым долям горючих элементов топлива и удельным энтальпиям оксидов определить условную удельную энтальпию горючих элементов топлива.

Удобно представить, что в реакции окисления участвует кислород, имеющийся в воздухе, а кислород топлива не вступает в реакцию и находится в продуктах сгорания в молекулярном виде. Тогда условная удельная энтальпия топлива определяется как сумма условных удельных энтальпий горючих элементов и удельных энтальпий негорючих элементов. Для рассматриваемого случая

$$i_{\delta}(T) = \frac{1}{3} (11 \cdot i_{CO_2} - 8 \cdot i_{O_2}) C_{\delta} + (9 \cdot i_{H_2O} - 8 \cdot i_{O_2}) H_{\delta} + (2 \cdot i_{SO_2} - i_{O_2}) S_{\delta} + i_{O_2} O_{\delta} + i_{N_2} N_{\delta}, \quad (6)$$

где C_T – массовая доля углерода в топливе;

H_T – массовая доля водорода в топливе;

S_T – массовая доля серы в топливе;

O_T – массовая доля кислорода в топливе;

N_T – массовая доля азота в топливе.

Формулу (6) можно записать в общем виде для произвольного состава топлива, состоящего из n горючих элементов и m негорючих элементов:

$$i_T(T) = \sum_{k=1}^n \frac{1}{a_k} (c_k \cdot i_{G_{x_k} O_{y_k}} - b_k \cdot i_{O_2}) G_k + \sum_{j=1}^m i_{P_j} \cdot P_j, \quad (7)$$

где k – номер горючего элемента топлива;

G_k – массовая доля k -го горючего элемента;

a_k – молекулярная масса k -го горючего элемента в уравнении его окисления;

b_k – молекулярная масса кислорода в уравнении окисления k -го горючего элемента;

c_k – молекулярная масса оксида $G_{x_k} O_{y_k}$ k -го горючего элемента в уравнении окисления;

j – номер негорючего элемента топлива;

P_j – массовая доля j -го негорючего элемента топлива.

2. Анализ полученных результатов

Достоверность вычисления удельной условной энтальпии топлива $i_T(T)$ подтверждена сравнением с данными Я.Т. Ильичева [5] для авиационного ке-

росина, состоящего по массе из 85% углерода и 15% водорода. Соответствующие зависимости представлены на рис. 1. Расхождение результатов составляет менее одного процента и может быть объяснено разной точностью задания исходных данных. На этом же рисунке представлены результаты расчета удельных условных энтальпий метана (75% углерода и 25% водорода по массе) и сернистого дистиллята, состоящего из 86% углерода, 11,35% водорода, 2,4% серы, 0,15% азота, 0,1% кислорода по массе [7]. Отличие от удельной условной энтальпии авиационного керосина в диапазоне от 500 °С до 1400 °С для метана составляет 36...44%, а для сернистого дистиллята 13...15%.

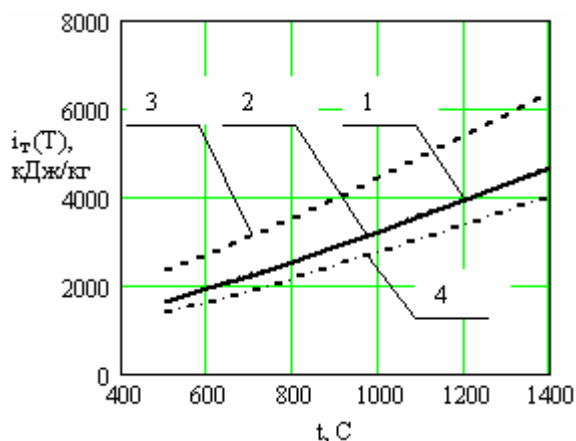


Рис. 1. Зависимость удельной условной энтальпии топлива от температуры:

- 1 – по данным Я.Т. Ильичева [5] для авиационного керосина (85% углерода, 15% водорода по массе);
- 2 – расчет по формуле (6) для авиационного керосина (85% углерода, 15% водорода по массе);
- 3 – расчет по формуле (6) для метана (75% углерода, 25% водорода по массе);
- 4 – расчет по формуле (6) для дистиллята сернистого (86% углерода, 11,35% водорода, 2,4% серы, 0,15% азота, 0,1% кислорода по массе)

Неучет таких отличий $i_T(T)$ при расчете по формуле (2) приводит к занижению вычисленного значения относительного расхода метана и завышению вычисленного значения относительного расхода сернистого дистиллята при температуре 500 °С на выходе из камеры сгорания на 1,44% и 0,62% соответственно, а при температуре 1400 °С – на 3,77% и 1,75% (рис. 2).

Поскольку удельная энтальпия представляет собой произведение удельной изобарной теплоемкости и абсолютной температуры $i = c_p T$, формулы (6) и (7) можно трансформировать в формулы для расчета удельной условной изобарной теплоемкости топлива $c_{pT}(T)$. В частности, из формулы (6) полу-

чается:

$$c_{pT}(T) = \frac{1}{3} \left(11 \cdot c_{pCO_2} - 8 \cdot c_{pO_2} \right) C_T + \left(9 \cdot c_{pH_2O} - 8 \cdot c_{pO_2} \right) H_T + \left(2 \cdot c_{pSO_2} - c_{pO_2} \right) S_T + c_{pO_2} O_T + c_{pN_2} N_T. \quad (8)$$

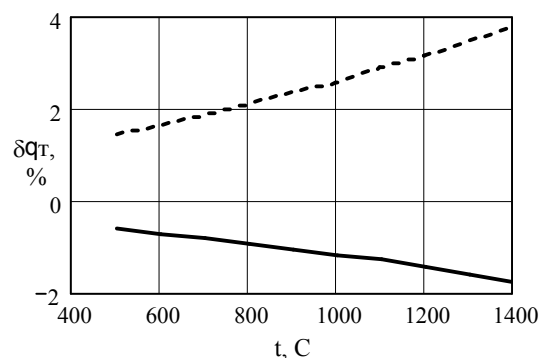


Рис. 2. Зависимость погрешности определения относительного расхода топлива от температуры при использовании удельной условной энтальпии авиационного керосина

- для метана;
- для сернистого дистиллята

Преимущество формулы (8) объясняется наличием большого объема справочных данных по теплоемкости различных веществ. Однако при расчете удельной условной энтальпии топлива через $c_{pT}(T)$ необходимо учитывать, в каком виде представлена удельная изобарная теплоемкость. Чаще всего в справочниках приводится средняя удельная изобарная теплоемкость c_{pT} для диапазона температур от 0 °С до t . Для правильного расчета удельной энтальпии требуется средняя удельная изобарная теплоемкость c_{pT} для диапазона температур от 0 К до $T = t + 273$. Пересчет средней удельной изобарной теплоемкости осуществляется по формуле

$$c_{pT} = \frac{i_{T=273,15} + c_{pT} t}{T}, \quad (9)$$

где $i_{T=273,15} = c_{pT=273,15} \cdot 273,15$ – удельная энтальпия при $t = 0$ °С.

Представленные на рис. 1 и 2 результаты получены с использованием формул (8) и (9) на основе справочных данных по удельной изобарной теплоемкости веществ, приведенных в [8], и справочных данных по $i_{T=273,15}$ [9].

Заключение

В работе получена универсальная формула для расчета условной удельной энтальпии топлива сложного химического состава $i_T(T)$, необходимая для

расчета относительного расхода топлива по методу Я.Т. Ильичева. Достоверность полученной формулы подтверждена сравнением и известными данными. Получены зависимости условной удельной энтальпии топлива от температуры для метана и сернистого диоксида. Показано, что неучет особенностей химического состава приводит к погрешности определения относительного расхода топлива 1...5%. В связи с наличием большого объема справочных данных по теплоемкостям веществ, представлена формула для расчета условной удельной изобарной теплоемкости топлива, позволяющая вычислить условную удельную энтальпию топлива при известной температуре.

Литература

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания : справочник в 10 томах / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалов, А.П. Тишин и др.; под ред. В. П. Глушко. – М. : АН СССР, 1971-1980. – 520 с.
2. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Часть 2 / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1978. – 336 с.
3. Масленников М.М. Авиационные газотур-

бинные двигатели / М.М. Масленников, Ю.И. Шальман. – М.: Машиностроение, 1975. – 576 с.

4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В.П. Деменченков, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пархомов и др.; под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.

5. Ильичев Я.Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей / Я.Т. Ильичев. – М.: Центральный институт авиационного моторостроения. – 1975. – 126 с.

6. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др.; под ред. С.М. Шляхтенко; 2-е изд. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

7. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей / Ю.М. Пчелкин; 3-е изд. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.

8. Нащокин В.В. Техническая термодинамика и теплопередача / В.В. Нащокин. – М.: Высш. шк., 1969. – 560 с.

9. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Н.Б. Варгафтик. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1963. – 708 с.

Поступила в редакцию 16.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ВІДНОСНИХ ВИТРАТ ПАЛИВА СКЛАДНОГО ХІМІЧНОГО СКЛАДУ В КАМЕРІ ЗГОРАННЯ ГТД

О.В. Кіслюк

Розглянуте питання визначення відносних витрат палива складного хімічного складу. Хімічний склад палива впливає на величину умовної ентальпії палива, що входить до відомої формули для розрахунку відносних витрат палива. Одержана універсальна формула для розрахунку умовної питомої ентальпії палива за наявності домішок, що характерні для низькосортних вуглеводневих палив; виконані оцінка точності одержаної формули шляхом співставлення результатів розрахунку з відомими даними та аналіз похибки визначення відносних витрат палива при неврахуванні особливостей хімічного складу палива. Показано, що ця похибка може досягати 5%.

Ключові слова: відносні витрати палива, питома ентальпія, умовна питома ентальпія палива, питома теплоємність, умовна питома ізобарна теплоємність, масова доля хімічного елемента, реакція повного окиснення, камера згорання, газотурбінний двигун.

FINDING THE RELATIVE CONSUMPTION OF COMPLEX CHEMICAL COMPOSITION FUEL IN COMBUSTION CHAMBER GAS TURBINE ENGINE

O. V. Kislov

The problem of finding the value of relative fuel consumption is considered. The fuel has a complex chemical composition. The chemical composition of the fuel affects the value of conditional specific fuel enthalpy. This value is needed to calculate relative fuel consumption. The general formula for finding the conditional specific fuel enthalpy is obtained. The correctness of this formula was verified by comparison with known data. It was shown, that error of finding relative fuel consumption may reach 5%, if chemical fuel composition is not taken into account.

Key words: relative fuel consumption, specific enthalpy, conditional specific fuel enthalpy, specific heat, conditional specific isobaric heat, mass fraction of chemical element, full oxidation reaction, combustion chamber, gas turbine engine.

Кислюк Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: OVKislov@mail.ru.

УДК 621.43.016.4

В.В. ШПАКОВСКИЙ, А.П. МАРЧЕНКО, В.В. ПЫЛЁВ

*Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина***РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПОРШНЯ С КЕРАМИЧЕСКИМ ПОВЕРХНОСТНЫМ СЛОЕМ**

В работе приводится теоретическое обоснование повышения эффективности работы и ресурса двигателя при частичной теплоизоляции камеры сгорания, совершенствование математической модели описания нестационарной теплопроводности в поверхностном слое поршня двигателя внутреннего сгорания. Приведены результаты расчётов высокочастотных колебаний температуры на поверхности керамического слоя поршня и изменения амплитуды температурной волны в теле головки поршня для разных толщин керамического слоя. Полученные результаты достаточно близки к результатам исследований других авторов. При использовании на поверхности камеры сгорания тонкого керамического слоя происходит рост величины полного колебания температуры поверхности поршня при росте максимальной и уменьшении минимальной температуры; уменьшение глубины проникновения температурной волны в тело поршня; увеличение скорости изменения температуры поверхности поршня; уменьшение фазового сдвига температурной волны по отношению к мгновенной температуре рабочего тела в цилиндре двигателя.

Ключевые слова: двигатель, поршень, керамический слой, теплоизоляция, амплитуда, температурная волна, глубина проникновения.

Введение

Постановка проблемы. Проблема улучшения экономических показателей и повышения ресурса и двигателей внутреннего сгорания (ДВС) не является новой, и чрезвычайно обостряется в современных условиях. Улучшения экономических показателей добиваются путем улучшения рабочего процесса и снижения механических потерь, а повышения ресурса – путём снижения теплонпряжённости деталей камеры сгорания (КС).

Выделение нерешенных частей общей проблемы. Нерешенной частью проблемы является вопрос создания двигателя с улучшенными экономическими показателями за счёт теплоизоляции КС.

Анализ публикаций. Исследованиями по созданию адиабатного дизельного двигателя с использованием для теплоизоляции деталей КС стеклокерамики и нитрида кремния занимались R. Kamo, W. Bryzik [1, 2]. Но для широкого использования такие детали оказались непригодными в основном из-за хрупкости и сравнительно высокой теплоёмкости. Ученые H. Valland, G.K. Wypianski, F.J. Wallace, T.K. Kao, W.A. Alekxander, A.C. Cole and M. Tarabad университета г. Бат, Великобритания, опубликовали в 1982г. [3] и 1983г. [4] результаты исследований по использованию в качестве материала покрытий для теплоизоляции деталей КС стабилизированного циркония со следующими свойствами: $\lambda=2$ Вт/(м.К), $\rho=2800$ кг/м³,

$C=620$ Дж/(кг.К) $V=\lambda\rho c=3,5\times10^6$ кг.м/(сек⁴К) и низким коэффициентом теплового расширения. В результате исследований был сделан вывод, что для получения наивыгоднейших показателей по термодинамике рабочего цикла двигателя должен быть чисто адиабатным $\lambda\rho c=0$, то есть температура стенок КС должна изменяться вслед за изменением температуры газа в течение всего цикла. В этом случае тепловой поток будет направлен от газа к стенке или от стенки к газу в зависимости от мгновенной температуры газа, которая может быть выше или ниже температуры стенки КС. Расчёты, выполненные для стенки КС из циркония при $n=3000$ мин⁻¹, показали амплитуду изменения температуры 100 °С. В результате сделан общий вывод: чисто адиабатный режим работы двигателя не может быть достигнут ни при какой реальной конструкции стенок КС. Однако значительное увеличение к.п.д. (до 10%) может быть получено и при частичной тепловой изоляции КС [5]. Более поздние экспериментальные исследования немецких учёных G. Woschni, W. Spindler, K. Kolesa [6, 7] теплопереноса в ДВС с использованием поршня с головкой со слоем керамики нимоника-80А, толщиной 5 мм (с коэффициентом теплопроводности 2 Вт/(м.К) позволили установить, что колебания температуры на поверхности КС составили около 100К, средняя температура поверхности теплоизоляции равнялась 700 °С. Авторами установлено, что при высокой температуре поверхности пламя, поддерживаемое химическими

реакциями, приближается к стенке, вследствие чего коэффициент теплопередачи от рабочего тела к стенке значительно возрастает – происходит «конвективный всплеск». Поэтому эффекта теплоизоляции не происходит. Расчёты характеристик дизеля с турбонаддувом [1, 2], у которого поверхность КС в поршне покрыта слоем ZrO_2 ($\lambda=1,65 \text{ Вт/(м·К)}$) толщиной 5 мм позволили сделать вывод, противоположный авторам публикации [5] – практически невозможно получить снижение расхода топлива путём теплоизоляции стенок КС в поршне. С другой стороны, ещё до публикаций [1 – 5] исследования по применению эмалированных керамических покрытий (В.С. Чепиль, Я.И. Гордиенко) [11], керамических покрытий, полученных плазменным напылением окиси алюминия толщиной 0,2 – 0,9 мм, на огневой поверхности поршней толщиной 0,35 мм А.К. Костина, Е.В. Коллегова, М.Д. Никитина и других) [8, 9, 10], показали значительное снижение эффективного расхода топлива за счёт более полного сгорания и уменьшения потерь теплоты, снижение температурного уровня поршня.

Нерешенные вопросы. Несмотря на улучшение эффективности процесса сгорания и снижение тепловых потерь, покрытия не нашли широкого применения. Они не выдерживали длительных динамических нагрузок и отслаивались от огневой поверхности. По этой причине в работах [8 – 11] не было дано теоретического обоснования полученных эффектов.

Цели и задачи исследований. Целью исследований является попытка теоретического объяснения повышения эффективности рабочего процесса и снижения теплонапряжённости при частичной теплоизоляции КС, совершенствование математической модели описания нестационарной теплопроводности в поверхностном слое поршня ДВЗ. Поставлена задача: выполнить расчет высокочастотных колебаний температуры на поверхности теплоизолированного поршня, провести анализ изменения амплитуды температурной волны в головке поршня для разных толщин теплоизолирующего слоя.

Способы решения проблемы. Многочисленные экспериментальные данные по применению керамической теплоизоляции на поршнях тепловозного, тракторных и комбайновых дизелей, автомобильных, картинговых, спортивных и авиационных бензиновых двигателях позволяют утверждать, что гальваноплазменная обработка поршней с оптимальными параметрами теплоизолирующего керамического слоя оказывает влияние на физико-химические процессы, которые протекают в КС, позволяет улучшить экономические и экологические показатели двигателей внутреннего сгорания и обеспечивает высокий уровень надежности и ресурса ЦПГ. Для оценки влияния керамического корундового слоя на экономические показатели необходимы новые теоретические представления для описания этих процессов и соответствующие

математические модели. Одна из этих моделей должна учитывать влияние гальваноплазменной обработки поршня на показатели рабочего процесса, которая позволит определить новые уровни индикаторных и эффективных показателей дизеля.

Обоснование научных и практических результатов

Современные математические модели и методики расчета рабочего процесса дизелей предусматривают учет среднецикловой температуры T_w поверхности камеры сгорания. При проведении экспериментальных исследований влияния теплоизолирующих покрытий поршней на показатели рабочего процесса, в основном, также учитывают среднецикловую температуру огневой поверхности. В работах Я.Б. Зельдовича [12] показано, что воспламенение вблизи нагретой поверхности происходит в момент, когда её температура становится выше критической. Критическая температура фазового перехода жидкого топлива в парообразное состояние $T_{кр}$ составляет 350–400 °С. Когда температура поверхности КС значительно превышает эту температуру, резко интенсифицируется процесс испарения топлива. Скорость диффузии паров топлива и кислорода вблизи стенок отстаёт от скорости испарения паров топлива, создаются переобогащённые топливом зоны. Это приводит к снижению максимальной скорости тепловыделения и увеличению расхода топлива.

По нашему мнению, нужно учитывать максимальную температуру огневой поверхности поршня в цикле. Переменный процесс подвода тепла к деталям камеры сгорания в процессе цикла работы дизеля приводит к нестационарному тепловому режиму деталей КС, который характеризуется комплексом характеристик: величинами полного колебания температуры за цикл; максимальной и минимальной температурой поверхности детали; асимметрией температурного высокочастотного колебания; глубиной проникновения температурной волны в тело детали КС; скоростью изменения температуры поверхности КС в цикле; фазовым сдвигом температурной волны по отношению к мгновенной температуре рабочего тела в цилиндре двигателя.

В процессе организации сгорания топлива в цилиндре дизеля происходит сложный процесс теплообмена, с переменным температурным полем на поверхности деталей камеры сгорания. Чтобы установить влияние мгновенного температурного поля на процесс сгорания топлива в цилиндре была решена задача связи между толщиной низкотеплопроводного поверхностного слоя поршня δ и изменением температурного состояния его поверхности во времени τ , $T(\delta, x, \tau)|_{x=0}$, в условиях высокочастотного циклического периодического теплового нагружения. С учетом общепринятых в ДВС допуще-

ний исследовано одномерное температурное состояние неограниченной пластины толщиной h , на поверхности которой находится теплоизолирующий слой малой толщины δ (рис. 1).

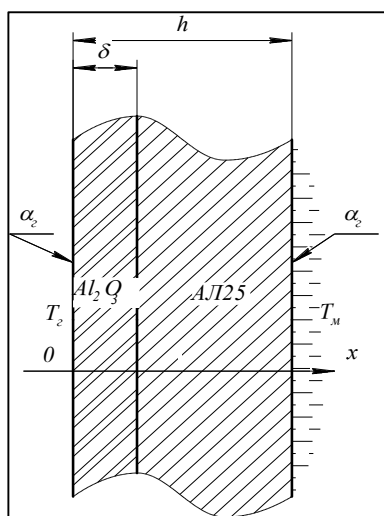


Рис. 1. Схема взаимодействия двухслойной стенки с рабочим телом и охлаждающим маслом

Задача решалась методом численного моделирования в формулировке вида

$$\rho(x)c(x, T(x, \tau)) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial \tau} = \lambda(x, T(x, \tau)) \frac{\partial^2 T(x, \tau)}{\partial x^2}$$

с граничными условиями третьего рода,

$$\lambda(0, T(0, \tau)) \frac{\partial T(0, \tau)}{\partial x} + \alpha_T(\tau) [T_T(\tau) - T(0, \tau)] = 0,$$

$$\alpha_M [T_M - T(l, \tau)] - \lambda(l, T(l, \tau)) \frac{\partial T(l, \tau)}{\partial x} = 0$$

применительно к поршню из сплава АЛ25 дизеля 6ЧН13/11,5. Общая толщина исследуемой двухслойной стенки $h = 16,3$ мм. Толщина поверхностного низкотеплопроводного слоя δ со стороны КС варьировалась в пределах от 0 до 5 мм. Теплофизические характеристики для сплава АЛ25 задавались соотношениями:

$$\lambda = 137,828 - 1,240 \cdot 10^{-2} (T - 273) + 1,285 \cdot 10^{-4} (T - 273)^2, \text{ Вт/(м·К)};$$

$$c = 815,790 + 0,143 (T - 273) + 7,804 \cdot 10^{-4} (T - 273)^2, \text{ Дж/(кг·К)};$$

$$\rho = 2720 \text{ кг/м}^3,$$

для слоя – $\lambda = 2,85 \text{ Вт/(м·К)}$, $c = 837 \text{ Дж/(кг·К)}$,

$$\rho = 3200 \text{ кг/м}^3.$$

Решение задачи реализовано на основе использования разностного уравнения явной схемы. В работах [13, 14] нами выполнено предварительное исследование при шаге по координате $\Delta x = 0,1$ мм. Полученные результаты стали основанием проведения представленной работы. Комплекс последующих исследований зависимости полученных результатов от принятого шага по координате Δx показал необходимость уменьшения последнего до 0,01 мм.

Шаг по времени $\Delta \tau = \min(\rho c / 6\lambda) \cdot 10^{-8}$ определялся из условия устойчивости решения при обеспечении погрешности его аппроксимации $\Pi = O(\Delta x^2 + \Delta \tau^2)$. Результаты расчетов при $N_e = 130$ кВт и $n = 2100$ мин⁻¹ приведены на рис. 2.

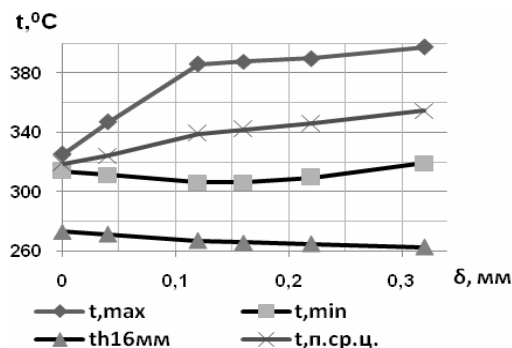


Рис. 2. Температура поверхности поршня в зависимости от толщины теплозащитного слоя: $t_{\min}$ – минимальная мгновенная температура цикла; $t_{\max}$ – максимальная мгновенная температура цикла; $t, h=16\text{ мм}$ – температура внутри днища; $t_{\text{п.ср.ц.}}$ – температура поверхности среднециклового

Видно, что при толщинах корундового слоя 0,12 – 0,15 мм уменьшается рост максимальной мгновенной температуры цикла и прекращается снижение минимальной. Поэтому, на наш взгляд, эти значения толщины слоя в первом приближении можно считать рациональными. Задача определения изменения температурного состояния в поверхностном слое поршня на глубине x в зависимости от угла поворота коленчатого вала φ и толщины теплоизолирующего слоя δ , $T(\delta, x, \varphi)|_{0 \leq x \leq \delta; x > \delta}$, решалась в условиях высокочастотной циклической тепловой нагрузки поверхности КС на стационарном режиме работы двигателя с граничными условиями третьего рода $\alpha = f_1(\varphi)$, $T_\infty = f_2(\varphi)$, принятыми раньше.

Результаты расчетов для поршня без низкотеплопроводного слоя позволили установить, что на поверхности материала происходит колебание температуры на протяжении цикла работы дизеля, которое равняется 11,8 К (рис. 3). При этом минимальное значение температуры 312,75 °C отвечает 290, а максимальное 325,6 °C – 390 гр. п.к.в. Снижение и рост температуры относительно среднециклового значения соответственно равны –6,3 К и 6,5 К.

Мгновенное значение температуры поверхности совпадает с среднецикловым ее значением в 354 и 525 гр.п.к.в. В окрестности точки $\varphi = 390$ гр.п.к.в., где температура поверхности максимальна, на глубине $h=0,4$ мм мгновенное значение температуры практически совпадает со среднецикловым ($\Delta t \approx 0$ К), а на глубине $x=1,1$ мм уже имеем максимальное снижение температуры. Амплитуда высокочастот-

ного колебания температуры быстро уменьшается с глубиной. Колебание практически имеет место до величины $h < 3$ мм. Эти данные достаточно близки к результатам исследований [15].

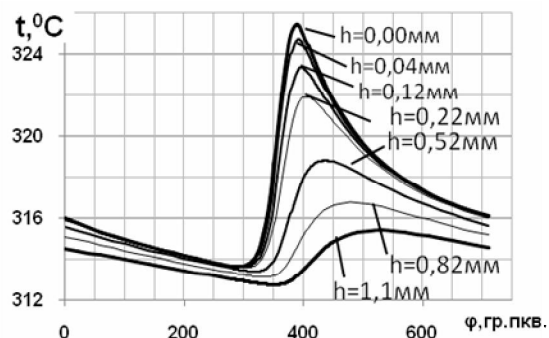


Рис. 3. Расчетные значения колебаний температуры на поверхности и в теле поршня

При использовании на поверхности КЗ низко-теплопроводного тонкого керамического слоя происходит рост величины полного колебания температуры поверхности поршня при росте максимальной от 325,5 до 386 °С и уменьшении минимальной температуры от 313,5 до 306 °С; увеличение размаха температурной волны с 11,8 К до 80 К; уменьшение глубины проникновения температурной волны в тело поршня с 2,2 мм до 1,2 мм; увеличение скорости изменения температуры поверхности детали; уменьшение фазового сдвига температурной волны по отношению к мгновенной температуре рабочего тела в цилиндре двигателя (рис. 4).

Из рис. 3, 4 видно, что от 0 до 300 гр.п.к.в. и от 600 до 720 гр.п.к.в. температура на поверхности и в глубине поршня на 6 – 8 К ниже, чем у поршня без теплоизоляции. На глубине 0,12 мм от поверхности, где заканчивается корундовый слой, при $\varphi=380$ гр.п.к.в. температура ниже на 13,64 К. Превышение максимальной температуры поверхности с керамическим слоем против поршня без теплоизоляции составило 60 К при $\varphi=388$ гр.п.к.в.

Выводы из данного исследования

Выполненные расчёты хорошо согласуются с экспериментальными данными других исследователей. Влияние теплоизоляции на к.п.д. цикла дизельного двигателя незначительно, если температура стенки будет постоянна, и её температура будет гораздо выше, чем без теплоизоляции.

Установлена связь между толщиной низко-теплопроводного поверхностного слоя поршня δ и изменением температурного состояния. Применение теплоизоляции позволяет при существенном росте максимальной мгновенной температуры поверхности получить эффект снижения минимальной мгновенной температуры. Рост амплитуды температур-

ной волны на поверхности теплоизоляционного слоя оказывает слабое влияние на амплитуду колебания температуры в основном металле.

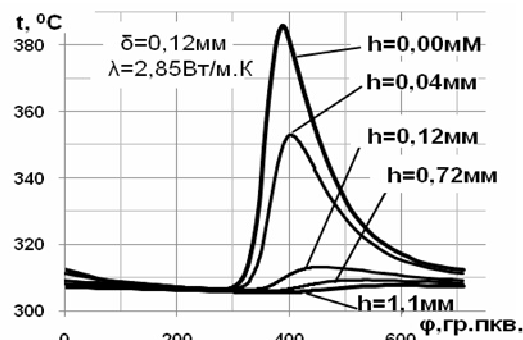


Рис. 4. Колебание температурной волны в корундовом слое

Применение теплоизоляции позволяет снизить температуру тела поршня под слоем и способствует увеличению ресурса поршня.

Литература

1. Kamo R. Cycles and performance studies for advanced diesel engines. Conference on Ceramics for High Performance Applications / R. Kamo. – Newport, RI, Mar. 1977.
2. Kamo R. Adiabatic turbocompound engine performance prediction / R. Kamo, W. Bryzik // SAE Condress, Detroit, 1978, Paper 780068.
3. Valland H. A theoretical analysis of thermal barriers in diesel engine cylinders / H. Valland, G.K. Wyspianski // Norwegian Marine Reasearh. – 1982. – 10, No. 2,34.
4. Wallace F.J. Thermal barrier pistons and their effect on the performace of compound diesel engine cycles / F.J. Wallace, T.K. Kao, W.A. Alekxander, A.C. Cole, M. Tarabad // SAE, Detroit, Mar. 1983, Paper 830312.
5. Wallace F. Thermally insylated Diesel Engines / F. Wallace, T.K. Kao and oth. // Proc. Instn. Merh. Engrs. – Vol.1984 A. – No. 5.
6. Woschni Gerhard. Heat insulation of combustion chamber walls-a measure to decriase the fuel consumption of I.C. engines? / Gerhard Woschni, Walter Spindler, Konrad Kolesa // SAE Techn. Pap. Ser., 1987. – No. 870339. – 11 p.
7. Woschni Gerhard. Experimental investigation of the heat transfer in internal combastion engines with insulated combustion chamber walls. Heat and mass transfer in gasoline and diesel engines / Gerhard Woschni. – England, 1987. – 13 p.
8. Костин А.К. Теплонапряжённость двигателей внутреннего сгорания / А.К. Костин, В.В. Ларионов, Л.И. Михайлов. – Л.: Машиностроение, 1979. – 222 с.
9. Коллегов Е.В. Поршни дизеля ОД100 с керамическими покрытиями / Е.В. Коллегов // Вестник ВНИИ железн транспорта. – 1965. – № 1. – С. 44-51.
10. Никитин М.Д. Теплозащитные и износо-

стойкие покрытия деталей дизелей / М.Д. Никитин, А.Я. Кулик, Н.И. Захаров. – Л.: Машиностроение, 1977. – 165 с.

11. Чепиль В.С. Исследование влияния термоизолирующего покрытия доньшка камеры сгорания в поршне на параметры рабочего процесса и тепловое состояние двигателя Д20 / В.С. Чепиль, Я.И. Гордиенко // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: Изд-во ХГУ, 1970. – Вып. 10. – С. 46-52.

12. Зельдович Я.Б. Теория зажигания накаливаемой поверхностью / Я.Б. Зельдович // ЖТЭФ. – 1938. – Т.9, Вып. 12. – С. 1530-1536.

13. Эффект влияния малых толщин теплозащитного покрытия поршня на его мгновенную поверхностную температуру / А.П. Марченко,

В.А. Пылев, В.В. Шпаковский, В.В.Пылев // Фундаментальные и прикладные проблемы совершенствования поршневых двигателей // Матер. XI Междунар. НПК. – Владимир: ВГУ, 2008. – С. 220-224.

14. Аналіз високочастотних коливань температури в поверхневому шарі поршня з теплоізолюючим покриттям / А.П. Марченко, В.О. Пильов, В.В. Шпаковський, В.В.Пильов // Двигатели внутреннего сгорания. – 2008. – № 1. – С. 65-71.

15. Современные дизели: повышение топливной экономичности и длительной прочности / Ф.И. Абрамчук, А.П. Марченко, Н.Ф. Разлейцев и др.; под общ. ред. А.Ф. Шеховцова. – К.: Техника, 1992. – 272 с.

Поступила в редакцию 1.06.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. двигателей внутреннего сгорания Ф.И. Абрамчук, Харьковский национальный автомобильный университет, Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ ПОВЕРХНІ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ПОРШНЯ З КЕРАМІЧНИМ ПОВЕРХНЕВИМ ШАРОМ

В.В. Шпаковський, А.П. Марченко, В.В. Пильов

У роботі приводиться теоретичне обґрунтування підвищення ефективності роботи й ресурсу двигуна при частковій теплоізоляції камери згоряння, удосконалювання математичної моделі опису нестационарної теплопровідності в поверхневому шарі поршня двигуна внутрішнього згоряння. Наведено результати розрахунків високочастотних коливань температури на поверхні керамічного шару поршня й зміни амплітуди температурної хвилі в тілі головки поршня для різних товщин керамічного шару. Отримані результати досить близькі до результатів досліджень інших авторів. При використанні на поверхні камери згоряння н тонкого керамічного шару відбувається ріст величини повного коливання температури поверхні поршня при зрості максимальної й зменшенні мінімальної температури; зменшення глибини проникнення температурної хвилі в тіло поршня; збільшення швидкості зміни температури поверхні поршня; зменшення фазового зсуву температурної хвилі стосовно миттєвої температури робочого тіла в циліндрі двигуна.

Ключові слова: двигун, поршень, керамічний шар, теплоізоляція, амплітуда, температурна хвиля, глибина проникнення.

RESULTS OF MATHEMATICAL MODELLING OF THE TEMPERATURE CONDITION OF THE SURFACE OF THE COMBUSTION CHAMBER OF THE BUCKET WITH CERAMIC SUPERFICIAL LAYER

V.V. Shpakovsky, A.P. Marchenko, V.V. Pylyov

In work the theoretical substantiation of increase of an overall performance and a resource of the engine is resulted at a partial heat insulation of a combustion chamber, perfection of mathematical model of the description of non-stationary heat conductivity in a superficial layer of the bucket of the engine of internal combustion. Results of calculations of high-frequency fluctuations of temperature on a surface of a ceramic layer of the bucket and change of amplitude of a temperature wave in a body of a piston crown for different thickness of a ceramic layer are resulted. The received results are close enough to results of probes of other authors. At use on a surface of a combustion chamber of a thin ceramic layer there is a growth of size of full fluctuation of temperature of a surface of the bucket at growth maximal and reduction of the minimal temperature; reduction of depth of penetration of a temperature wave in a body of the bucket; increase in speed of change of temperature of a surface of the bucket; Reduction of phase shift of a temperature wave in relation to instant temperature of a working body in the cylinder of the engine.

Key words: the engine, the bucket, a ceramic layer, a heat insulation, amplitude, a temperature wave, depth of penetration.

Шпаковский Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, ст. научн. мотр. кафедры «Двигатели внутреннего сгорания», Национальный технический университет «ХПИ», e-mail: Shpak70@rambler.ru.

Марченко Андрей Петрович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Двигатели внутреннего сгорания», Национальный технический университет «ХПИ».

Пылёв Вячеслав Владимирович – студент кафедры «Двигатели внутреннего сгорания», Национальный технический университет «ХПИ».

УДК 621.3:681.34

Д.А. КУРКИН, А.А. РОЕНКО, В.В. ЛУКИН

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

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МЕРИДИАННОЙ ОЦЕНКИ ДЛЯ ВЫБОРОК ДАННЫХ С НЕГАУССОВЫМИ ПЛОТНОСТЯМИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТИ

Проанализированы статистические характеристики недавно предложенной меридианной оценки параметра сдвига для симметричных распределений с тяжелыми хвостами. Установлено, что дисперсия оценки зависит от настроенного параметра, масштаба данных, степени тяжести хвостов и остроты пика плотности распределения вероятности (ПРВ). Показано, что существуют негауссовы распределения, для которых меридианная оценка с квазиоптимальным значением настроенного параметра способна обеспечивать более точные оценки параметра сдвига, чем одни из наиболее устойчивых оценок – медиана и мириада выборки. Для ряда процессов с негауссовыми ПРВ, обладающими неколоколообразными (острыми) пиками, определены оптимальные значения настроенного параметра.

Ключевые слова: негауссовы симметричные распределения, меридианная оценка, статистические характеристики.

Введение

На протяжении многих десятилетий в следящих и измерительных аэрокосмических системах, радиотехнике, метрологии и ряде других областей исследователями рассматривались, в основном, гауссовы модели помех и распределений многократных измерений [1, 2]. В частности, такие модели использовались при разработке многих систем траекторных измерений [1].

Вместе с тем, начиная с конца 70-х годов прошлого столетия, появляется все большее количество работ, посвященных уточнению моделей помех, использованию для этого негауссовых распределений с тяжелыми хвостами [3, 4], разработке методов устранения аномальных измерений и импульсных помех [5, 6]. Все шире применяются различные устойчивые (робастные) оценки и связанные с ними процедуры обработки данных и фильтрации сигналов [7, 8].

В практических ситуациях решение о применении тех или иных устойчивых оценок принимают с учетом ряда факторов – их оптимальности для заданной плотности распределения вероятности (ПРВ), если она априорно известна, степени устойчивости, возможности адаптироваться к характеристикам наблюдаемой ПРВ, быстродействия алгоритмов, реализующих вычисление оценки для рассматриваемого приложения [6, 7, 8] и т.д. Существуют неадаптивные устойчивые оценки: медиана и α -урезанное среднее, оценки Вилкоксона и Ходжеса-Лемана [6, 8], которые эффективны (оптимальны) для одного вида ПРВ или просто обладают неплот-

ной робастностью. В последние годы большое внимание уделяется разработке адаптивных устойчивых оценок – L-оценок с оптимизируемыми весами [8, 9], адаптивных оценок на основе α -урезанного среднего [10], адаптивной мириадной оценки [11, 12]. Отметим, что мириадная оценка является квазиоптимальной для широкого класса симметричных α -стабильных распределений [13] при условии соответствующего выбора значения настроенного параметра k , которое, как показано в [12], может быть определено адаптивно путем анализа ряда статистических параметров для выборки данных.

Недавно была предложена меридианная оценка [14], обладающая рядом практически полезных достоинств. Во-первых, эта оценка также имеет настроенный параметр δ , наличие которого потенциально позволяет адаптировать ее свойства к виду и параметрам ПРВ. Во-вторых, алгоритм получения оценки сравнительно прост и обладает более высоким быстродействием по сравнению, например, с алгоритмами определения мириадной оценки или оценки Вилкоксона. В-третьих, при $\delta \rightarrow \infty$ свойства меридианной оценки идентичны со свойствами медианы, а при малых δ меридианная оценка обладает более высокой робастностью к выбросам, чем медиана, что может быть полезно для ряда практических приложений [15]. Наконец, меридианной выборки данных является одно из значений выборки, что часто важно при фильтрации сигналов и изображений [16].

Вместе с тем, для практического применения той или иной оценки необходимо дать ответы на ряд

вопросов, в частности, в каких ситуациях применение данной оценки по тем или иным причинам целесообразно (например, она позволяет получить оценки с меньшей дисперсией, чем другие оценки), какие параметры оценок следует использовать в той или иной ситуации (для данной ПРВ или выборки данных), как практически подстраивать эти параметры (например, параметры усечения выборки для α -урезанного среднего, значения параметров k для мириадной оценки или δ для меридианной оценки).

В работе [14] проведен лишь первичный анализ основных свойств меридианной оценки. Поэтому цель данной работы – дать ответы, по крайней мере, на первые два вопроса. Для этого ниже проводится статистический анализ меридианных оценок для разных типов и параметров негауссовых ПРВ, размеров выборок данных, значений δ .

1. Меридианная оценка и ее основные свойства

Меридианная оценка [14] относится к классу М-оценок (т.е. оценок максимального правдоподобия). Аналитически меридианная оценка определяется следующим образом:

$$\hat{\beta} = \arg \min_{\beta} \left[\sum_{i=1}^N \ln(\delta + |x_i - \beta|) \right] = \text{meridian}\{x_i, i = \overline{1, N}; \delta\} \quad (1)$$

где $\hat{\beta}$ – значение меридианной оценки выборки размером N ;

x_i – i -й элемент выборки;

δ – настроечный параметр меридианной оценки (т.н. параметр «меридианности» [14]).

Перечислим основные свойства меридианы:

1. Целевая функция меридианной оценки выглядит следующим образом:

$$\varphi(\beta) = \sum_{i=1}^N \ln(\delta + |x_i - \beta|). \quad (2)$$

2. Функция $\varphi(\beta)$ строго возрастает при значениях β больших, чем значение максимального элемента оцениваемой выборки $x_{\max}$.

3. Функция $\varphi(\beta)$ строго убывает при значениях β меньших, чем значение минимального элемента оцениваемой выборки $x_{\min}$.

4. Функция $\varphi(\beta)$ имеет конечное число локальных минимумов, координаты которых лежат между значениями $x_{\min}$ и $x_{\max}$; поэтому $\hat{\beta}$ всегда принадлежит интервалу от $x_{\min}$ до $x_{\max}$.

5. Аргументами локальных минимумов могут быть только значения элементов оцениваемой вы-

борки, причем число минимумов возрастает при уменьшении δ (примеры свойств и поведения $\varphi(\beta)$ показаны на рис. 1).

Перечисленные выше свойства и их доказательства приведены в [14]. Эти свойства позволяют легко и быстро рассчитывать меридиану для выборки данных. Для этого достаточно рассчитать значения $\varphi(x_i)$ для всех элементов выборки и найти такое x_i , при котором (2) минимально. В этом плане алгоритм определения меридианы выборки выгодно отличается от алгоритма расчета мириады [17], для которой целевая функция имеет вид

$$\varphi(\beta) = \sum_{i=1}^N \ln(k^2 + (x_i - \beta)^2), \quad (3)$$

где k – настроечный параметр мириадной оценки.

Для определения мириады выборки необходим достаточно большой объем вычислений, поскольку мириада, как правило, не совпадает ни с одним из элементов выборки данных [17].

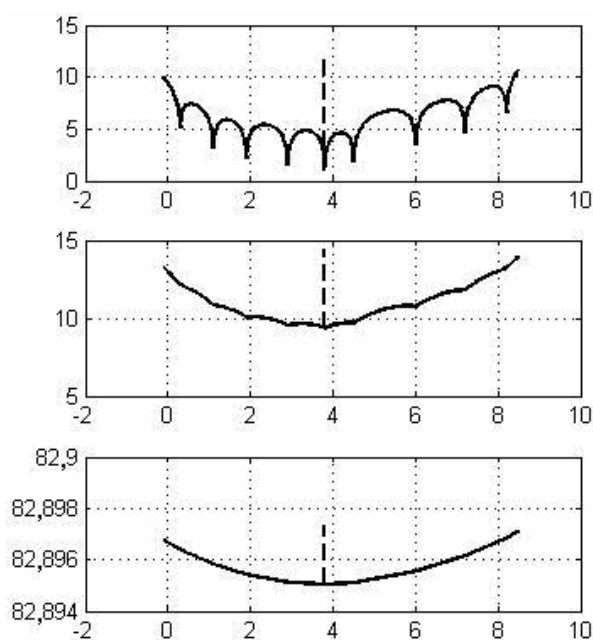


Рис. 1. Графики целевой функции меридианной оценки для выборки $x = \{1, 1; 0, 3; 7, 2; 4, 5; 3, 8; 2, 9; 6, 0; 8, 2; 1, 9\}$ при $\delta = 0, 01; 1$ и 10^4 , соответственно

Отметим, что для получения меридианной оценки в отличие от медианы [5, 6] нет необходимости сортировать данные, что позволяет обеспечить достаточно высокое быстродействие соответствующего алгоритма. В этом случае скорость расчета меридианы, в основном, определяется скоростью выполнения операции расчета логарифма в (2).

В [14] указаны еще два важных свойства меридианной оценки. Если параметр δ устремить к бесконечности, то свойства меридианной оценки неог-

раниченно приближаются к свойствам медианной оценки. В то же время, при $\delta \rightarrow \infty$ меридианная оценка стремится к моде распределения. В связи с этим меридиана обладает прекрасными робастными свойствами, которые регулируются выбором значения δ .

Важным для последующего анализа также является свойство инвариантности меридианы к сдвигу. Если $z_i = x_i + b, i = 1, \dots, N$, где b – некоторая константа, то $\hat{\beta}(z_i, i = 1, \dots, N) = \hat{\beta}(x_i, i = 1, \dots, N) + b$ для любых δ . Кроме того, в [14] доказано, что для симметричных распределений меридианная оценка является несмещенной.

Эти свойства позволяют ограничить анализ статистических характеристик меридианной оценки случаем распределений с нулевым математическим ожиданием. При этом для практических приложений желательно иметь более конкретные рекомендации по выбору параметра δ , чтобы обеспечивать наилучшие или, по крайней мере, приемлемые точностные характеристики меридианной оценки.

2. Исследуемые законы распределения и методика проведения анализа

Естественно, что особый интерес представляют распределения, имеющие более тяжелые хвосты, чем гауссова ПРВ. Поэтому в качестве первых двух распределений рассмотрим гауссову ПРВ с дисперсией σ_G^2 и ПРВ Коши (которое является частным случаем симметричного α -стабильного распределения) вида $f(\gamma; x) = \gamma / (\pi [\gamma^2 + x^2])$, где γ – параметр, характеризующий масштаб распределения. Для обоих случаев ПРВ в окрестностях их максимум имеют колоколообразную форму и, следовательно, не имеют разрывов.

Кроме того, проведем анализ ПРВ следующих трех случайных величин:

1. $Y_1 = X_1 X_2$ (*dgauss*);
2. $Y_2 = X_1 X_2 X_3$ (*tgauss*);
3. $Y_3 = (X_1)^3$ (*gauss3*).

Здесь X_1, X_2 и X_3 – независимые гауссовы случайные величины с нулевыми математическими ожиданиями и заданными СКО $\sigma_{X1}, \sigma_{X2}, \sigma_{X3}$.

Все три ПРВ *dgauss*, *tgauss*, *gauss3* имеют более тяжелые хвосты, чем нормальное распределение. Об этом свидетельствуют приведенные на рис. 2 графики ПРВ. Сравнительный анализ проведен при равных СКО всех четырех распределений, т.е. $\sigma_G = \sigma_{X1} = \sigma_{X2} = \sigma_{X3} = 1$ и поэтому для всех трех ПРВ *dgauss*, *tgauss*, *gauss3* значения дисперсий рав-

ны единице. Еще одной особенностью исследуемых ПРВ *dgauss*, *tgauss*, *gauss3* является тот факт, что все они имеют пикообразные (неколоколообразные) формы максимумов [18], [19] (см. рис. 2).

Случайные величины Y_1 и Y_2 возникают при сложных преобразованиях данных, в частности, они имеют место при биспектральной обработке сигналов [18], а шумы с ПРВ *gauss3* рассматривались как модель негауссовых помех в работе [19].

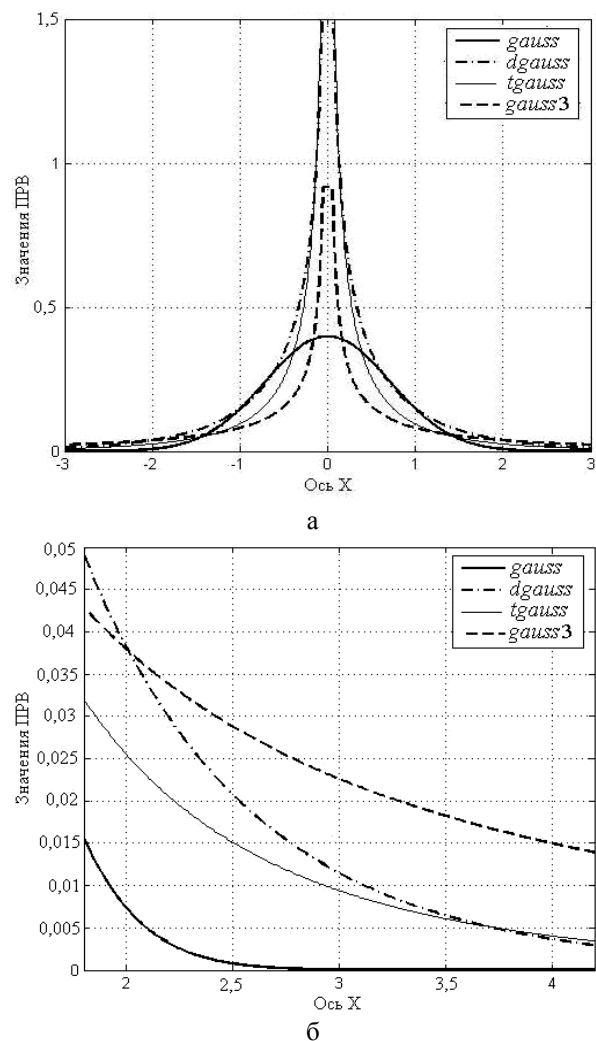


Рис. 2. ПРВ исследуемых случайных величин (*gauss*, *dgauss*, *tgauss*, *gauss3*), полученные на основе гистограмм

Точность меридианной оценки зависит от закона распределения, размера выборки, масштаба данных и параметра δ [14]. Поэтому исследования проведем для каждой из указанных ПРВ для различных значений N и СКО исследуемых случайных величин, варьируя в определенных пределах значения параметра δ . В большинстве исследованных случаев значения $\sigma_G = \sigma_{X1} = \sigma_{X2} = \sigma_{X3} = 1$. Исключением является случай анализа характеристик меридианной оценки от масштаба выборки данных.

Для анализа точности меридианной оценки проводился расчет СКО σ_β оценок параметра сдвига. Так как априорно сложно предсказать, при каких δ будет наблюдаться минимум σ_β , значения параметра δ изменялись в широких пределах. Кроме того, будем характеризовать точность оценивания параметра сдвига для всех исследуемых ПРВ и робастной оценкой, рассчитываемой как:

$$\text{MAD}_\beta = \text{med} \left\{ \left| \hat{\beta}_j - \text{med} \{ \hat{\beta}_j \} \right|, j = \overline{1, N_{\text{exp}}} \right\}, \quad (4)$$

где $\text{med}\{\dots\}$ – операция нахождения медианы;

$\hat{\beta}_j$ – меридианная оценка, полученная для j -й реализации выборки с заданным законом распределения;

N_{exp} – число независимых реализаций, используемых при проведении статистических экспериментов.

Целесообразность использования и анализа оценки MAD_β обусловлена тем, что, как показали исследования, закон распределения меридианных оценок при обработке выборок с ПРВ *dgauss*, *tgauss*, *gauss3* не является гауссовым. Для гауссовой ПРВ и распределения Коши распределение меридианных оценок можно приближенно считать гауссовым, особенно для выборок данных достаточно большого размера.

3. Анализ статистических характеристик меридианной оценки

3.1. Случай обработки выборок случайных величин с нормальным распределением и ПРВ Коши

Прежде всего, рассмотрим зависимости $\sigma_\beta(\delta)$ для гауссова распределения и ПРВ Коши. Для удобства анализа (в связи с широкими пределами варьирования δ) эти зависимости представлены в виде $\sigma_\beta(\delta)$ (см. рис. 3). Как видно из графиков на рис. 3, зависимость $\sigma_\beta(\delta)$ имеет монотонно убывающий характер, что подтверждает указанное в разделе 1 свойство меридианной оценки приближаться по своим характеристикам к медиане выборки при $\delta \rightarrow \infty$. Об этом же свидетельствует и полученное при больших δ отношение $\sigma_\beta / \sigma_{\text{mean}}$ (где σ_{mean} – СКО среднего выборки), которое примерно равно 1,25, что совпадает с отношением $\sigma_{\text{med}} / \sigma_{\text{mean}}$, где σ_{med} – СКО медианной оценки параметра сдвига для гауссова распределения.

Зависимости $\text{MAD}_\beta(\delta)$ имеют аналогичный вид с той лишь разницей, что при одних и тех же N

и σ_G при $\delta \gg \sigma_G$ выполняется приближенное равенство $1,48 \cdot \text{MAD}_\beta(\delta) \approx \sigma_\beta(\delta)$ [8], что свидетельствует о гауссовой ПРВ получаемых меридианных оценок. Анализ приведенных на рис. 3 зависимостей также показывает, что уже при $\delta \geq 10\sigma_G$ значения MAD_β и σ_β практически достигают минимума.

Данное свойство может быть использовано для выбора значения δ при применении меридианной оценки на практике к выборкам данных, для которых ПРВ близка к гауссовой, но в то же время с небольшой вероятностью могут иметь место аномальные выбросы. Если σ_G заранее неизвестно, то для определения масштаба данных могут быть использованы устойчивые оценки, например, оценка $\text{MAD}_X = \text{med} \{ |x_i - \text{med} \{ x_i \} | \}$. Тогда δ можно выбирать адаптивно как $\delta = (15 \dots 30) \text{MAD}_X$.

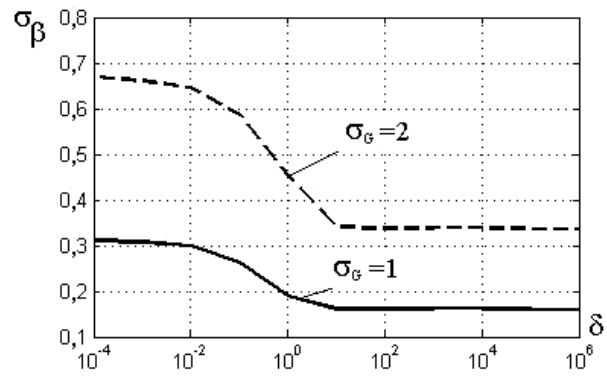


Рис. 3. Зависимости $\sigma_\beta(\delta)$ для случая обработки случайных величин с гауссовой ПРВ при $\sigma_G = 1$ и $\sigma_G = 2$, $N=64$

Из анализа зависимостей на рис. 3 также следует, что $\sigma_\beta(\delta, \sigma_G) = (1/s) \sigma_\beta(s\delta, s\sigma_G)$, где s – некоторая константа. Кроме того, выполняется следующее равенство $\sigma_\beta(\delta, \sigma_G, sN) \approx \sqrt{1/s} \sigma_\beta(\delta, \sigma_G, N)$, что свидетельствует о состоятельности меридианы.

Далее проведем анализ результатов, полученных при обработке случайных величин с распределением Коши. Они представлены в виде зависимостей $\sigma_\beta(\delta)$ и $\text{MAD}_\beta(\delta)$ для двух значений γ на рис. 4.

Как видно, в случае распределения Коши, оптимальной оценкой для которого является медиана [15, 17], наблюдается похожий результат – чем ближе свойства меридианы оценки к свойствам медианы (чем выше δ), тем меньше СКО меридианной оценки вне зависимости от масштаба выборки. Для обеспечения близкой к наилучшей точности меридианной оценки достаточно выбрать δ как $\delta = (10 \dots 20) \text{MAD}_X$.

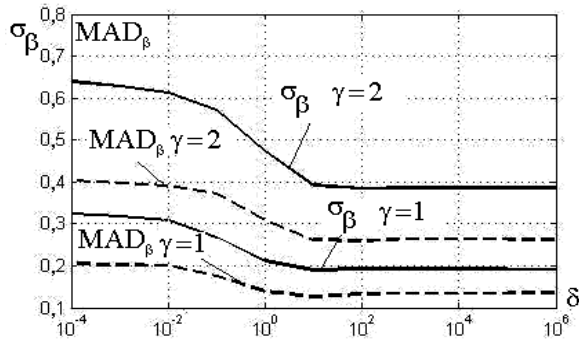


Рис. 4. Зависимости $\sigma_\beta(\delta)$ и $MAD_\beta(\delta)$ для случая обработки случайных величин с ПРВ Коши при $\gamma=1$ и $\gamma=2$, $N=64$

Полученные результаты свидетельствуют о нецелесообразности применения меридианы для обработки выборок с законами распределения колоколообразной формы, даже если они имеют тяжелые хвосты. Можно сделать предположение, что эффективность меридианы будет выше при обработке выборок случайных величин с ПРВ, имеющими пикообразные формы максимумов и тяжелыми хвостами. В таких случаях можно надеяться на наличие глобального минимума в зависимостях $\sigma_\beta(\delta)$ и $MAD_\beta(\delta)$.

3.2. Зависимости характеристик меридианной оценки от параметра δ для негауссовых ПРВ

Рассмотрим теперь результаты моделирования для ПРВ *dgauss*, *tgauss*, *gauss3*. Для случайных величин с ПРВ *dgauss* зависимости $\sigma_\beta(\delta)$ и $MAD_\beta(\delta)$ приведены на рис. 5. Обе кривые имеют минимумы, наблюдаемые, соответственно, при $\delta \approx 1$ и $\delta \approx 0,1$. Эти минимумы выражены очень неявно и, в принципе, можно считать, что в очень широких пределах от $\delta/\sigma_{Y1} = 0,01$ до $\delta/\sigma_{Y1} = 10$ значения σ_β и MAD_β практически не зависят от δ . Еще одним интересным фактом является то, что отношение $MAD_\beta/\sigma_\beta < 0,5$, то есть заметно меньше, чем аналогичное отношение в случае применения меридианной оценки к данным с гауссовой ПРВ. Это свидетельствует о негауссовости закона распределения меридианных оценок, что было подтверждено и при анализе гистограмм $\hat{\beta}_j, j=1, \dots, N_{\text{exp}}$. Аналогичные эффекты наблюдались для медианной оценки при обработке выборок данных с ПРВ Лапласа [16].

Для выборок с ПРВ *tgauss* графики зависимостей $\sigma_\beta(\delta)$ и $MAD_\beta(\lg \delta)$ даны на рис. 6. Их анализ позволяет сделать следующие выводы. Во-первых, вновь имеют место минимумы как для σ_β , так и для MAD_β , которые наблюдаются соответственно при $\delta \approx 0,1$ и $\delta \approx 0,003$. Эти минимумы выражены более явно, чем для графиков на рис. 5.

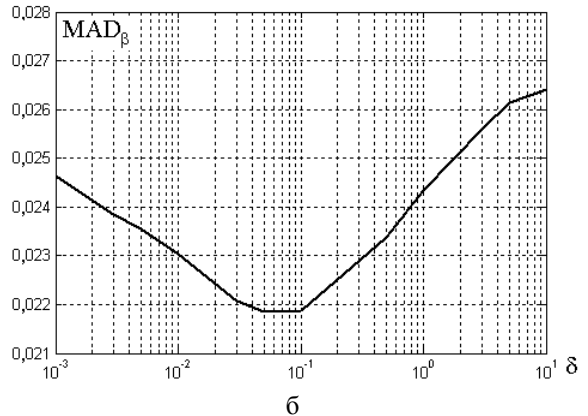
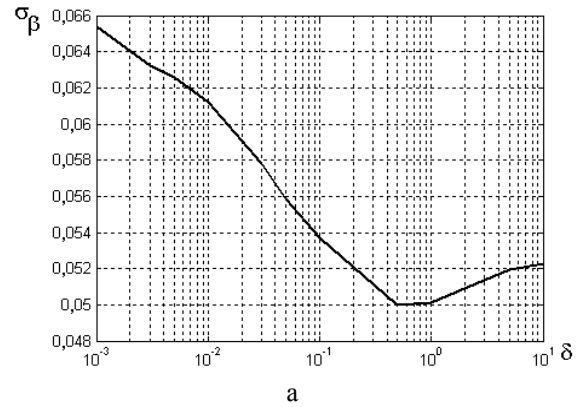


Рис. 5. Зависимости $\sigma_\beta(\delta)$ (а) и $MAD_\beta(\lg \delta)$ (б) для меридианной оценки для выборок с ПРВ *dgauss*, $N=64$, $\sigma_{X1} = \sigma_{X2} = 1$

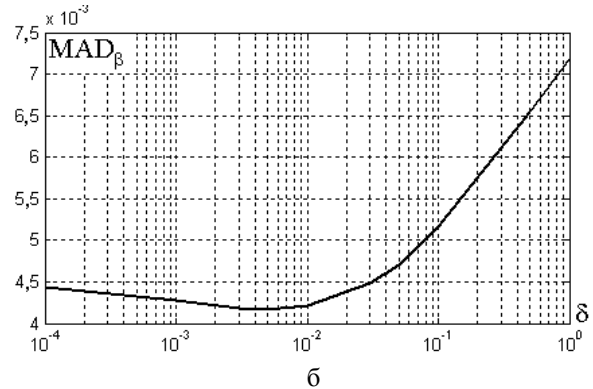
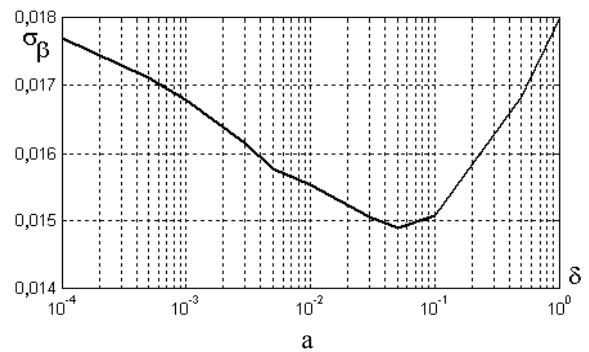


Рис. 6. Зависимости $\sigma_\beta(\delta)$ (а) и $MAD_\beta(\lg \delta)$ (б) меридианной оценки для выборок с ПРВ *tgauss*, $N=64$, $\sigma_{X1} = \sigma_{X2} = \sigma_{X3} = 1$

Вместе с тем, существует интервал значений δ , которые можно рекомендовать для практического использования: $\delta/\sigma_{Y2} \in [0,001; 0,1]$. Интересно, что отношение $MAD_{\beta}/\sigma_{\beta}$ для данного интервала значений δ/σ_{Y2} становится еще меньше, порядка 0,3, то есть ПРВ меридианных оценок имеет явно негауссов характер.

Наконец, рассмотрим результаты для ПРВ $f_4(x)$. Зависимости $\sigma_{\beta}(\delta)$ и $MAD_{\beta}(\delta)$, полученные для данного случая, показаны на рис. 7. Минимум $\sigma_{\beta}(\delta)$ имеет место при $\delta \approx 0,0003$, но выражен неявно. Минимум $MAD_{\beta}(\delta)$ выражен более явно, наблюдается при $\delta \approx 0,00001$, что соответствует модовому режиму работы меридианной оценки. В связи с таким существенным различием координат минимумов кривых $\sigma_{\beta}(\delta)$ и $MAD_{\beta}(\delta)$ сложно дать рекомендации по выбору δ/σ_{Y3} , но очевидно, что это отношение должно быть гораздо меньше, чем в предыдущих рассмотренных случаях, порядка 0,00005. При выполнении данной рекомендации отношение $MAD_{\beta}/\sigma_{\beta}$ оказывается меньше 0,02, то есть меридианные оценки характеризуются явно негауссовой ПРВ.

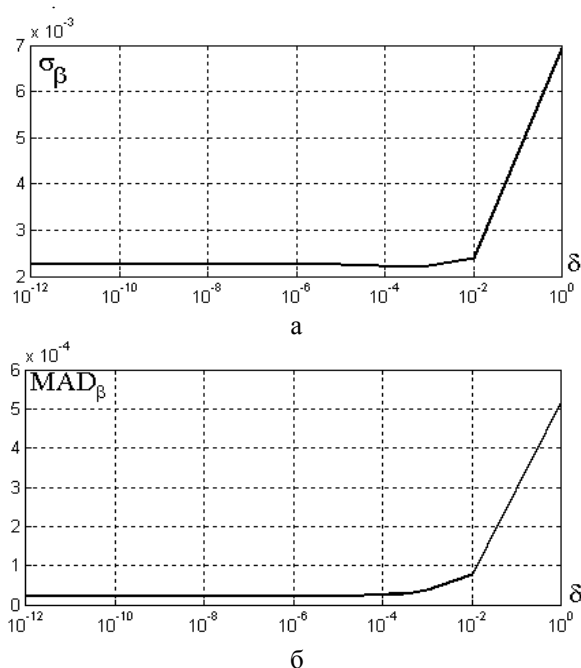


Рис. 7. Зависимости $\sigma_{\beta}(\delta)$ (а) и $MAD_{\beta}(\lg \delta)$ (б) для меридианной оценки параметра сдвига для выборок с ПРВ *gauss3*, $N=64$, $\sigma_{X1}=1$

3.3. Зависимость характеристик меридианной оценки от размера выборки

Для большинства широко используемых распределений (гауссова, Рэлея, равномерного) и оце-

нок принято считать, что точность оценки сдвига, характеризуемая СКО, пропорциональна $1/\sqrt{N}$ [5]. Для рассматриваемых негауссовых ПРВ с тяжелыми хвостами наблюдается несколько иная картина. В табл. 1 приведены результаты для выборок с ПРВ *dgauss*, *tgauss* и *gauss3* для трех размеров выборок данных: (N равных 32, 64 и 256). Результаты приведены для квазиоптимальных значений δ_{qopt} , которые принадлежат интервалам квазипостоянства σ_{β} и MAD_{β}

Таблица 1

Точностные характеристики меридианной оценки для разных размеров выборок N

ПРВ	N	δ_{qopt}	σ_{β}	MAD_{β}
<i>dgauss</i>	32	0,5	0,084	0,038
	64	0,3	0,050	0,023
	256	0,03	0,018	0,0074
<i>tgauss</i>	32	0,05	0,032	0,0080
	64	0,03	0,016	0,0044
	256	0,001	0,0036	0,0011
<i>gauss3</i>	32	$0,5 \cdot 10^{-4}$	0,012	$0,17 \cdot 10^{-3}$
	64	$0,3 \cdot 10^{-4}$	0,0015	$0,34 \cdot 10^{-4}$
	256	10^{-8}	$0,33 \cdot 10^{-4}$	$0,38 \cdot 10^{-6}$

Видно, что с ростом N значения σ_{β} и, особенно, MAD_{β} убывают гораздо быстрее, чем $1/\sqrt{N}$. Особенно быстрое уменьшение $\sigma_{\beta}(\delta_{\text{qopt}})$ и $MAD_{\beta}(\delta_{\text{qopt}})$ наблюдается при обработке выборок с ПРВ *gauss3*, которое среди рассматриваемых негауссовых распределений обладает наибольшей тяжестью хвостов.

Важно также то, что значения δ_{qopt} с ростом N также уменьшаются, чего практически не наблюдалось для меридианной оценки [20]. Это свидетельствует о сложности выработки практических рекомендаций или разработки адаптивного алгоритма для определения δ_{qopt} при ограниченных априорных сведениях о законе распределения.

3.4. Зависимость дисперсии меридианной оценки параметра сдвига от масштаба данных

Очевидно, что точность меридианной оценки, характеризуемая σ_{β} , должна также зависеть от масштаба данных. Для анализа такой зависимости были проведены исследования для всех анализируемых законов распределения. Результаты численного моделирования представлены в табл. 2 для выборок с ПРВ *dgauss*, $N=64$ (для остальных ПРВ и N основные тенденции и выводы аналогичны).

Как следует из приведенных результатов, как δ_{qopt} , так и σ_{β} прямо пропорциональны σ_{Y1} . Таким образом, при выборе δ_{qopt} меридианной оценки необходимо учитывать масштаб данных. Аналогичные рекомендации справедливы и для мириадной оценки [20].

Таблица 2

Точностные характеристики меридианной оценки в зависимости от масштаба данных

$\sigma_{X1} = \sigma_{X2}$	σ_{Y1}	δ_{qopt}	σ_{β}
1	1	1	0,054
10	100	100	5,07
0,1	0,01	0,01	$0,52 \cdot 10^{-3}$
20	400	400	20,24

Проведем сравнение точностных характеристик меридианной оценки с δ_{qopt} (см. табл. 1) с оценками среднего и медианой выборки. Две последние оценки будем характеризовать СКО σ_{mean} и σ_{med} соответственно.

Согласно результатам моделирования, применение меридианы целесообразно для выборок данных с ПРВ *tgauss* и *gauss3*, то есть в тех случаях, когда воздействующие помехи обладают большой тяжестью хвостов. Кроме того, целесообразным также является применение меридианной оценки для обработки выборок большого размера.

Таблица 3

Сравнительный анализ точностных характеристик меридианной оценки, среднего и медианы выборок

ПРВ	N	σ_{mean}	σ_{β}	σ_{med}
<i>dgauss</i>	32	0,177	0,084	0,083
	64	0,130	0,050	0,055
	256	0,062	0,018	0,021
<i>tgauss</i>	32	0,173	0,032	0,042
	64	0,122	0,016	0,023
	256	0,063	0,0036	0,0070
<i>gauss3</i>	32	0,71	0,012	0,045
	64	0,46	0,0015	0,015
	256	0,24	$0,33 \cdot 10^{-4}$	0,0018

Согласно полученным результатам, выигрыш меридианы для ПРВ *dgauss* по сравнению с медианной оценкой невелик. Однако он становится существенным для выборок с ПРВ *tgauss* и, особенно, *gauss3* (в последнем случае σ_{β} и σ_{med} отличаются более чем на порядок). Отметим, что для ПРВ *dgauss*, *tgauss* и *gauss3* меридианная оценка параметра сдвига обеспечивает более высокую точность, чем мириадная оценка с оптимально выбранным k [22].

Заключение

Проведенные исследования показали, что существуют негауссовы распределения, для которых меридианная оценка с δ_{qopt} способна обеспечивать более точные оценки параметра сдвига, чем одни из наиболее устойчивых оценок – медиана и мириада выборки. Все три ПРВ, для которых меридианная оценка оказалась эффективной, характеризуются пикообразной формой максимума, что связано с видом функции (2). Чем больше тяжесть хвостов негауссовой ПРВ и больше размер выборки данных, тем меньшим следует выбирать δ_{qopt} . В будущем планируется разработать адаптивный алгоритм выбора (определения) настроенного параметра δ меридианной оценки.

Литература

1. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений / Б.Ф. Жданюк. – М.: Сов. радио, 1978. – 384 с.
2. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. Книга 2 / Б.Р. Левин. – М.: Сов. радио, 1975. – 392 с.
3. Spaulding A. Optimum reception in an impulsive interference environment. Part I: Coherent Detection / A. Spaulding, D. Middleton // IEEE Trans. Commun. – 1977. – Vol. 25, No 9. – P. 910-923.
4. Ольшевский В.В. Статистические методы в гидролокации / В.В. Ольшевский. – Л.: Судостроение, 1983. – 280 с.
5. Хьюбер Дж.П. Робастность в статистике / Дж. П. Хьюбер: пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 304 с.
6. Хуанг Т.С. Быстрые алгоритмы в цифровой обработке изображений / Т.С. Хуанг, Дж.О. Эклунд, Г.Дж. Нуссбаумер. – М.: Радио и связь, 1984. – 224 с.
7. Корнильев Э. Устойчивые алгоритмы в автоматизированных системах обработки информации / Э. Корнильев, И. Прокопенко, В. Чуприн. – К.: Техника, 1989. – 224 с.
8. Astola J. Fundamentals of nonlinear digital filtering / J. Astola, P. Kuosmanen. – Boca Raton (USA): CRC Press LLC, 1997. – 276 p.
9. Шелухин О.И. Негауссовские процессы в радиотехнике. / О.И. Шелухин. – М.: Радио и связь, 1999. – 287 с.
10. Taguchi A. Adaptive α -Trimmed Mean Filter with Excellent-Detail Preserving / A. Taguchi // Proceedings of ICASSP, September 1994. – 1994. – P. 61-64.
11. Kalluri S. Adaptive Weighted Myriad Filter Algorithms for Robust Signal Processing in α -stable Noise Environments / S. Kalluri, G. Arce // IEEE Trans. on Signal Processing. – 1998. – Vol. 46, No. 2. – P. 322-334.
12. Roenko A. Adaptation of Sample Myriad Tunable Parameter to Characteristics of SaS Distribution /

A. Roenko, V. Lukin, I. Djurovic, S. Abramov // *Proceedings of the Conference on Mathematical Methods in Electromagnetic Theory (MMET)*, June 2008. – Odessa, Ukraine, 2008. – P. 418-420.

13. Lim Heng Siong. *On the Optimal Alpha-k Curve of the Sample Myriad* / Heng Siong Lim, Chuah Teong Chee, Chuah Hean Teik // *IEEE Signal Processing Letters*. – 2007. – Vol. 14, No. 8. – P. 545-548.

14. Aysal T.C. *Meridian Filtering for Robust Signal Processing* / T.C. Aysal, K.E. Barner // *IEEE Transactions on Signal Processing* – 2007. – Vol. 55, No. 8. – P. 3949-3962.

15. Lukin V. *Myriad based shift parameter estimation method and its application to image filtering and processing* / V. Lukin, S. Abramov, A. Zelensky, J. Astola // *Proceedings of SPIE Conference "Mathematical Methods in Pattern and Image Analysis"*, July-August 2005. – San Diego, USA, 2005. – Vol. 5916. – P. 1-12.

16. Suoranta R. *Amplitude domain approach to digital filtering. Theory and applications: Thesis ... degree of Doctor of Technology* / Risto Suoranta. – Tampere, Finland, 1995. – 199 p.

17. Абрамов С.К. Алгоритм реализации мирядной фильтрации / С.К. Абрамов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2000. – № 21. – С. 143-147.

18. Роенко А.А. Применение робастных оценок при восстановлении формы сигнала на основе биспектральной обработки / А.А. Роенко, В.В. Лукин, А.В. Тоцкий // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4 (8). – С. 5-13.

19. Katkovnik V. *Robust M-estimates of the frequency and amplitude of a complex-valued harmonic* / V. Katkovnik // *Signal Processing*. – 1999. – Vol. 77. – P. 71-84.

20. Роенко А.А. Мирядная оценка параметра сдвига и особенности ее применения для процессов с CaC распределением / А.А. Роенко, В.В. Лукин, С.К. Абрамов // *Системи управління, навігації та зв'язку*. – К.: ЦНДІ навігації і управління, 2008. – Вип. 4 (8). – С. 178-185.

21. Aysal T.C. *Second-Order Heavy-Tailed Distributions and Tail Analysis* / T.C. Aysal, K.E. Barner // *IEEE Trans. on Signal Proc.* – 2006. – Vol. 54, No. 7. – P. 2827-2832.

22. Роенко А.А. Определение параметра сдвига выборки данных с симметричным негауссовым распределением на основе использования методов адаптивного робастного оценивания / А.А. Роенко, В.В. Лукин, А.А. Зеленский // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2005. – № 2 (10). – С. 78-87.

Поступила в редакцию 29.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры 501 В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ СТАТИСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МЕРИДІАННОЇ ОЦІНКИ ВИБІРОК ДАНИХ З НЕГАУСОВИМИ ЩІЛЬНОСТЯМИ РОЗПОДІЛЕННЯ ЙМОВІРНОСТІ

Д.О. Куркін, О.О. Роенко, В.В. Лукін

Проаналізовані статистичні характеристики нещодавно запропонованої меридіанної оцінки параметра зсуву для симетричних розподілень за важкими хвостами. Показано, що дисперсія оцінки залежить від настроювального параметру, масштабу даних, ступеню важкості хвостів та гострості піку щільності розподілення ймовірності (ЩРІ). Виграш у точності оцінювання у порівнянні з медіаною та іншими стійкими оцінками спостерігається для ЩРІ з незвоноподібними (гострими) піками. Для низки таких розподілень визначені оптимальні значення настроювального параметру.

Ключові слова: негаусові симетричні розподілення, меридіанна оцінка, статистичні характеристики.

INVESTIGATION OF STATISTICAL CHARACTERISTICS OF MERIDIAN ESTIMATOR FOR DATA SAMPLES WITH NON-GAUSSIAN PROBABILITY DENSITY

D.A. Kurkin, A.A. Roenko, V.V. Lukin

The statistical characteristics of recently introduced meridian estimator of location parameter are analyzed for symmetrical distributions with heavy tails. It is shown that the estimator variance depends upon tuning parameter value, data scale, tail heaviness and sharpness of PDF peaks. The benefit in estimation accuracy comparing to the median and other robust estimators is observed for PDFs with non-bell shaped (sharp) peaks. For a number of such distributions the optimal values of tuning parameter are defined.

Key words: non-Gaussian symmetrical distributions, meridian estimator, statistical characteristics.

Куркін Дмитрій Александрович – студент каф. 504 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: daemonius@ukr.net.

Роенко Алексей Александрович – ассистент каф. 504, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», e-mail: roenkomail@mail.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, профессор каф. 504, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lukin@xai.kharkov.ua.

УДК 621.391

А.В. ПОПОВ, Р.В. КОЛЕСНИК, Е.И. СКРЫПНИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА КОРРЕЛЯЦИОННО-СПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДА ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Измерение параметров движения радиолокационного объекта основано на оценке параметров спектра отраженного им сигнала. Предложен корреляционно-спектральный метод оценки параметров сигналов, отраженных объектом со сложной траекторией движения. Представлены результаты экспериментальных исследований взаимной корреляционной функции спектров исследуемого и эталонного многомерных сигналов. Показано, что предложенный метод обеспечивает определение характера движения объекта и оценку параметров его траектории.

Ключевые слова: радиолокационный объект, поляризационная модуляция, спектр, корреляционная функция.

Введение

Современные методы аэрокосмического дистанционного зондирования (ДЗ) позволяют решать широкий круг актуальных задач [1], таких как картографирование поверхности Земли и других планет, экологический мониторинг, обеспечение поисково-спасательных работ и др. Радиотехнические системы дистанционного зондирования (РТС ДЗ) обеспечивают измерение характеристик объектов по параметрам отраженного сигнала, что позволяет применить методы ДЗ для решения задач технической диагностики объектов, в частности, объектов аэрокосмической техники, одной из характеристик технического состояния которых являются вибрации элементов конструкции [2]. Дистанционное измерение вибраций объекта в направлении средства ДЗ приводит, как известно, к появлению доплеровских составляющих в спектре отраженного объектом сигнала, однако к аналогичным эффектам приводит вращение объекта и его вибрации в плоскости волнового фронта. Для однозначного дистанционного определения характера и параметров вибрации объекта необходимо использование многоканальных РТС ДЗ, обеспечивающих получение дополнительной информации об объектах радиолокационного наблюдения [3].

Известно [1, 4], что любой отражающий объект можно представить в виде набора элементарных отражателей. Колебания элементарных отражателей приводят к амплитудной, фазовой, частотной и поляризационной модуляции отраженного сигнала. Получение полной информации об объектах ДЗ возможно за счет измерения полной поляризацион-

ной матрицы рассеяния (ПМР) объектов [4]. Одним из путей измерения полной ПМР является применение поляризационно модулированных сигналов (ПМС) [5], что позволяет при последующей обработке сигналов выделить информативные характеристики радиолокационных объектов (РЛО) [6]. Поляризационные характеристики отраженного сигнала зависят при этом как от параметров облучающей волны, так и от геометрических, физических свойств РЛО, а спектральная структура сигнала определяется характеристиками флуктуаций его параметров. Как правило, отраженные ПМС обладают сложной спектральной структурой [3], а совместная оценка всех модулирующих функций таких сигналов является сложной задачей [7].

Постановка задачи исследований

Существует классический подход оценки параметров модулирующих функций сигналов, основанный на использовании взаимной корреляционной функции (ВКФ) между исследуемым и эталонным сигналами [8]. Данный подход предполагает оценку ВКФ отдельно для каждого канала. В случае оценки параметров ПМС при использовании ВКФ возникает неопределенность, поскольку данный вид сигналов обладает пространственным спектром с различными типами модуляции ортогонально поляризованных компонент [3, 5].

В данной работе предлагается корреляционно-спектральный метод оценки параметров модулирующих функций сигналов со сложной пространственно-частотной структурой, основанный на оценке взаимной корреляции спектров исследуемого и эта-

лонного сигналов. Данный метод предполагает оценку взаимной корреляции спектров одновременно в нескольких каналах при наличии в общем случае нескольких модулирующих функций.

Целью данной работы является проверка корреляционно-спектрального метода оценки параметров ПМС, отраженных движущимся РЛО, как на теоретических моделях, так и на экспериментальных данных, а также проверка соответствия теоретических и экспериментальных результатов.

1. Математическая модель сигнала

Под аналитическим представлением радиолокационных сигналов понимают описание электромагнитной волны (ЭМВ) с использованием вектора-столбца ортогонально поляризованных компонент [4]:

$$\vec{\dot{E}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{E}_H \\ \dot{E}_V \end{bmatrix} \cdot e^{j\omega \cdot t}, \quad (1)$$

где $\dot{E}_H$, $\dot{E}_V$ – комплексные амплитуды проекций на оси выбранной системы координат (H, V);

ω – несущая частота зондирующего сигнала.

Сигнал вида (1) может быть представлен на двойной комплексной плоскости [5] в виде

$$\dot{E}(t) = E \cdot e^{-ij\varphi} e^{i\theta} e^{j(\omega t + \psi)}, \quad (2)$$

где E – амплитуда сигнала; φ – эллиптичность ЭМВ; θ – ориентация ЭМВ; ψ – фаза сигнала.

Известно, что отраженный от радиолокационного объекта сигнал $\dot{E}_R$ вида (1) связан с излученным сигналом $\dot{E}_S$ комплексной ПМР $\dot{S}$ размером 2×2 как

$$\dot{E}_R = \dot{S} \cdot \dot{E}_S. \quad (3)$$

ПМР $\dot{S}$ описывает отражающие свойства объекта на ортогональных поляризациях a, b,

$$\dot{S} = \begin{bmatrix} \dot{S}_{aa} & \dot{S}_{ab} \\ \dot{S}_{ba} & \dot{S}_{bb} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

а квадраты модулей ее элементов соответствуют эффективным поверхностям рассеяния объекта. Для моностатической радиолокации $\dot{S}_{ab} = \dot{S}_{ba}$. В матрице (4) 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. На практике обычно используют вертикальную (V) и горизонтальную (H) поляризации [5]. Отраженный радиолокационный сигнал может быть представлен в виде:

$$\dot{E}_R(t) = E_R(t) e^{-ij\varphi(t)} e^{i\theta(t)} e^{j(\omega t + \psi(t))}, \quad (5)$$

где $E_R(t)$ – изменение амплитуды отраженного сигнала (амплитудная модуляция); $\varphi(t)$ – изменение

эллиптичности ЭМВ, обусловленное взаимным перемещением элементарных отражателей объекта; $\theta(t)$ – изменение ориентации объекта; $\psi(t)$ – фазовая модуляция сигнала, вызванная перемещением объекта вдоль линии визирования.

В данной работе исследуется частный случай – модуляция отраженного сигнала за счет изменения ориентации РЛО в плоскости волнового фронта. При этом выражение (5) принимает вид:

$$\dot{E}_R(t) = E(t) e^{-ij\varphi} e^{i(\theta + S(t))} e^{j\omega t}. \quad (6)$$

$S(t)$ представляет собой закон изменения ориентации объекта вокруг своего центра. Если рассматривать случай вращения объекта в плоскости волнового фронта с постоянной угловой скоростью $\Delta\theta$, то $S(t) = \Delta\theta \cdot t$, и вращение объекта приводит к модуляции поляризации отраженного сигнала по закону

$$e^{i(\theta_0 + \Delta\theta \cdot t)},$$

где θ_0 – начальная ориентация РЛО; $\Delta\theta$ – скорость его вращения.

Однако необходимо обратить внимание на тот факт, что изменение ориентации объекта помимо модуляции параметра поляризации ЭМВ приводит к дополнительной модуляции амплитуды рассеянного сигнала. Таким образом, наблюдается сложный вид смешанной модуляции ЭМВ, в которой присутствует поляризационная модуляция угла ориентации по линейному закону и амплитудной модуляции рассеянной волны

$$E_R(t) = E \cdot \cos(\theta_0 + \Delta\theta \cdot t).$$

По своему внешнему виду поляризационно-модулированные сигналы похожи на сигналы с амплитудной и фазовой модуляцией, но отличаются своей спектральной структурой (рис. 2, 3). Как видно из представленных спектров, информация о наличии поляризационной модуляции в сигнале содержится в соотношении амплитуд и фаз четных и нечетных гармоник в поляризационно ортогональных каналах.

При зондировании простейшего радиолокационного объекта – диполя, вращающегося с постоянной угловой скоростью вокруг своего центра масс, математические модели сигналов, принятых двухканальным по поляризации приемником, $\dot{E}_H$ и $\dot{E}_V$ имеют следующий вид [1]:

$$\dot{E}_H = E \cdot \sin(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot \cos(\Delta\theta \cdot t + \theta_0), \quad (7)$$

$$\dot{E}_V = E \cdot (\sin \Delta\theta \cdot t + \theta_0)^2,$$

где E – полная амплитуда сигнала.

2. Корреляционно-спектральный метод

Известен традиционный метод оценки параметров сигналов, поступающих на вход РТС, осно-

ванный на использовании ВКФ между исследуемым и эталонным сигналом [8]:

$$R(\bar{\tau}) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t, \bar{\xi}) \cdot e(t, \bar{\tau}) dt. \quad (8)$$

Данная функция характеризует степень подобия двух сигналов, исследуемого $x(t, \bar{\xi})$ и эталонного $e(t, \bar{\tau})$, и достигает своего максимума при совпадении параметров сигналов ($\bar{\tau} = \bar{\xi}$). Таким образом, задача оценки параметров сигнала сводится к задаче поиска максимума ВКФ.

Вычисление ВКФ требует значительных временных затрат, поэтому на практике используется алгоритм ее вычисления с использованием обратного преобразования Фурье от произведения спектров сигналов [8]:

$$R(\bar{\tau}) = \int_{-\infty}^{\infty} \dot{X}(f, \bar{\xi}) \cdot \dot{E}(f, \bar{\tau}) e^{j \cdot 2 \cdot \pi \cdot f \cdot \bar{\tau}} df. \quad (9)$$

Но с учетом спектральной структуры ПМ сигнала (рис. 1) и того, что его энергия перераспределяется в поляризационно-ортогональных каналах в зависимости от начальной фазы модулирующей функции, возникает проблема обработки таких двумерных сигналов.

Предлагаемый в данной работе корреляционно-спектральный метод основан на оценке взаимной корреляции спектров исследуемого и эталонного сигналов [7]:

$$C(\bar{\tau}) = \operatorname{Re} \left\{ \int_{-\infty}^{\infty} \dot{X}(f, \bar{\xi}) \cdot \dot{E}(f, \bar{\tau}) df \right\}. \quad (10)$$

Применительно к двумерным сигналам вида (5) выражение (10) может быть представлено как

$$C(\bar{\tau}) = \sum_{k=H, V} \operatorname{Re} \left\{ \int_{-\infty}^{\infty} \dot{X}(f, \bar{\xi}|_k) \cdot \dot{E}(f, \bar{\tau}|_k) df \right\}. \quad (11)$$

Искомый коэффициент корреляции $C(\bar{\tau})$, по сути дела, является суммой произведения оцениваемого и эталонного пространственных спектров. Предполагается, что максимум коэффициента корреляции (11) будет достигнут при совпадении реальных и мнимых частей спектров сигналов.

3. Проверка метода на теоретической модели

Для проверки эффективности метода в качестве объекта исследования был взят ПМ сигнал вида (7). Был рассчитан спектр, которым должен обладать ПМС с известными параметрами (например, см. рис. 1, 2) и выбран соответствующий эталон с неизвестными параметрами. Согласно (11), была определена взаимная корреляция спектров. Оцениваемыми пара-

метрами в данном случае являются: частота $\Delta\theta$ и фаза модулирующего сигнала θ_0 . При вычислении (11) исследуемые спектры нормируются по амплитуде.

Зависимости взаимной корреляции спектров от оцениваемых параметров сигналов представлены на рис. 3, 4. Из рисунков следует, что при полном совпадении параметров оцениваемого и эталонного спектров максимум взаимной корреляции спектров достигает значения, равного единице.

Для точного определения параметров, при которых взаимная корреляция спектров достигает своего максимума, необходимо использовать оптимизационный алгоритм. Так как представленная на рис. 3 графическая зависимость является многомодальной функцией, то остается не до конца решенной задача точной локализации экстремальных значений коэффициента корреляции спектров, необходимая для выбора стартовых точек для использования алгоритма оптимизации, поэтому целесообразно находить оценки параметров в два этапа. На первом этапе проводится предварительный анализ данных функциональных зависимостей с целью локализации главного максимума ВКФ, а на втором – уточнение оцениваемых параметров.

4. Экспериментальная проверка корреляционно-спектрального метода

В целях экспериментальной проверки возможности оценки параметров движения объектов радиолокационного наблюдения была разработана экспериментальная радиолокационная система (РЛС), представляющая собой когерентный доплеровский поляриметр 3-х см диапазона. Структура РЛС представлена на рис. 11.

Сигнал СВЧ генератора (G1) поочередно подключается коммутатором поляризации (КП) к передающим антеннам вертикальной и горизонтальной поляризации и одновременно поступает на систему автоподстройки частоты (АПЧ) через смеситель (СМ1) и полосовой фильтр (ПФ1) гетеродина (G2).

Отраженный сигнал поступает на приемные антенны вертикальной и горизонтальной поляризации, подвергается двукратному преобразованию частоты и после усиления преобразуется в цифровой вид. Развязка передающих и приемных антенн обеспечивается поглощающим экраном (рис. 12), степень подавления которого подобрана таким образом, чтобы уровень сигнала передатчика, попадающего в приемники, был соизмерим с сигналом гетеродина. За счет этого обеспечивается подача в приемник опорного сигнала передатчика, что дает возможность получения стабильной второй промежуточной частоты 8 кГц, измерение сигнала на которой дает возможность полного восстановления отраженного сигнала в виде (6).

В качестве объекта радиолокационного наблюдения, изменяющего свою ориентацию в пространстве, использовался металлический штырь длиной 20 мм, закрепленный на оси электродвигателя, как показано на рис. 13. Измерения сигнала, отраженного двигателем без штыря показали, что фоновые отражения не превышают уровня собственных шумов РЛС.

Объект исследований (рис. 13) размещался в безэховой камере для снижения влияния фоновых отражений. Частота вращения вала двигателя управлялась электронной системой стабилизации. Структура измерительного стенда и схема эксперимента представлены на рис. 14.

В эксперименте фиксировались сигналы с горизонтальной (H) и вертикальной (V) поляризации, отраженные вращающимся РЛЮ, при его зондировании сигналом вертикальной поляризации. Фрагмент реализации сигнала представлен на рис. 6.

Примеры спектрального состава сигнала, отраженного от вращающегося диполя, в канале V и в канале H представлены на рис. 6 – 9.

При обработке экспериментальных данных в качестве эталона использовалась математическая модель (7). Несущая частота и фаза эталонного сигнала были приняты равными несущей частоте и фазе принятого сигнала, определенным по его спектру. Оценке подлежали параметры модулирующей функции $S(t)$ в (6): ее частота $\Delta\theta$ и начальная фаза θ_0 .

Коэффициент корреляции спектров определялся согласно (11). Зависимость коэффициента корреляции от частоты сигнала представлена на рис. 10. Из приведенных графиков видно, что максимальное значение коэффициента корреляции не достигает значения, равного единице. Причинами этого являются:

- высокий уровень шумов в сигнале;
- нестабильность частоты вращения диполя;
- недостаточно точное определение несущей частоты.

Не смотря на указанные трудности, модулирующая частота сигнала определена достаточно точно и приблизительно равна 18 Гц, что соответствует данным системы стабилизации частоты вращения двигателя. Кроме того, выявленная при обработке данных нестабильность частоты вращения диполя свидетельствует о медленном изменении скорости вращения двигателя, что было подтверждено экспериментальными данными.

Заключение

Методы дистанционного зондирования могут быть применены для решения задач дистанционной

технической диагностики объектов. Вращение и вибрации элементов конструкции объектов аэрокосмической техники приводят к амплитудной, фазовой, частотной и поляризационной модуляции отраженного сигнала.

Использование многоканальных РТС ДЗ обеспечивает получение полной радиолокационной информации об объектах, а анализ взаимной корреляции пространственных спектров с набором эталонов позволяет оценить все модулирующие функции отраженного сигнала.

Экспериментальная проверка предлагаемого корреляционно-спектрального метода обработки данных показала хорошее соответствие полученных результатов теоретическим моделям и подтвердила эффективность предлагаемого метода в условиях наличия нескольких модулирующих функций сигнала. Одним из направлений дальнейших исследований должны стать экспериментальные исследования объектов со сложным характером движения.

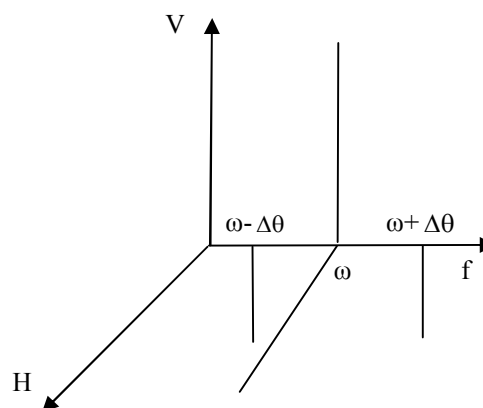


Рис. 1. Реальная часть спектра ПМС

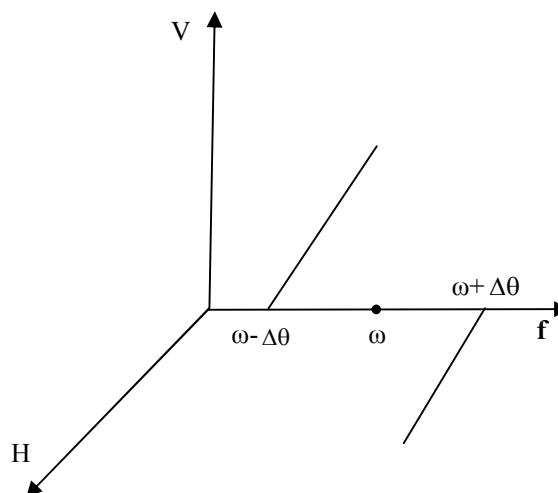


Рис. 2. Мнимая часть спектра ПМС

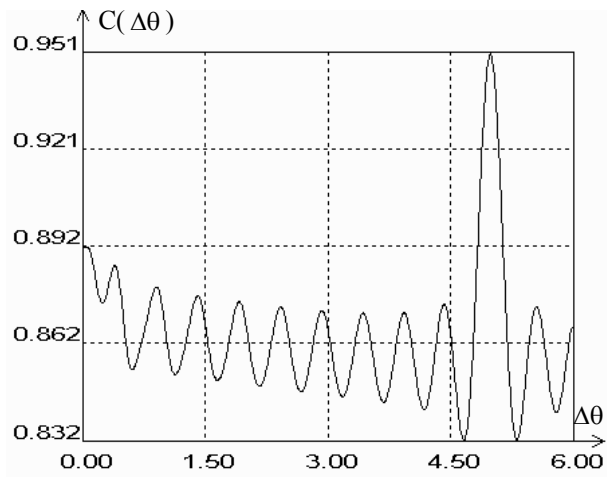


Рис. 3. Зависимость взаимной корреляции спектров от частоты ПМС

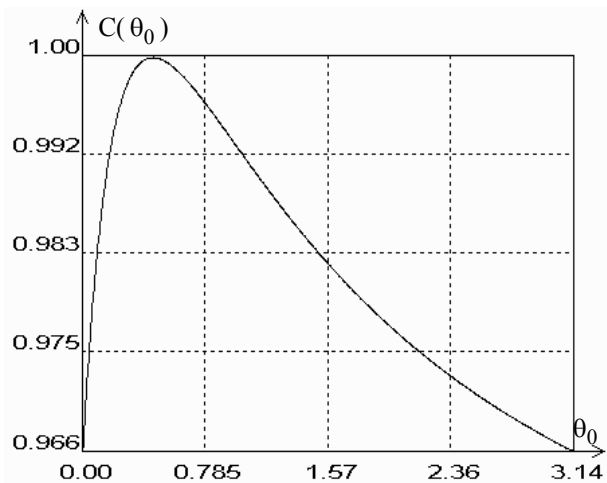


Рис. 4. Зависимость взаимной корреляции спектров от начальной фазы ПМС

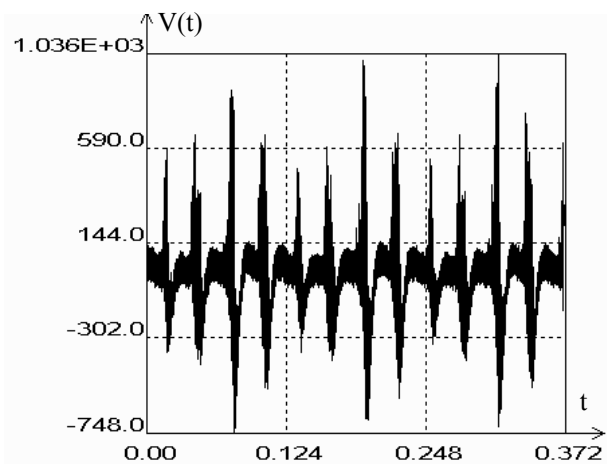


Рис. 5. Фрагмент реализации ПМС в канале V

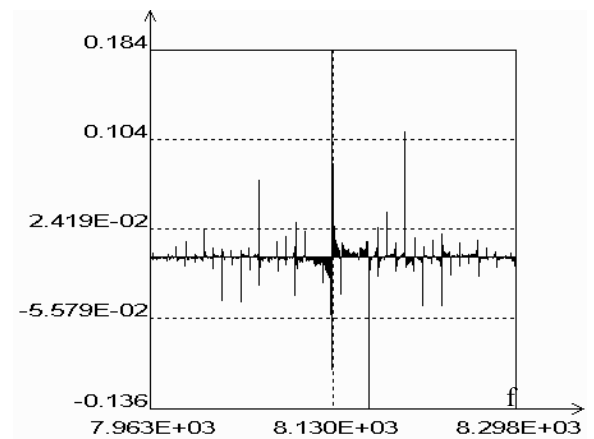


Рис. 6. Реальная часть спектра ПМС в канале V

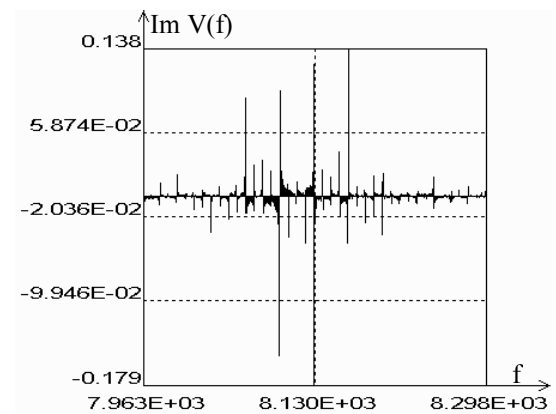


Рис. 7. Мнимая часть спектра ПМС в канале V

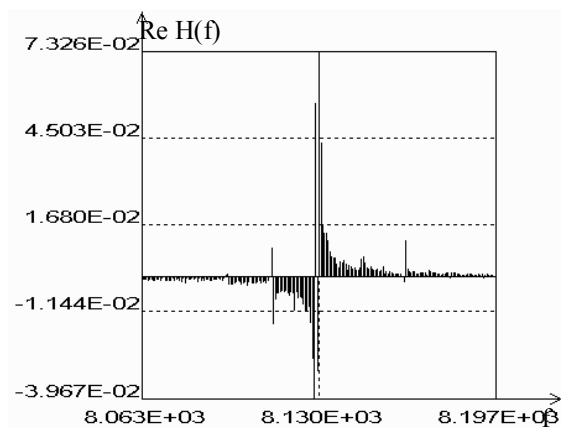


Рис. 8. Реальная часть спектра ПМС в канале H

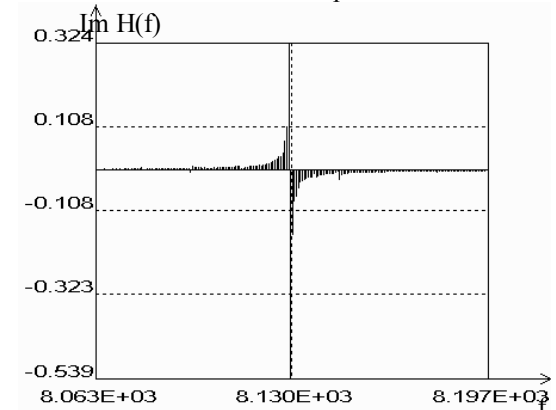


Рис. 9. Мнимая часть спектра ПМС в канале H

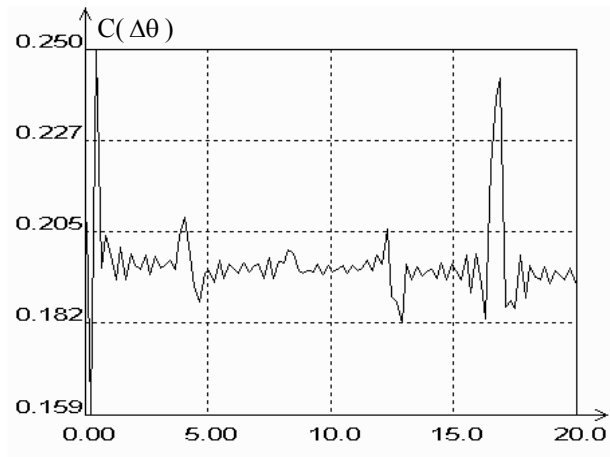


Рис. 10. Зависимость взаимной корреляции спектров от частоты ПМС



Рис. 12. Измерительная РЛС

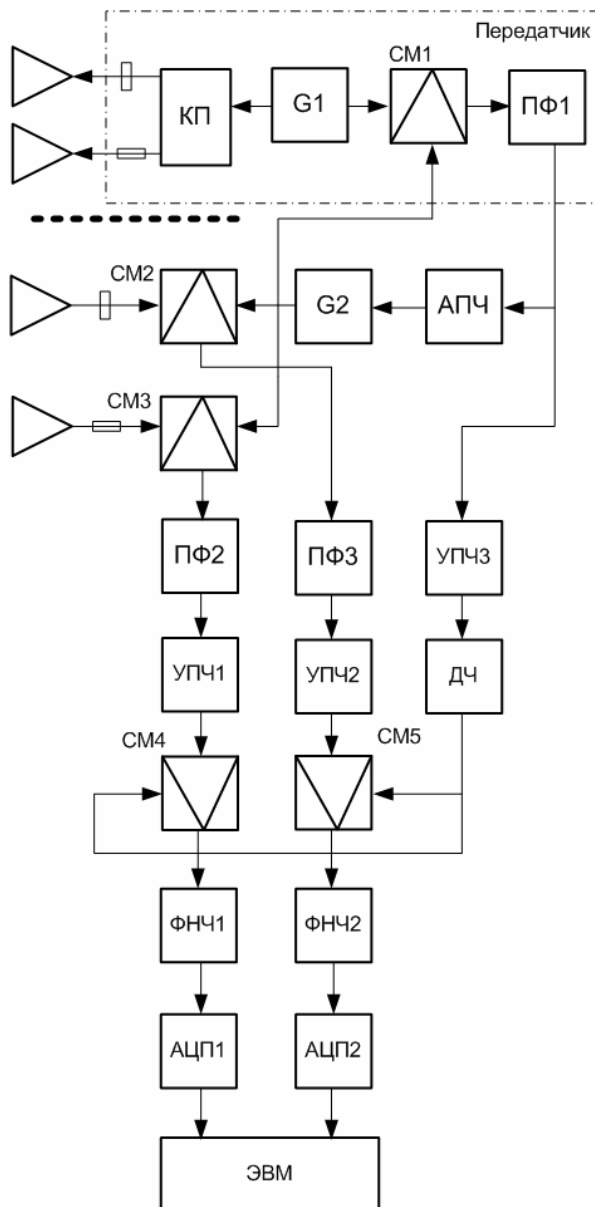


Рис. 11. Структура экспериментальной РЛС

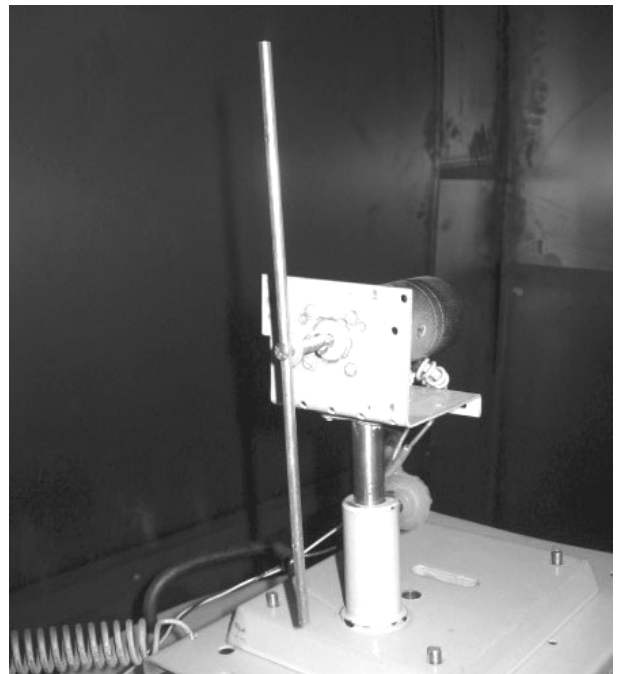


Рис. 13. Объект исследований

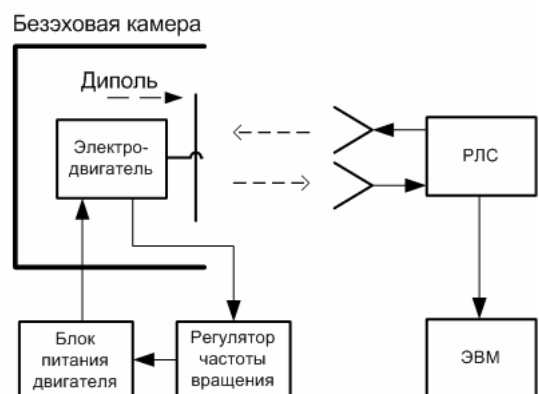


Рис. 14. Структура измерительного стенда

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. Барков А.В. Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации / А.В. Барков, Н.А. Баркова, А.Ю. Азовцев. – СПб.: Изд. СПб Государственного морского технического университета, 2000. – 169 с.
3. Колесник Р.В. Применение поляризационно-доплеровских сигналов для технической диагностики объектов авиационной техники / Р.В. Колесник, А.В. Попов, С.А. Ребров // Радиотехнические и компьютерные системы. – 2007. – № 7 (22). – С. 14-18.
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. Гусев К.Г. Поляризационная модуляция / К.Г. Гусев, А.Д. Филатов, А.П. Сополев. – М.: Сов. радио, 1974. – 288 с.
6. Бабаков М.Ф. Применение поляризационно-модулированных сигналов для селекции и распознавания радиолокационных объектов / М.Ф. Бабаков, А.В. Попов // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. – 1999. – №11. – С. 42-45.
7. Скрыпник Е.И. Оценка параметров сигнала корреляционно-спектральным методом / Е.И. Скрыпник // Интегральные компьютерные технологии в машиностроении ИКТМ-2008: тез. докл. Междунар. научно-техн. конф. 2008 г. – Харьков, 2008. – С. 191.
8. 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.

Поступила в редакцию 28.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры производства радиоэлектронных систем Г.Я. Красовский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ПЕРЕВІРКА КОРЕЛЯЦІЙНО-СПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДУ ОЦІНКИ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ОБ'ЄКТІВ РАДІОЛОКАЦІЙНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ

А.В. Попов, Р.В. Колесник, К.І. Скрыпник

Вимірювання параметрів руху радіолокаційного об'єкту базується на оцінці параметрів спектра відображеного ним сигналу. Запропоновано кореляційно-спектральний метод оцінки параметрів сигналів, відображених об'єктом з тяжкою траєкторією руху. Представлені результати експериментальних досліджень взаємної кореляційної функції спектрів сигналу, що досліджується, та еталонного багатовимірного сигналу. Показано, що запропонований метод забезпечує визначення характеру руху об'єкта та оцінку параметрів його траєкторії.

Ключові слова: радіолокаційний об'єкт, поляризаційна модуляція, спектр, кореляційна функція.

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF THE CORRELATION – SPECTRAL METHOD FOR MOTION PARAMETERS OF RADAR SENSING OBJECTS ESTIMATION

A.V. Popov, R.V. Kolesnik, E.I. Scrypnik

Measuring of motion characteristics of a radar target is based on estimation of reflected signal spectrum parameters. The correlation-spectral method is suggested for parameters of signals reflected by an object with complicated motion path estimation. The results of experimental investigation of spectrums' cross-correlation functions for the investigated and the etalon multidimensional signals are presented. It is shown that the suggested method ensures an object's motion character definition and its path parameters estimation.

Key words: radar object, polarization modulation, spectrum, correlation function.

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.

Колесник Роман Викторович – старший преподаватель кафедры производства радиоэлектронных систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Скрыпник Екатерина Ивановна – студентка кафедры производства радиоэлектронных систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 519.816+004.89

И.Б. СИРОДЖА, Г.А. ФРОЛОВА

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

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЕ ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ МЕЖЦЕХОВЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ МАРШРУТОВ СРЕДСТВАМИ ИНЖЕНЕРИИ КВАНТОВ ЗНАНИЙ. ЧАСТЬ I. ПОСТАНОВКА И МЕТОД РЕШЕНИЯ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ О НАЗНАЧЕНИЯХ «РАСЦЕХОВКА»

Сформулирована и решена задача принятия решений при разработке межцеховых технологических маршрутов («расцеховка») средствами инженерии квантов знаний как многокритериальная задача о назначениях. Задача состоит в построении решающего правила распределений n возможностей (объектов) среди n требований (субъектов), если объекты и субъекты имеют оценки по N качественным критериям с порядковыми шкалами, а ответственным за решение является технолог. Обобщенным критерием решения задачи служит максимально возможное число наилучших назначений, т.е. наиболее близким по своим векторным характеристикам пар «возможность – требование» с учетом предпочтений технолога и заранее созданной базы производственно – технологических знаний.

Ключевые слова: многокритериальная задача расцеховки, инженерия квантов знаний, технологическая подготовка производства (ТПП), интеллектуальная система поддержки принятия решений (ИСППР).

1. Особенности и постановка задачи

Весьма актуальной является задача многокритериального принятия решений при разработке межцеховых и внутрицеховых технологических маршрутов (кратко «расцеховка») в самолетостроении и в частности в приборостроении. Эта задача родственная известной в науке и технике задаче о назначениях. В исследовании операций [1] известна задача о назначениях с одним критерием качества решения – минимум стоимости выполнения всей заданной совокупности n работ (субъектов) n исполнителями (объектами) при заданной стоимости образования каждой пары «объект-субъект». Для решения однокритериальной задачи о назначениях (ОЗН) применяются различные методы дискретного программирования. В современной теории принятия решений [2] ОЗН получила обобщение на случай более сложной многокритериальной задачи о назначениях (МЗН), где заданы оценки каждого элемента n -множеств объектов O и субъектов S по N критериям ($k_1, k_2, \dots, k_N$). В МЗН требуется на основе предпочтения лица, принимающего решение (ЛПР), определить и выбрать из множества допустимых решений то, для которого сумма вычисленных рангов лучших S назначений (пар «объект-субъект», $S \leq n$) минимальна. Способы ранжирования назначений и решения такой МЗН подробно изложены и обоснованы в [2, 3, 5].

В настоящей работе, опираясь на классику [1 – 3,

5], рассматривается и решается задача знаниеориентированного принятия решений при разработке межцеховых технологических маршрутов как МЗН с учетом следующих особенностей.

1. За результат решения этой МЗН отвечает технолог как ЛПР на основе использования собственных знаний и ранее накопленной, обновляемой и пополняемой базы производственно-технологических квантов (порций) знаний (БкЗ). В отличие от существующих БкЗ представляет собой систему имплицативных и (или) функциональных закономерностей относительно критериев, шкал и оценок по совокупности критериев с учетом взаимного (объект-субъект) соответствия предъявляемых требований и удовлетворяющих возможностей. БкЗ синтезируется индуктивно в режиме обучения по выборочным знаниям средствами инженерии квантов знаний (ИКЗ) [5].

2. В общем случае рассматриваемой задачи не существует совокупности очевидных «идеальных» назначений (пар «объект-субъект» с полным взаимным соответствием), приводящих к решению МЗН. В связи с этим требуются знания для определения:

- а) степени несоответствия характеристик элементов множеств объектов и субъектов, при которой допустима пара (субъект, объект), формирующая решение задачи;
- б) меры близости по характеристикам конкретного субъекта к объекту из заданного множества O ;
- в) меры близости по характеристикам конкрет-

ного объекта к субъекту из заданного множества C ;

г) степени предпочтения пары «объект–субъект» в окончательном решении при сравнении пар между собой.

Каждая из оценок шкалы критерия имеет две формулировки, характеризующие взаимные требования и возможности субъектов и объектов. Большинство критериев имеют качественный, субъективный характер, а шкалы их оценок чаще всего задаются в форме высказываний.

Учитывая описанные особенности, сформулируем задачу знаниеориентированного принятия решений при разработке межцеховых технологических маршрутов как МЗН «Расцеховка» с новой аббревиатурой МЗН-Р применительно к технологической подготовке производства (ТПП). Именно эффективная расцеховка на этапе ТПП устанавливает такой порядок прохождения многоменклатурных заказов (т. е. субъектов) по цеховым и межцеховым технологическим маршрутам (т. е. объектам), при котором обеспечивается оптимальная по срокам и ресурсам готовность производства к изготовлению изделий согласно требований заказчика или рынка сбыта. Отсюда содержательная постановка МЗН-Р состоит в следующем.

Заданы: множества из n заказов (субъектов) и n технологических маршрутов (объектов) для выполнения заказов, каждый из которых характеризуется оценками по N критериям, связанным с предъявляемыми требованиями и удовлетворяющими возможностями, а также соответствующая база квантов знаний с предпочтениями технолога как ЛПР.

Требуется: на основе имеющейся БкЗ сформировать область допустимых решений (ОДР) и правило принятия n эффективных решений с наилучшим критериальным соответствием «объект–субъект» по предпочтению технолога. Для формальной постановки МЗН-Р введем необходимые понятия и обозначения. Пусть известно n -многообразие C заказов (субъектов) и n -многообразие O технологических маршрутов (объектов) для выполнения заказов, а также N критериев, отражающих требования субъектов и возможных объектов и наоборот.

Допустим, что объект O_i , $i = \overline{1, n}$ имеет критериальные оценки $O_i^1, \dots, O_i^\nu, \dots, O_i^N$, а субъект C_i – $C_i^1, \dots, C_i^\mu, \dots, C_i^N$, где O_i^ν и C_i^μ – номера оценок на шкалах ν -го и μ -го критериев, упорядоченные от лучшей к худшей. Обозначим через T_{ip}^k , $(i = \overline{1, n}; k = \overline{1, N})$ p -ю по порядку оценку на шкале требований i -го элемента множества O или C по k -му критерию, а через V_{jq}^k , $(j = \overline{1, n})$ q -ю оценку на шкале возможностей j -го элемента множества C

или O по тому же k -му критерию. Назовем критериальным соответствием (КС) различие по одному из критериев между требованиями субъекта (объекта) и возможностями объекта (субъекта). Полагаем, что требование T_{ip}^k удовлетворено возможностями V_{jq}^k , если $p \geq q$, т. е. имеет место идеальное КС, где p и q – номера оценок на шкалах требований и возможностей k -го критерия. Любую пару $\{C_i - O_j\}$, образованную элементами $C_i \in C$ и $O_j \in O$ из $(n \times n)$ – множества всевозможных пар назовем назначением. Очевидно, идеальным назначением будет пара $\{C_i - O_j\}$, для которой все КС идеальны $i, j = 1, 2, \dots, n$.

Назовем решение МЗН-Р единичную диагональную матрицу MS размерностью $(n \times n)$, диагональные элементы которой соответствуют назначениям, формирующим решение. Идеальным решением называют решение МЗН-Р, все назначения которого идеальны.

Формально охарактеризуем отношения между элементами двух множеств C и O (заказов и технологических маршрутов) вектором критериального соответствия по k -му критерию $\bar{R}_{ij}^k$, $(i, j = \overline{1, n}; k = \overline{1, N})$. Любой k -й компонент $\bar{R}_{ij}^k$ этого вектора отражает степень соответствия характеристик элементов назначения $\{C_i - O_j\}$ по k -му критерию и определяется по формуле:

$$R_{ij}^k = \begin{cases} 0, & \text{если } T_{ip}^k \leq V_{jq}^k \text{ при } p \geq q, \\ r_k, & \text{если } T_{ip}^k > V_{jq}^k, \end{cases} \quad (1)$$

где r_k – число оценок на шкале k -го критерия, на которой требования превышают возможности.

Согласно (1) условие $R_{ij}^k = 0$ означает, что требования по k -му критерию удовлетворены, а условие $R_{ij}^k = r_k > 0$ – неудовлетворенны. При удовлетворении требований считают, что КС по данному критерию обладает наивысшим качеством. Очевидно, множество векторов соответствия $\bar{R}_{ij}^k$ образует $(n \times n)$ – матрицу сходства MS субъекта C_i и объекта O_j . Предположим, что для каждого $\bar{R}_{ij}^k$ формируется агрегированный критерий в виде свертки этого вектора относительно несовпадений (отклонений) оценок по k -му критерию соответствия $C_i - O_j$ и наоборот. Тогда свертка может принимать:

– значение 0, если назначение $\{C_i - O_j\}$ идеально, т.е. с полностью взаимно удовлетворенными требованиями по всем N критериям (отклонений нет);

– значение 1, если не удовлетворено одно из требований на одну градацию шкалы критерия (одно отклонение);

– значение 2, если не удовлетворено одно из требований на две градации шкалы, либо два различных требования на одну градацию каждое (два отклонения) и т.д.

Предполагая равную значимость компонентов R_{ij}^k (1) и их шкал, вычислим значение свертки как сумму J_{ij} отклонений по каждому из компонентов вектора $\vec{R}_{ij}^k$ по формуле:

$$J_{ij} = \sum_{k=1}^N R_{ij}^k, \quad (i, j = 1, 2, \dots, n). \quad (2)$$

Следовательно, суммарная величина критериальных соответствий J_{ij} (2) может служить формальным индексом качества назначения, которое является наилучшим при $J_{ij}=0$ (идеальное назначение) и ухудшается с увеличением J_{ij} . Назначения, имеющие одинаковое значение свертки (2), равноценны, т.е. обладают равным качеством. Ясно, что критерий оптимальности решения МЗН-Р в виде максимально возможного числа наилучших назначений эквивалентен критерию минимальной суммы рангов назначений т.е. формальных индексов J_{ij} (2) качества лучших S назначений ($S \leq n$) по предпочтениям технолога.

Следуя теории принятия решений [2], выделим в каждом из классов уникальных и повторяющихся многокритериальных задач отдельные типы МЗН-Р, различающиеся размерностью своих характеристик (табл. 1):

Таблица 1

Типы МЗН – Р

Тип МЗН – Р	Количество объектов и субъектов (n)	Число критериев и оценок на шкалах (N, q)
A	Небольшое (n=2 до 10)	Малое (N = 2-7, q = 2-5)
B	Небольшое (n>10 до 200)	Большое (N > 5 до 20, q> 5-10)
C	Большое (n>200 до 1000)	Малое (N = 2-7, q = 2-5)
D	Большое (n>1000 до 5000)	Большое (N > 5 до 20, q> 5-10)

Указанные типы A, B, C и D МЗН – Р часто встречаются на практике и требуют различных под-

ходов к их решению на основе использования предварительно построенных баз квантов знаний (БкЗ), содержащих технологические условия, особенности характера и типов задач.

Для таких многокритериальных задач, в которых $n \geq 10$, $N \geq 5$ или при достаточно больших n и N необходимы знаниеориентированные системы поддержки принятия решений (ЗСППР) [2-6]. ЗСППР помогают ЛПР учитывать особенности типов МЗН-Р и реализовывать алгоритмы выявления и анализа предпочтений, а также построения правил принятия многокритериальных решений.

На основании изложенного выше формальная постановка нашей МЗН-Р состоит в следующем.

Заданы: множества заказов $\{C_1, \dots, C_i, \dots, C_n\}$ и множество технологических маршрутов $\{O_1, \dots, O_i, \dots, O_n\}$ с векторными оценками $\vec{R}_{ij}^k$ критериального соответствия по k -му из N критериев каждого элемента C_i и O_j согласно формуле (1); выборочные – таблица эмпирических данных (ТЭД) и сценарные примеры обучающих знаний (СПОЗ) для построения БкЗ о технологических предпочтениях в процессах расцеховки; методика ранжирования назначений $\{C_i - O_j\}$ по качеству на основе использования оценок многокритериального соответствия $\vec{R}_{ij}^k$ (1) и формальных индексов качества назначений J_{ij} (2), а также общий критерий оптимальности решения задачи МЗН-Р, определяющийся минимумом суммы рангов (индексов J_{ij}) качества лучших S назначений по предпочтениям БкЗ и ЛПР.

Требуется: по заданным ТЭД и СПОЗ построить в режиме обучения ЭВМ базу квантов знаний о технологических предпочтениях расцеховки (БкЗ-Р), используя которую совместно с методикой многокритериального ранжирования назначений, синтезировать общий алгоритм решения МЗН-Р, обеспечивающий выбор из области допустимых решений одного с минимальной суммой рангов J_{ij} наилучших S назначений ($S \leq n$).

2. Общая методика решения МЗН-Р

По характеру будем различать уникальные МЗН-Р, для решения которых требуется осуществить заново весь комплекс подготовки данных, разработки критериев, шкал, и повторяющиеся МЗН-Р, требующие периодического решения с неизменяемым набором критериев, но с иным составом субъектов, объектов и набором экспертных оценок. Относительно размерности МЗН-Р классифицируются по указанным ранее типам: A, B, C и D.

Общая методика решения МЗН-Р состоит из пяти основных этапов.

1. Индуктивное построение БкЗ-Р в режиме обучения ЭВМ. На этом этапе по выборочным обучающим ТЭД и СПОЗ строится база квантов знаний о технологических условиях и предпочтениях расцеховки на конкретном производстве.

2. Анализ исходных характеристик субъектов (заказов) и объектов (технологических маршрутов). На данном этапе проверяется возможность получения идеального решения МЗН-Р на основе формального преобразования исходных данных к виду многокритериальных оценок пар «объект-субъект» с целью выбора стратегии поиска решения МЗН-Р в зависимости от характера и типа задачи.

3. Формирование области допустимых решений МЗН-Р на основе использования БкЗ-Р. В результате выполнения этого этапа уточняется ОДР и варианты возможных решений МЗН-Р.

4. Определение предпочтений технолога. На этом этапе технолог как ЛПР выявляет в диалоговом или автоматическом режиме работы с ЗСППР свои предпочтения относительно качества назначений, достаточных для такого решения данной МЗН-Р.

5. Формирование окончательного решения конкретной МЗН-Р. В зависимости от характера, типа задачи и результатов предыдущего этапа в соответствии с общим алгоритмом решения МЗН-Р определяются наилучшие назначения по критерию минимальной суммы рангов и формируется окончательное решение МЗН-Р.

Ниже приведем краткое обоснование каждого этапа предложенной методики.

2.1. Индуктивное построение БкЗ-Р

Поставленную многокритериальную задачу принятия решений при расцеховке, т.е. МЗН-Р, невозможно эффективно решить без участия опытного технолога и определенной заранее посредством обучения ЭВМ базы квантов знаний по расцеховке (БкЗ-Р) для конкретного производства. Такая БкЗ-Р необходима, главным образом, для хранения технологических закономерностей, условий и предпочтений при расцеховке, а также для дедуктивного вывода альтернатив искомым решениям как следствий, вытекающих из последовательности причинно следственных рассуждений от исходных и промежуточных посылок.

Наиболее эффективен автоматический дедуктивный вывод альтернативных решений посредством БкЗ-Р в виде квантовой сети вывода решений (КСВР) со многими входами и выходами. КСВР является формальной графовой моделью рассуждений технолога при формировании принимаемых

решений. На входные вершины КСВР поступают исходные (посылочные) кванты знаний 0-го уровня как признаки субъектов (объектов), а выходные вершины отвечают заключительным следствиям-решениям, формируемым через промежуточные следствия, в форме квантов 1-го или 2-го уровня. Автоматический вывод решений обеспечивается условиями функционирования разноразрядных квантов знаний в древовидной структуре КСВР [4]. Именно в автоматическом режиме вывода КСВР выполняет роль «опытного технолога», обеспечивая своевременную и оперативную поддержку ЛПР при выявлении критериальных предпочтений на всех последующих этапах методики МЗН-Р.

Таким образом, решение сформулированной МЗН-Р базируется на применении соответствующей интеллектуальной системы поддержки принятия решений (ИСППР) «Расцеховка» технологом.

Индуктивное построение БкЗ-Р заключается в нахождении системы устойчивых имплицативных и (или) функциональных связей (закономерностей) между характеристиками заказов и технологических маршрутов, посылок и следствий по принципу «от частного к общему» посредством обучения на соответствующих СПОЗ (Р) и ТЭД (Р) [4]. В этой же работе изложены и обоснованы алгоритмы обучения, а также дедуктивного вывода альтернатив решений, опираясь на синтезированную БкЗ – Р = КСВР. Отличительная особенность имплицативной и функциональной БкЗ-Р состоит в удобстве ее использования как для представления и хранения знаний, так и в роли древовидного механизма причинно-следственного вывода решений. Благодаря этой особенности, БкЗ-Р эффективно используется на последующих этапах формирования области допустимых решений, определения предпочтений технолога и формирования окончательного решения МЗН-Р на основе применения ИСППР «Расцеховка».

2.2. Анализ исходных характеристик субъектов (заказов) и объектов (технологических маршрутов)

В качестве исходных характеристик субъектов C_i и объектов $O_j, (i, j = \overline{1, n})$ используем порядковые номера их оценок O_i^v и C_i^u на шкалах μ -го и ν -го критериев $(\mu, \nu = \overline{1, N})$. Анализ C_i^u и O_i^v выполняется с целью выявления возможности идеального решения МЗН-Р, при котором взаимные требования пар $(C_i - O_j)$ как идеальных назначений полностью удовлетворены. Для этого руководствуемся

формулой (1) вычисления k -го компонента R_{ij}^k вектора $\vec{R}_{ij}^k$ критериального соответствия по k -му критерию и агрегированным критерием свертки (формула (2)) согласно методике академика О.И. Ларичева [3].

Пусть вектор $\vec{C}_{ij}$ определяет степень неудовлетворения i -м субъектом требованиям от j -го объекта. Определим k -й компонент C_{ij}^k вектора $\vec{C}_{ij}$ соответствия характеристик i -го заказа требуемым характеристикам j -го технологического маршрута по формуле:

$$C_{ij}^k = \begin{cases} 0, & \text{если } O_j^k \leq C_i^k, \\ r_k(O_j^k, C_i^k), & \text{если } O_j^k > C_i^k, \end{cases} \quad (3)$$

где $r_k(O_j^k, C_i^k)$ – количество оценок на шкале k -го критерия, на которое O_j^k превышает C_i^k , $k=1, 2, \dots, N$.

Пусть вектор $\vec{O}_{ji}$ определяет степень неудовлетворения j -м объектом требованиям от i -го субъекта. Определим k -й компонент O_{ji}^k вектора $\vec{O}_{ji}$ соответствия характеристик j -го технологического маршрута требуемым характеристикам i -го заказа по формуле:

$$O_{ji}^k = \begin{cases} 0, & \text{если } C_i^k \geq O_j^k, \\ -r_k(O_j^k, C_i^k), & \text{если } C_i^k < O_j^k, k = \overline{1, N}. \end{cases} \quad (4)$$

Очевидно, что согласно формуле (3) и (4) после удовлетворения уровню требований оценки субъекта являются «одинаково хорошими» для объекта и наоборот.

В соответствии с оценками (3) для j -го объекта можно найти векторы соответствия $\vec{C}_{1j}, \vec{C}_{2j}, \dots, \vec{C}_{nj}$, а в соответствии с оценками (4) для i -го субъекта – векторы соответствия $\vec{O}_{1i}, \vec{O}_{2i}, \dots, \vec{O}_{ni}$ как точки N -мерного критериального пространства. Введем бинарное отношение доминирования X_1 : вектор $\vec{C}_{\alpha j}$ доминирует над вектором $\vec{C}_{\beta j}$, ($\alpha \neq \beta$), если оценки

$$C_{\alpha j}^k \geq C_{\beta j}^k, \quad k = 1, 2, \dots, N, \quad (5)$$

причем хотя бы для одного компонента справедливо строгое неравенство.

Аналогично вводится бинарное отношение доминирования X_2 между векторами $\vec{O}_{1i}, \dots, \vec{O}_{ni}$: вектор $\vec{O}_{\alpha i}$ доминирует над вектором $\vec{O}_{\beta i}$, ($\alpha \neq \beta$), если оценки

$$O_{\alpha i}^k \geq O_{\beta i}^k, \quad k = 1, 2, \dots, N, \quad (6)$$

при выполнении строгого неравенства хотя бы для одного компонента.

Вектор $\vec{C}_{\alpha j}$ эквивалентен вектору $\vec{C}_{\beta j}$, если оценки

$$C_{\alpha j}^k = C_{\beta j}^k, \quad k = 1, 2, \dots, N; \quad (7)$$

и вектор $\vec{O}_{\alpha i}$ эквивалентен вектору $\vec{O}_{\beta i}$, если оценки

$$O_{\alpha i}^k = O_{\beta i}^k, \quad k = 1, 2, \dots, N. \quad (8)$$

Векторы $\vec{C}_{\alpha j}$ и $\vec{C}_{\beta j}$ несравнимы, если не выполняется условие (5) или (7).

Векторы $\vec{O}_{\alpha i}$ и $\vec{O}_{\beta i}$ несравнимы, если не выполняется условие (6) или (8).

В соответствии с бинарным отношением X_1 на точках $\vec{C}_{1j}, \dots, \vec{C}_{nj}$ строится граф сходства субъектов (заказов) T_j , в котором дугой, направленной от $\vec{C}_{\alpha j}$ к $\vec{C}_{\beta j}$, отражается отношение доминирования (5), дугой с двумя противоположными стрелками – отношение эквивалентности (7), а отсутствием дуги – отношение несравнимости заказов.

В соответствии с бинарным отношением X_2 на точках $\vec{O}_{1i}, \dots, \vec{O}_{ni}$ строится граф сходства объектов (технологических маршрутов) V_i , в котором дугой от $\vec{O}_{\alpha i}$ к $\vec{O}_{\beta i}$ отражается отношение доминирования (6), дугой с двумя противоположными стрелками – отношение эквивалентности (8), а отсутствием дуги – отношение несравнимости технологических маршрутов. Графы сходства T_j и V_i ($i, j = 1, 2, \dots, n$) содержат полезную информацию о сходстве субъектов и объектов, а также о множестве Парето, которое выявляется в результате анализа этих графов. Очевидно, что вершины в графах T_j и V_i , в которые не входят однонаправленные дуги, то есть доминируют над некоторыми вершинами, либо несравнимы с ними, т.е. образуют множество Парето в пространстве критериев. Такие вершины (векторы), выделяемые в графе сходства впервые, назовем первым ядром Y_1 . Среди векторов оставшихся после удаления Y_1 , можно выделить второе ядро Y_2 недоминируемых векторов и так далее до исчерпания вершин графа. При этом на этапе анализа исходных характеристик эквивалентом понятия «критериальное соответствие (КС) по k -му критерию» служит ком-

понент R_{ij}^k вектора $\bar{R}_{ij}^k$, вычисляемый по формуле (1). Величина g_k как степень превышения требований над возможностями эквивалентна понятию качества КС. Естественно, КС является идеальным и обладает наивысшим качеством, если требования по k -му критерию удовлетворены. Таким образом, в клетку (i, j) ($n \times n$) – матрицы сходства МС записывают вектор соответствия $\bar{R}_{ij}^k$ между субъектом C_i и объектом O_j .

Для поиска идеального решения МЗН-Р используется свертка вектора $\bar{R}_{ij}^k$ и формальный индекс J_{ij} качества назначения, определяемого формулой (2), что позволяет по матрице сходства (МС) построить матрицу формальных индексов (МФИ) или короче – матриц свертки многокритериального соответствия по Ларичеву [3].

Определим качество назначения $\{C_i - O_j\}$ как функцию вектора $\bar{R}_{ij}^k$, т. е. $F(\{C_i - O_j\})$, обладающую следующими свойствами:

- 1) $\max F(\{C_i - O_j\})$ достигается для идеального назначения при значении индекса $J_{ij} = 0$;
- 2) $\min F(\{C_i - O_j\})$ соответствует максимальному значению J_{ij} ;
- 3) Качество назначения $\{C_i - O_j\}$ увеличивается при уменьшении индекса J_{ij} .

Теперь решение нашей МЗН-Р можно свести к решению однокритериальной задачи о назначениях (ОЗН) на множестве элементов МФИ. Действительно, ввиду монотонного изменения качества назначений $F(\{C_i - O_j\})$ с изменением значений свертки J_{ij} , решение ОЗН, доставляющее минимум суммы значений агрегированных критериев (2), максимизирует суммарное качество назначений и является идеальным решением МЗН-Р при $\min J_{ij} = 0$. Заметим, что формальной оценкой качества решений МЗН-Р может служить величина достигнутого минимума $J_{ij} \neq 0$, отражающая суммарное качество назначений, формирующих окончательное решение. Если на данном этапе найдено идеальное решение МЗН-Р, то цель достигнута. В противном случае поиски решения продолжают итеративно путем выполнения последующих этапов. При этом ЛПР в диалоге с ИСППР «Расцеховка» выясняет характер и тип решаемой задачи, а так же стратегию дальнейшего поиска решения задачи.

2.3. Формирование области допустимых решений МЗН-Р

Цель данного этапа состоит в выявлении типичных вариантов назначений (решений), возможных для формируемой области допустимых решений (ОДР) с помощью ИСППР «Расцеховка». На основе использования матрицы свертки, т.е. МФИ, ИСППР «Расцеховка» в диалоговом режиме предлагает ЛПР включить в ОДР определенные пары $\{C_i - O_j\}$ и ввести запрет на образование некоторых пар либо ограничить допустимый уровень расхождения критериальных оценок и значений свертки J_{ij} . Кроме этого ИСППР «Расцеховка» посредством КСВР $\in Bk3 - P$ обеспечивает автоматический дедуктивный вывод принимаемых решений по расцеховке при идентификации технологических ситуаций «субъект-объект» для формирования назначений из ОДР. Тем самым создается возможность изменения ОДР с минимизацией суммы J_{ij} для отыскания решения с максимальным количеством наилучших назначений, т.е. имеющих минимальную сумму рангов лучших S назначений.

Предполагая использование матрицы свертки, введем понятие качества решения МЗН-Р как функции совокупности назначений $W(MS)$, обладающей следующими свойствами:

- 1) $\max W(MS)$ достигается для идеального решения МЗН-Р, которое формируется из идеальных назначений;
- 2) значение $W(MS)$, т.е. качество решения МЗН-Р, увеличивается при возрастании качества назначений $\min F(\{C_i - O_j\})$, которые включаются в это решение.

Введенная функция $W(MS)$ не противоречит утверждению о том, что используемое решение ОЗН соответствует эффективному решению МЗН-Р наиболее высокого качества, которое может быть достигнуто в заданной ОДР. Остается решить вопрос о выделении решения с максимально возможным количеством наилучших назначений среди решений равного качества, воспользовавшись известными алгоритмами в [2, 3, 5]. Заметим, что стратегию формирования ОДР технолог-ЛПР выбирает сам, используя диалог ИСППР «Расцеховка», которая предоставляет ему практически неограниченные возможности в формировании ОДР. При удовлетворении ЛПР полученным на этом этапе решением МЗН-Р цель можно считать достигнутой. Однако, часто ЛПР стремится выразить свои предпочтения относительно качества назначений и требуется выполнение следующего этапа.

2.4. Определение предпочтений технолога

Главная цель этого этапа заключается в установлении предпочтений ЛПР относительно качества назначений из ОДР с последующим упорядочением их по ценности для ЛПР.

Введем понятие относительного критериального соответствия (ОКС) характеристики субъектов (объектов) по отношению к данному объекту (субъекту) по k -му критерию, полученное после ранжирования соответствия характеристик выбранного субъекта (объекта), по отношению ко всем объектам (субъектам). Субъект (объект), по отношению к которому определяются ОКС, называют опорным. Отметим, что предпочтения технолога служат основой для ранжирования назначений, т.е. соответствия возможностей различных субъектов (объектов) требованиям объектов (субъектов). Определим понятие ОКС как пару, объединяющую уровень T_{ip}^k r -го требования опорного элемента назначения $\{C_i - O_j\}$, например, i -го субъекта по k -му критерию, и j -е значение R_{ij}^k соответствующего компонента вектора соответствия $\vec{R}_{ij}^k$. Тогда, по определению, ОКС назначения $\{C_i - O_j\}$ по k -му критерию, ($k = \overline{1, N}$) запишется как

$$\text{ОКС}_{ij}^k = \{T_{ip}^k, R_{ij}^k\}. \quad (9)$$

В результате попарного ранжирования назначений можно получить абсолютное критериальное соответствие (АКС) между любой парой «объект-субъект» по k -му критерию. Формулировка понятия АКС не связана с конкретным назначением и представляет собой пару АКС_{pr}^k :

$$\text{АКС}_{pr}^k = \{T_p^k, r\} = \{T_p^k, T_p^k - V_q^k\}, \quad (10)$$

где T_p^k – p -е требование по k -му критерию; r – разность между номерами p и q оценок T_p^k и V_q^k на шкалах требований и возможностей k -го критерия, соответственно.

С точки зрения технолога (как ЛПР) важность критериев оценки субъектов (заказов) и объектов (технологических маршрутов) может быть различна, а ценности критериальных соответствий (КС) могут немонотонно зависеть от требований. В связи с этим введем понятие ценности КС для ЛПР как функции $f(\text{КС})$ от КС, обладающей следующими свойствами:

1) значение $f(\text{КС})$ при заданном уровне требований возрастает с уменьшением значения R_{ij}^k и становится максимальным при $R_{ij}^k = 0$;

2) при изменении требований и заданной величине разности $(T_p^k - V_q^k)$ или при заданном значении R_{ij}^k значения $f(\text{КС})$ могут изменяться сложным образом согласно предпочтениям ЛПР.

В соответствии с методикой вербального анализа решений [7] в качестве основной процедуры выявления предпочтений ЛПР выберем алгоритм попарного сравнения отдельных КС, т.е. ОКС_{ij}^k (9)

или АКС_{pr}^k (10). В результате сравнений накапливаются дополнительные знания, используемые в БкЗ для проверки надежности ранжирования КС по их ценности для технолога. При сравнении ОКС делается предположение, что прочие компоненты вектора соответствия $\vec{R}_{ij}^k$ принадлежит опорному элементу, а при сравнении АКС, – что прочие компоненты имеют нулевые значения. В результате полученных от БкЗ (ЛПР) предпочтений для любых двух КС устанавливается одно из отношений: эквивалентности или превосходства по ценности одного из КС. При этом ОКС и АКС сравниваются как непосредственно попарно, так и косвенно через результаты сравнения других КС. Это позволяет обнаружить противоречия в ответах ЛПР. Совокупность непротиворечивых сравнений позволяет выполнить ранжировку ценностей КС в результате завершения основной процедуры выявления предпочтений ЛПР. В дальнейшем значение f (КС) будем считать рангом ценности КС. Критериальному соответствию, обладающему максимальной ценностью, соответствует высший ранг.

Введем понятие ценности значения $\{C_i - O_j\}$ для технолога как функции $\Phi(\{C_i - O_j\})$ совокупности КС, формирующих назначение, которая обладает следующими свойствами:

1) $\max \Phi(\{C_i - O_j\})$ достигается для идеального назначения $\{C_i - O_j\}$;

2) $\min \Phi(\{C_i - O_j\})$ достигается в случае, когда все КС, формирующие назначение $\{C_i - O_j\}$, имеют минимально возможные ценности КС как низшие ранги $f(\text{КС})$ по соответствующим критериям;

3) ценность назначения увеличивается при возрастании ценностей КС, формирующих это назначение.

Исходной информацией для процедуры ранжирования назначений по ценности служит таблица векторов соответствия, но теперь компонентами этих векторов являются значения ценности КС по каждому критерию, упорядоченные в соответствии с предпочтениями ЛПР.

Описанная выше основная процедура выявления предпочтений достаточна при сравнении ОКС, но при сравнении АКС возникает дополнительная проблема установления независимости предпочтений ЛПР от остальных оценок сравниваемых альтернатив [8]. Именно зависимость предпочтений способствует повышению частоты ошибок ЛПР при выборе предпочтений, что приводит к нетранзитивности результатов сравнения альтернатив. Для проверки независимости предпочтений предлагается вспомогательная процедура. Обозначим символом « $\Rightarrow$ » отношение «не менее предпочтительно чем», а символом « $\gg$ » – отношение «более предпочтительно чем» и сформируем условие независимости при сравнении двух АКС по их ценности для ЛПР в следующем виде. Критериальные соответствия независимы, если результат сравнения ценностей векторов с двумя ненулевыми значениями компонент $f(АКС_1)$ и $f(АКС_2)$ не зависит от значений других компонент, т.е. если не найдется какого-либо третьего $АКС_3$ с $f(АКС_3) > 0$, для которого

$$\begin{aligned} \Phi(0, \dots, 0, f(АКС_1), \dots, 0) &\Rightarrow \\ \Rightarrow \Phi(0, \dots, 0, f(АКС_2), \dots, 0), \end{aligned}$$

но при этом (11)

$$\begin{aligned} \Phi(0, \dots, f(АКС_3), \dots, 0, f(АКС_2), \dots, 0) &\gg \\ \gg \Phi(0, \dots, f(АКС_3), \dots, 0, f(АКС_1), \dots, 0). \end{aligned}$$

При независимости АКС результат сравнения ценностей векторов соответствия не зависит от значений одинаковых ненулевых компонентов этих векторов [8]. Для проверки условия (11) также используется БкЗ-Р в диалоге ЛПР с ИСППР. Для сокращения количества обращений к БкЗ-Р используется правило как следствие условия независимости (11):

ЕСЛИ

$$\begin{aligned} \Phi(0, f(АКС_1), 0, 0, \dots, 0) &\Rightarrow \\ \Rightarrow \Phi(0, 0, f(АКС_2), 0, \dots, 0) \end{aligned}$$

И

$$\begin{aligned} \Phi(0, 0, 0, f(АКС_3), 0, \dots, 0) &\Rightarrow \\ \Rightarrow \Phi(0, 0, 0, 0, f(АКС_4), \dots, 0) \end{aligned}$$

ТО

$$\begin{aligned} \Phi(0, f(АКС_1), 0, f(АКС_3), 0, \dots, 0) &\Rightarrow \\ \Rightarrow \Phi(0, 0, f(АКС_2), 0, f(АКС_4), \dots, 0). \end{aligned}$$

В случае выявления зависимости критериальных соответствий необходимо изменить формулировки критериев. В зависимости от типа (А, В, С, D) задачи может быть построена упорядоченная шкала всех оценок по данному критерию либо упорядочены АКС только в данной задаче. В общем случае для шкалы критерия с m оценками существует $m(m-1)/2$ возможностей, которые необходимо проанализировать.

Рассуждения вида (11) отвечают графам частичного упорядочения векторов соответствия, которые позволяют ранжировать их по ценности для ЛПР, прибегая к выделению упомянутых ранее ядер в графах. Вектору, входящему в i -е ядро присваивается i -й ранг, если над ним доминирует вектор из $(i-1)$ -го ядра, а он сам доминирует над вектором из $(i+1)$ -го ядра. Если вектор входит в i -е ядро и доминирует над вектором из $(i+p)$ -го ядра, то его ранг считается «размытым» и находится в пределах от $(i+1)$ до $(i+p-1)$. Для предложенного способа ранжирования назначения более высокого качества (с меньшим номером) не могут иметь более низкий ранг (с большим номером) чем худшие по качеству назначения, что используется при поиске решения МЗН-Р. Завершается 4-й этап построением матрицы качества (ценности) назначений (МН), элементы которой представляют оценки единой порядковой шкалы, эквивалентные рангам назначений.

2.5. Формирование окончательного решения МЗН-Р

Исходной информацией для алгоритмов формирования окончательного решения МЗН-Р служит матрица ценности назначений МН, т.е. матрица их рангов. Основываясь на понятии ценности решения МЗН-Р как функции $W(MS)$ совокупности назначений предлагаем ряд стратегий решения, выбор которых зависит от типа (А, В, С, D) задач. ИСППР «Расцеховка» лишь рекомендует возможные алгоритмические схемы решения тех или иных типов задач, но выбор процедуры окончательного решения остается за ЛПР, который волен поступать согласно своим реальным возможностям. Например, для повторяющихся задач рекомендуем процедуру построения единой шкалы ценностей АКС. Но если эта задача повторяется редко, относится к типу В, для которого характерно большое критериальное пространство и малая размерность множества объектов (субъектов), то оказывается более полезной процедура анализа ОКС. Любой из выбранных путей приводит к цели, но с различными затратами

времени и вычислений. Исходя из этих соображений, предлагаются следующие стратегии формирования окончательного решения МЗН-Р.

2.5.1. Стратегия решения МЗН-Р типа А

Задачи типа А отличаются малым числом критериев, объектов и субъектов, что приводит к простой стратегии их решения, состоящей из двух алгоритмических этапов.

1. Анализ исходных данных для МЗН-Р, (см. методику, изложенную в п. п. 2.2).

2. Определение предпочтений технолога (ЛПР), (см. методику в п. п. 2.4, основанную на использовании основной и вспомогательной процедур).

2.5.2. Стратегия решения МЗН-Р типа В

Для задач типа В характерно большое число критериев и сравнительно небольшое количество объектов и субъектов, что обуславливает следующую стратегию их решения.

1. Анализ исходных данных (см. п. п. 2.2).

2. Формирование ОДР МЗН-Р, (см. п. п. 2.3).

3. Построение системы предпочтений технолога посредством использования основной и вспомогательной процедур, (см. п. п. 2.4). Рекомендуется упорядочивать АКС по ценности для ЛПР лишь для реально существующего пространства критериальных соответствий, что приводит к существенному уменьшению нагрузки на технолога, особенно при решении уникальных МЗН-Р.

4. Ранжирование векторов соответствия по ценности (см. методику в п. п. 2.4).

5. Построение ранговой матрицы МН для объектов и субъектов, элементы которой отражают ранги векторов соответствия, (см. п. п. 2.4).

6. Решение ОЗН на ранговой матрице МН с оптимизацией по общему критерию максимального числа наилучших назначений. Это решение сводится к определению минимальной суммы рангов назначений вошедших в окончательное решение МЗН-Р, и завершается поиском решения в ОДР, эффективного по предпочтению ЛПР.

2.5.3. Стратегия решения МЗН-Р типа С

При малом числе критериев, но большом количестве объектов (субъектов), что характерно для МЗН-Р типа С, предлагается следующая стратегия ее решения. Особенно для повторяющихся МЗН-Р стратегия решения аналогична стратегии решения задач типа В, но отличается лишь тем, что на этапе формирования структуры предпочтений технолога,

рекомендуется упорядочить АКС по ценности для всего критериального пространства. Сформированная однажды шкала ценностей АКС может в дальнейшем использоваться многократно с применением БкЗ-Р.

Для решения уникальных МЗН-Р типа С рекомендуется следующая стратегия.

1. Формальный анализ исходных данных (см. п. п. 2.2).

2. Определение структуры предпочтений технолога на основе двойного анализа матрицы сходства МС: сначала по строкам, затем по столбцам. Построчный анализ позволяет ранжировать предпочтения технолога относительно степени удовлетворенности субъекта характеристиками объектов, т.е. получить ранжировку для каждой строки первой матрицы $МС_{1i}$. Здесь $i=1, 2, 3, \dots$ выполняет роль счетчика итераций по выявлению идеальных назначений. Результаты этого анализа отражаются в первой ранговой матрице $МН_{1i}$. Аналогично выполняется постолбцовый анализ второй матрицы $МС_{2i}$ и формируется вторая ранговая матрица $МН_{2i}$ относительно степени удовлетворения объекта характеристиками субъектов.

3. Автоматическое формирование единой ранговой матрицы «объект-субъект» $МН_{oi}$, в каждую клетку которой помещается сумма рангов, расположенных в соответствующих клетках матриц $МН_{1i}$ и $МН_{2i}$. Далее, считаются важными лишь элементы матрицы $МН_{oi}$, составляющие первые ядра $Я_i$ из нулевых элементов. При этом выбрана самая простая операция суммирования, позволяющая выявить нулевые элементы матрицы $МН_{oi}$ ($i=1, 2, 3, \dots$).

4. Поиск решения однокритериальной задачи о назначениях (ОЗН) на матрице $МН_{oi}$ с оптимизацией по критерию максимального числа нулевых элементов, т.е. наилучших назначений.

5. Дополнительный анализ ЛПР вариантов назначений одинакового ранга с применением ИСППР «Расцеховка», которая предупреждает о последствиях принимаемых решений в соответствии с рекомендациями в п. п. 2.4.

6. Понижение размерности решаемой МЗН-Р путем удаления вершин ядра $Я_i$ (сделанных назначений) и редуцирование матриц $МН_{1i}$ и $МН_{2i}$ посредством перерасчета рангов в каждой из исходных матриц. Иными словами, присвоение в каждой отдельной строке нулевого значения оставшимся высшим рангам.

7. Циклическое повторение действий 4-6 до исчерпания исходной $(n \times n)$ -матрицы МС через итерации понижения размерности путем удаления ядер $Я_i$ ($i=1, 2, 3, \dots$) до полного решения МЗН-Р. При этом используется доказанная в [3] теорема о существовании наилучшего элемента ранговой мат-

рицы на каждом цикле итерирования, т.е. о сходимости процесса итераций при условии транзитивности упорядочения векторов соответствия.

2.5.4. Стратегия решения МЗН-Р типа D

Для задачи типа D характерно большое число критериев и большое количество субъектов (объектов), из-за чего МЗН-Р становится необозримой для технолога без использования ИСППР «Расцеховка». Рекомендуется на основе использования предложенной методики (см. п. 2) следующая стратегия решения МЗН-Р типа D.

1. Формальный анализ исходных данных (см. п. п. 2.2).

2. Формирование области допустимых решений МЗН-Р на базе использования ИСППР «Расцеховка» с поиском удовлетворительного для технолога типа решения задач. Средства ускоренного поиска решений с помощью ИСППР на основе формального индекса соответствия R_{ij}^k (1) позволяют без особых усилий решить МЗН-Р, если эти средства работают при условии практической равноценности критериев и шкал.

При большом проценте идеальных назначений в задачах типа D рационально применить редуцирование исходной матрицы сходства МС посредством удаления из нее строк и столбцов с идеальными назначениями.

3. Выбор дальнейшей стратегии решения МЗН-Р в зависимости от размерности редуцированной матрицы МС, используя стратегии, предложенные для задач типов А, В, С в п. п. 2.5.1 – 2.5.3.

Предлагаемая стратегия не гарантирует достижения оптимального по ценности для ЛПР решения. Но окончательное решение МЗН-Р выбирается из ОДР, сформированной технологом на основе его предпочтений, и содержит максимально возможное для выбранной ОДР количество идеальных назначений. Следовательно, рекомендуемая стратегия обеспечивает приемлемое решение поставленной МЗН-Р типа D.

3. Общий итеративный алгоритм решения МЗН-Р

На основе разработанной в п. 2 общей методики синтезирован общий итеративный алгоритм решения МЗН-Р под названием AR, блок-схема которого приведена на рис. 1. Входную информацию AR составляют исходные данные в форме матриц (таблиц) оценок по N критериям на q порядковых шкалах для n заказов (субъектов) и p технологических маршрутов (объектов). Предполагается обязательное наличие действующей ИСППР «Расцеховка»

как прототипа интеллектуальной информационной технологии, обеспечивающей диалог с ЛПР (технологом) и генерацию альтернатив принимаемых решений.

Выходная информация AR представляет собой окончательное решение МЗН-Р в виде матрицы назначений MS, которая содержит максимально возможное число S лучших пар «субъект-объект» согласно критерия «свертки» Ларичева. Эти пары отвечают лучшим назначениям в смысле соответствия «заказ-расцеховка». Критерий «свертки» требует найти минимальную сумму рангов назначений как их формальных индексов многокритериальных соответствий [2] с учетом предпочтений технолога.

Итеративный характер и действия общего алгоритма AR базируются на 2-м – 5-м этапах общей методики решения МЗН-Р, изложенной в п. 2. Сущность AR заключается в поэтапном нахождении предпочтительного для ЛПР-технолога окончательного оптимального решения МЗН-Р относительно критерия «свертки», опираясь на ИСППР «Расцеховка».

В диалоге ЛПР с ИСППР выясняются основные характеристики решаемой МЗН-Р, касающиеся ее уникальности или повторяемости, размерности (т. е. тип А, В, С, D), а также стратегии поиска решения. Итеративные действия AR обусловлены неизбежностью уменьшения размерности n задачи и редуцированием исходных матриц: МКС (матрица критериального соответствия), МС (матрица сходства) и МФИС (матрица формальных индексов соответствия) за счет поэтапного удаления ядер из графа сходства по требованию $T_j, (j = \overline{1, n})$ и графа сходства $V_i, (i = \overline{1, n})$, (см. п. п. 2.2).

На рис. 1 представлена блок-схема общего итеративного алгоритма AR решения МЗН-Р, содержащая 27 основных блоков, которые обеспечивают реализацию описанных 2-5 этапов общей методики решения многокритериальной задачи «Расцеховка».

После ввода исходных данных (блок 1) алгоритм реализует 2-й, 3-й и 4-й этапы общей методики решения задачи (блоки 2, 3, 4), обеспечивая возможность формирования идеального решения МЗН-Р и выработки стратегии дальнейшего ее решения. Блоки 5, 6, 7 и 8 выполняют условные переходы к алгоритмическим действиям решения повторяющихся и уникальных МЗН-Р различных типов А, В, С, D с учетом предпочтения ЛПР и результатов его диалога с ИСППР «Расцеховка» (блок 9).

Решение МЗН-Р типа А обеспечивается действиями блоков 1, 2, 5, 9, 10, 26. К результату решения МЗН-Р типа В приводят алгоритмические действия

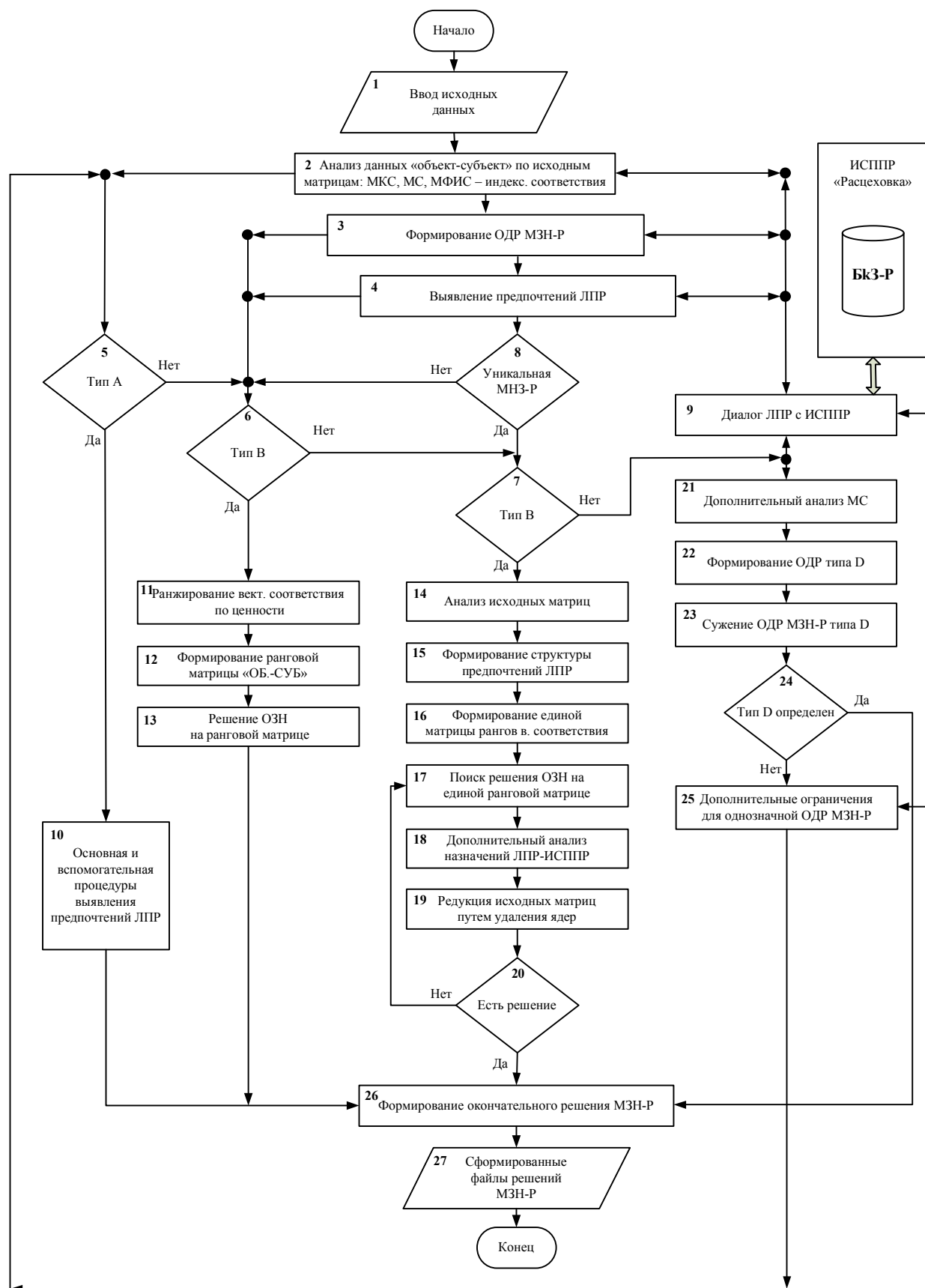


Рис. 1. Блок-схема общего итеративного алгоритма AR решения МЗН-Р

блоков 1-6, 8, 9, 11, 12, 13, 26 согласно стратегии в п. п. 2.5.2. Решение МЗН-Р типа С реализуется с помощью блоков 1-9, 14-20, 26 согласно стратегии описанной в п. п. 2.5.3. Наконец, решение МЗН-Р типа D обеспечивается действием блоков 1-9, 21-26 согласно стратегии описанной в п. п. 2.5.4. Задача типа D при многих критериях и большой размерности n становится малообозримой для ЛПР и требует дополнительного анализа данных с целью сужения ОДР, что реализуется блоками 21-23. При достаточно успешном сужении ОДР данного типа блок 24 определяет тип D, а блок 26 формирует матрицу назначений MS как окончательного решения МЗН-Р. В противном случае с помощью блока 25 и рекомендаций ИСППР «Расцеховка» в диалоге с ЛПР принимаются дополнительные ограничения для получения однозначной ОДР МЗН-Р определенного типа A, B, C. Поэтому дальнейший поиск решения МЗН-Р обеспечивается выбором путей через блоки 5, 6, 7.

Отметим, что предпочтения ЛПР и БкЗ-Р в используемой ИСППР «Расцеховка» служат основой для ранжирования критериального соответствия возможностей различных $(C_j - O_i)$ различным требованиям $(O_i - C_j)$ по ценности назначений для технолога. Ценность решения МЗН-Р для технолога – это функция $\Phi\{C_j - O_i\}$ совокупности назначений, формирующих искомое решение МЗН-Р.

Заключение

Впервые поставлена и решена средствами инженерии квантов знаний многокритериальная задача принятия знаниеориентированных решений при разработке межцеховых технологических маршрутов («расцеховка») как многокритериальная задача о назначениях при расцеховке (МЗН-Р). Отличительная особенность МЗН-Р состоит в том, что ее решение не выполнимо в производственных условиях без помощи ИСППР «Расцеховка», выступающей в роли помощника технолога как ЛПР. В диалоге с ИСППР «Расцеховка», опираясь на технологическую базу квантов знаний (БкЗ), ЛПР формирует область допустимых решений МЗН-Р и правила принятия решений с наилучшим критериальным соответствием «заказ-исполнитель» по своему предпочтению, а также выступает посредником тогда, когда без его вмешательства решение задачи заходит в тупик. При этом учитывается влияние объективных и субъективных факторов на процедуры

поиска решения. Объективными являются процедуры формирования матриц МКС, MS, МФИС-свертка по Ларичеву, МН – ранговая матрица назначений и выбора из ОДР такого решения, для которого сумма рангов наилучших назначений минимальна. Это равносильно выбору из ОДР решения с максимально возможным числом наилучших назначений с точки зрения ЛПР. Используемые средства инженерии квантов знаний при разработке ИСППР «Расцеховка» обеспечивают индуктивное построение и пополнение БкЗ требуемого качества как системы имплицативных и (или) функциональных закономерностей для дедуктивного вывода идентификационных и прогнозных многокритериальных решений при расцеховке.

Практические результаты подтверждают, что многокритериальная постановка задачи принятия решений при расцеховке более адекватна реальным производственным ситуациям. Взаимодействие ЛПР (технолога) с ИСППР-«Расцеховка» позволяет решать МЗН-Р в реальном масштабе времени.

Литература

1. Вагнер Г. Основы исследования операций: в 3-х т. / Г. Вагнер. – Т. 1. – М.: Мир, 1973. – 335 с.
2. Ларичев О.И. Теория и методы принятия решений: учебник, изд. третье, перераб. и доп. / О.И. Ларичев. – М.: Университетская книга, Логос, 2006. – 392 с.
3. Кожукаров А.Н. Многокритериальная задача о назначениях / А.Н. Кожукаров, О.И. Ларичев // Автоматика и телемеханика. – 1977. – № 7. – С. 71-88.
4. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления / И.Б. Сироджа. – К.: Наук. думка, 2002. – 428 с.
5. Ларичев О.И. Человеко-машинные методы решения многокритериальной задачи о назначениях / О.И. Ларичев, М.Ю. Стернин // Автоматика и телемеханика. – 1998. – №7. – С. 71-88.
6. Сироджа И.Б. Автоматизация принятия решений при разработке межцеховых технологических маршрутов на приборостроительных предприятиях / И.Б. Сироджа, Г.А. Фролова // Бионика интеллекта. – 2006. – № 1. – С. 56-58.
7. Ларичев О.И. Качественные методы принятия решений / О.И. Ларичев, Е.М. Мошкович. – М.: Наука, Физмат лит, 1996. – 2008 с.
8. Кини Р.Л. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения / Р.Л. Кини, Х. Райфа. – М.: Радио и связь, 1981. – 480 с.

Поступила в редакцию 5.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. економіко-математического моделювання В.М. Вартанян, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

**БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНЕ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ПРИ РОЗРОБЦІ
МІЖЦЕХОВИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ МАРШРУТІВ ЗАСОБАМИ ІНЖЕНЕРІЇ КВАНТІВ ЗНАНЬ.
ЧАСТИНА І. ПОСТАНОВКА І МЕТОД ВИРІШЕННЯ БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОЇ ЗАДАЧІ
ПРО ПРИЗНАЧЕННЯ «РОЗЦЕХОВКА»**

І.Б. Сіроджа, Г.О. Фролова

Сформульована та вирішена задача прийняття рішень при розробці міжцехових технологічних маршрутів («розцеховка») засобами інженерії квантів знань як багатокритеріальна задача про призначення. Задача полягає в побудові вирішального правила розподілів n можливостей (об'єктів) серед n вимог (суб'єктів), якщо об'єкти та суб'єкти мають оцінки по N якісним критеріям з порядковим шкалами, а відповідальним за рішення є технолог. Узагальненим критерієм рішення задачі є максимально можлива кількість найкращих призначень, тобто найбільш близьким за своїми векторними характеристиками пар «можливість - вимога» з урахуванням переваг технолога і заздалегідь створеної бази виробничо-технологічних знань.

Ключові слова: багатокритеріальні задача розцеховки, інженерія квантів знань, технологічна підготовка виробництва (ТПВ), інтелектуальна система підтримки прийняття рішень (ІСППР).

**MULTIPLE-CRITERIA DECISION MAKING AT THE DEVELOPMENT OF INTERPLANT
TECHNOLOGICAL ROUTES ON THE BASIS OF KNOWLEDGE QUANTES ENGINEERING
PART I. THE SOLUTION AND METHOD FOR A MULTICRITERION
ASSIGNMENT PROBLEM «RASTSEHOVKA»**

I.B. Sirodza, G.O. Frolova

The problem of decision-making at the development of interplant technological routes («rastsehovka») on the basis of knowledge quanta engineering as a multicriterion assignment problem is formulated and solved. The problem is that to construct a decision rule distributions of n resource (objects) among the n demands (subjects), if the objects and subjects are the estimates for N qualitative criteria with ordinal scale, and is responsible for decision technologies. The generalized criterion for the solution of the problem is the maximum possible number of the best appointments, that is most similar in characteristics to the vector of pairs «resource - demands» in the light of pre-homage technologist, pre-established base of production - technological knowledge.

Key words: multicriterion problem of routing, knowledge quantes engineering, technological productions, Intelligent Decision Support System (IDSS).

Сіроджа Ігорь Борисович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри інженерії програмного забезпечення Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Фролова Галина Александровна – аспірант кафедри інженерії програмного забезпечення Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: Frolova.Galka@gmail.com.

ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ

Параметры страницы:

Размер бумаги - А4 (210х297 мм); Отступ сверху и снизу листа - 25 мм, справа и слева – 22,5 мм.

Структура статьи.

УДК (UDC); И.О.Ф. автора(ов). Организация, страна. Заголовок статьи. Аннотация на языке оригинала (например, на русском языке). Ключевые слова. Текст статьи. Литература. Информация о поступлении статьи в редакцию и рецензенте. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на украинском языке. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на английском языке. Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail и контактный телефон каждого автора (ов).

УДК

УДК XXX.XXXX

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

И.О.Ф. Автора

Без абзаца. Прописные, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Организация, Страна

Без абзаца. Строчные, курсив, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

ЗАГЛОВОК СТАТЬИ

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Аннотация

Без абзаца. На языке оригинала статьи (например, на русском языке). Слово «Аннотация» не пишется. Аннотация должна быть не менее 500 знаков и не должна превышать 14 строк, шрифт - 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, курсив, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Ключевые слова

Без абзаца. Абзац начинается с надписи **Ключевые слова:** (*Ключові слова:*, *Key words:*) (курсив, жирный, 10pt Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на языке оригинала статьи. (курсив, 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.).
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Текст статьи.

Согласно постановлению ВАК Украины от 15.01.2003 № 7-05/1 текст статьи должен иметь такую структуру: *постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными или практическими задачами; анализ последних исследований и публикаций, на которые опирается автор; формулирование цели статьи (постановка задачи); изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов; выводы из данного исследования и перспективы дальнейших разведок в данном направлении.*

Оформляется в две колонки по 8 см, интервал между колонками текста - 5 мм, шрифт - Times New Roman, размер шрифта 10 пунктов, интервал шрифта – обычный (без растяжения или уплотнения), межстрочный интервал - 1.1, выравнивание текста - по ширине, автоматическая расстановка переносов слов.

Абзацы должны начинаться с красной строки (отступ 7,5 мм).

Дополнительная информация

После текста статьи приводится информация, расположенная в одну колонку. Дополнительная информация отделяется от последней строчки текста статьи 1-й строкой, 1 межстрочный интервал. Указывается информация о поступлении статьи в редакцию (курсив, выравнивание по правому краю, 1 межстрочный интервал текста) в виде – *Поступила в редакцию 00.00.2008*
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Далее приводится информация о рецензенте.

Без абзаца, строчный шрифт, 10pt Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал. Начинается текст со слова **Рецензент:** (шрифт полужирный) с указанием научной степени, научного звания, должности, Ф.И.О., организации и города расположения организации.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Далее приводятся 2 информационных блока на русском, украинском или английском языках (исключается основной язык статьи) в следующем порядке:

Блок на первом языке, (пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал), **Блок на втором языке**

Каждый блок имеет следующий формат:

ЗАГЛОВОК СТАТЬИ на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, 10pt Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.

И.О.Ф. авторов на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, жирный, курсив, 10pt Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал), интервал перед и после строки – 3 пт.

Аннотация на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Слово «Аннотация» не пишется. Шрифт - 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал.

Ключевые слова на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Абзац начинается с надписи **Ключові слова:** (**Ключевые слова:** или **Key words:**) (курсив, жирный, 10pt Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на соответствующем языке (курсив, 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал).
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

За информационными блоками располагаются сведения про авторов.

Приводится информация о каждом авторе статьи. Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail, номер контактного телефона.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Амброжевич А.В.	28
Багмут И.А.	39
Бойчук И.П.	28
Власко В.Е.	5
До Куок Туан	33
Долженко И.Ю.	45
Долматов Д.А.	54
Дыбская И.Ю.	21
Карташев А.С.	28
Кислов О.В.	59
Колесник Р.В.	76
Коломийцев А.В.	45
Кравченко С.Г.	10
Куркин Д.А.	68
Ларьков С.Н.	45
Лукин В.В.	68
Мананков О.В.	17
Марченко А.П.	63

Михайленко Т.П.	50
Овчар Д.А.	17
Онопченко А.В.	17
Попов А.В.	76
Пылёв В.В.	63
Роевко А.А.	68
Семенишина Т.В.	21
Середа В.А.	28
Симонов В.Ф.	21
Сироджа И.Б.	83
Скрыпник Е.И.	76
Третьяк В.В.	17
Успенский В.Б.	39
Фирсов А.И.	5
Фирсов С.Н.	33
Фролова Г.А.	83
Халилов С.А.	10
Шпаковский В.В.	63