

ПРОБЛЕМАТИКА РАЗРАБОТКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ ЛЕТАЮЩИХ РОБОТОВ

*Д.т.н., профессор А.С.Кулик, к.т.н., доц. А.Г.Гордин,
к.т.н., доц. В.В.Нарожный, И.В.Бычкова, А.Н.Таран*

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», Украина*

Представлен широкий обзор исследований и публикаций по теме малогабаритных летающих роботов (МЛР). В докладе рассматривается ход исследовательских работ по МЛР. Изложены основные этапы и достижения при разработке авторской серии МЛР «Колибри». Приведено математическое описание для летательного аппарата (ЛА) класса «микро», математические модели отражают особенности специфического объекта управления, удобны для решения задач синтеза и анализа СУ. Результаты работы подтверждены летными испытаниями, основные результаты приведены в работе.

Введение

Работы по созданию беспилотных летательных аппаратов начались еще в годы Первой мировой войны. В 1930-е гг. появились первые дистанционно-пилотируемые воздушные мишени, в конце 1950-х - беспилотные разведчики. 1970-ми годами датируются научно-исследовательские разработки и в области боевых беспилотных самолетов с большой высотой и продолжительностью полета, предназначенных для длительного наблюдения и использования в составе разведывательных комплексов [1].

ЛА такого класса различаются по массе (от аппаратов весом в полкилограмма, сравнимых с авиамodelью, до 10-15-тонных гигантов), высоте и продолжительности полета. «беспилотники» класса «микро» или МЛР массой всего до 300-500 граммов. За «микро» идут беспилотные летательные аппараты класса «мини» массой до 150 кг. Они работают на высоте до 3-5 км, продолжительность полета составляет 3-5 часов. Следующий класс – «миди». Это более тяжелые многоцелевые аппараты массой от 200 до 1000 кг. Высота полета достигает 5-6 км, продолжительность - 10-20 часов. И, наконец, «макси» - аппараты массой от 1000 кг до 8-10 т. Их потолок - 20 км, продолжительность полета - более 24 часов. Существуют предпосылки появления машин класса «супермакси». Можно предположить, что их вес превысит 15 тонн. Такие "тяжеловозы" будут нести на борту огромное количество аппаратуры различного назначения и смогут выполнять самый широкий круг задач [2].

Проектирование и производство МЛР является одним из наиболее перспективных направлений развития современной беспилотной авиации. Широкий диапазон применения в сочетании с относительно невысокой себестоимостью изделий такого типа также делает их разработку достаточно привлекательной в коммерческом плане. Нетрадиционность задачи проектирования МЛР требует от ее исполнителей нестандартных подходов.

Разработки в области микробеспилотной авиации ведутся во многих странах мира, в том числе и в нашей стране [3]. Развитие функциональных возможностей и технологий значительно ускорило развитие микробеспилотной авиации, применение которой исключает риск гибели пилотов. Одним из направлений микробеспилотной авиации являются аппараты типа МЛР, имеющие широкий спектр применения, как в народном хозяйстве, так и в комплексе вооруженных сил.

МЛР выделяются среди остальных беспилотных ЛА жесткими требованиями к массогабаритным характеристикам. Так, к примеру, программой развития беспилотной

авиации в США на последующие 15 лет предусмотрена разработка и введение в эксплуатацию МЛР, имеющих следующие технические характеристики (требования DARPA – Управления перспективных исследований МО США): длина 6-20 см, взлетная масса 10-100 г, масса полезной нагрузки 1-18 г, время полета 20-60 мин, крейсерская скорость 30-65 км/ч, дальность полета 1-10 км. Предполагается, что МЛР будут решать различные задачи, в том числе и гражданского характера (разведка местности, контроль загрязненности окружающей среды, ретрансляции сигналов радиосвязи и т.д.) [4].

Система автоматического управления (САУ) составляет около 10 % от массы МЛР, что накладывает серьезные технические ограничения на ее разработку.

Для повышения качества и надежности МЛР необходимо проводить множество испытаний для определения их аэродинамических и тяговых характеристик. А для малоразмерных ЛА они могут значительно отличаться от образца к образцу или в процессе эксплуатации, что не позволяет слепо переложить уже существующие разработки систем управления (СУ) более размерных ЛА на МЛР.

Изменение характеристик МЛР в процессе эксплуатации или их отклонение в результате испытаний называют параметрическими возмущениями. Определить их влияние на управляемость МЛР можно путем летных испытаний или путем машинного моделирования на ПЭВМ. Последнее более универсально, т.к. позволяет проверить поведение МЛР на критических и закритических параметрах полета.

В последние годы при разработке СУ объектами различного типа и уровня сложности все больше внимания уделяется микроконтроллерной технике. Это связано с ее бурным развитием и широким ассортиментом предлагаемой продукции. Использование микроконтроллеров позволяет конструировать устройства, обладающие такими качествами, как: небольшие габариты, относительная дешевизна, простота и надежность, совместимость с персональным компьютером через стандартные интерфейсы.

Для обеспечения безопасного функционирования СУ используют большой арсенал накопленных в теории и на практике способов, методов, приемов упреждения аварийных ситуаций. При постоянном увеличении надежности элементной базы систем и подсистем, входящих в состав летательных комплексов, возрастает объем и сложность бортового и наземного оборудования, что является одной из причин появления отказов ЛА. Это неизбежно приводит к поиску эффективных путей разработки живучих, надежных и отказоустойчивых СУ.

1. Обзор исследований и публикаций

Так сложилось, что интерес к беспилотной авиации достигает своего пика в связи с военными конфликтами. Так было после военного конфликта Израиль-Сирия, где хорошо себя показали израильские аппараты. Нынешний интерес напрямую связан с событиями в Югославии. Хотя такие аппараты там и сбивались, но техника показала себя очень хорошо. В немалой степени это связано с тем, что полеты таких машин крайне сложно зафиксировать радаром, так как они действуют на малых высотах, к тому же в конструкции аппаратов в основном используются пластические массы, а не металлы [5].

Существует убеждение [5,6,7], что наибольшую эффективность в городских условиях и на сложной местности могут приобрести микро размерные беспилотные ЛА или МЛР. Помимо наблюдения обстановки, их планируется применить для обеспечения целеуказаний, ведение химической и бактериологической разведки, а также ретрансляции сигналов радиосвязи.

Так, фирмой «AeroVironment» (США) разработан полуавтономный МЛР (рис.1) со следующими характеристиками: размах крыла – 15 см; вес – 42 г; дальность действия – 3 км и

скорость – 50-60 км/ч (Рис. 3.). Принцип управления – операторный. Стоимость контракта \$10 млн.



Рис.1. МЛР «Black Widow» фирмы «AeroVironment»

Фирмой «Sanders» (подразделение фирмы «Lockheed», США) разработан автономный МЛР с размахом крыльев 15 см и весом 85 г. Радиус действия - 5 км. Предполагаемая стоимость одного МЛР «Пчела» \$3-5 тыс. Полуавтономный МЛР с операторным управлением полетом и цифровым каналом связи (Рис. 2).



Рис.2. МЛР «Пчела»

В 2003 году в Израиле были построены несколько МЛР «Moscito» (Рис. 3) с массой 205 грамм и продолжительностью полета до одного часа. Эти МЛР оборудованы видеокамерой.



Рис. 3. МЛР «Moscito – 2»

На первой международной конференции по вопросам МЛР, проходившей в июле 2004 г. в городе Браншвейг, Германия, организованной Немецким институтом авиации (Deutsche Gesellschaft für Ortung und Navigation) был презентован разработанный в Техническом университете Брауншвейга (Technische Universität Braunschweig, Germany), Германия европейский МЛР «Carollo P 50» (Рис. 4). Размах крыла 50 см. и массой 500г., особенностью этого летательного аппарата является наличие полноценной системы автоматического управления, позволяющей выполнять задания в автономном режиме.

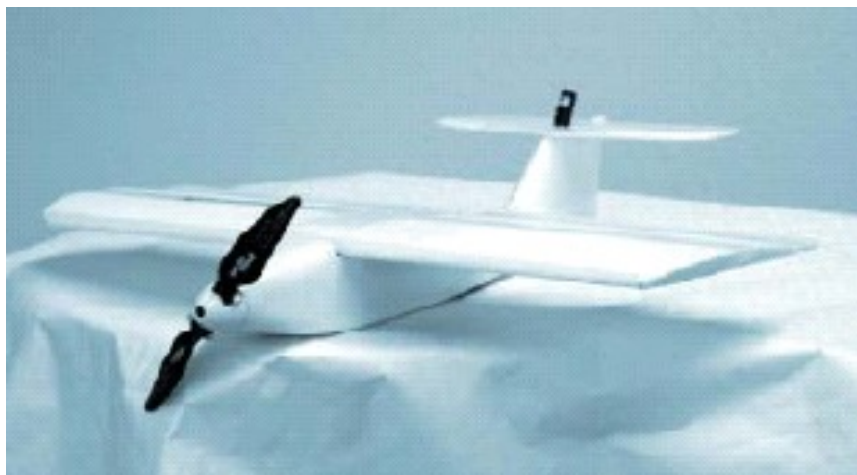


Рис. 4. МЛР «Carollo P 50»

Специалисты американского консорциума «Локхид-Мартин» работают над МЛР «Микростар». Примерные параметры: длина – 16 см, взлетная масса 100 граммов, масса полезной нагрузки 15 граммов, высота полета 45 – 60 м, скорость до 70 км/ч, продолжительность около 20 минут, радиус действия до 7 км. Примерная стоимость 5 – 10 тыс. долларов [5]. В соответствии с бюджетом на 2001 финансовый год министерство обороны израсходовало 296,2 млн. долларов на разработку и закупку МЛР и 253,4 млн. долларов на программу воздушных мишеней [6]. Военное производство ФРГ уделяет большое внимание оснащению своих вооруженных сил (ВС) современными видами военной техники. Одно из центральных мест в этом процессе отводится внедрению и применению в ВС Германии МЛР. Назначением МЛР будет: ретрансляция сигналов, разведка, наблюдение, постановка помех, поражение наземных целей, целеуказание [7]. Специалисты французской

компании «ДАССО» приступили к разработке боевого МЛР. Первый полет планируется осуществить в 2008 году. На эти работы французское правительство выделило около 350 млн. долларов [8]. Управление перспективных исследований министерства обороны США (DARPA) возобновило интерес к разработке небольших ЛА. Был создан МЛР «Уосп» (WASP) с литиевой батареей. В настоящее время специалисты продолжают работы по созданию автопилотов и других систем, которые сделают возможным использование такого аппарата неквалифицированным оператором [9].

Из представленных на пресс-конференции МЛР (а всего их было показано четыре: Birdy, Spy There, Mosquito и Mosquito 1,5), наименьшей массой обладает Mosquito - всего 250 г. Размах крыльев Mosquito и Mosquito 1,5 (масса . 500 г) при этом составляет всего 33 см. Управление разведчиком Birdy (масса . 1,3 кг, ресурс автономной работы 40 минут) производится с портативного ПК оператора, находящегося в радиусе до 5 км. Spy There, обладающий слегка большими размерами, управляется (удаленно, разумеется) экипажем из двух операторов на дистанциях до 10 км. У каждого из роботов своя специализация: Birdy можно использовать для (почти) незаметной разведки в населенных пунктах, где полно не всегда дружелюбных глаз и ушей, Mosquito и Mosquito 1,5 предназначены для разведки зданий, где находятся недруги. Их малые размеры позволяют им залетать в окна и маневрировать внутри зданий, передавая изображения на командный пункт. Но, несмотря на внешнюю работоспособность, такие параметры роботов-разведчиков, как незаметность (уровень шума), маневренность, степень живучести и устойчивость к внешним воздействиям, остались за кадром.

Таким образом, проектирование и производство МЛР является одним из наиболее актуальных направлений развития современной беспилотной авиации. Широкий диапазон применения в сочетании с относительно невысокой себестоимостью летательных аппаратов такого типа обеспечивает интенсивное расширение этого сектора на международном авиационном рынке изделий и услуг.

2. Области использования МЛР

МЛР могут быть использованы для решения следующих задач:

- обнаружение малоразмерных объектов: воздушных, надводных, наземных;
- управление воздушным движением: в труднодоступных районах, при стихийных бедствиях и авариях, на временных воздушных трассах в авиации народного хозяйства;
- контроль морского судоходства: поиск и обнаружение судов, предупреждение аварийных ситуаций в портах, контроль морских границ, контроль правил рыболовства;
- развитие региональных и межрегиональных телекоммуникационных сетей: системы связи, в том числе мобильные, телерадиовещание, ретрансляция, навигационные системы;
- аэрофотосъемка и контроль земной поверхности: аэрофотосъемка (картография), инспекция соблюдения договорных обязательств, (режим «открытого неба»), контроль гидро-, метеообстановки, контроль активно излучающих объектов;
- контроль экологической обстановки: радиационный контроль, газохимический контроль, контроль состояния газо- и нефтепроводов, опрос сейсмических датчиков;
- обеспечение сельскохозяйственных работ и геологоразведки: определение характеристик почвы, разведка полезных ископаемых, подповерхностное (до 100 м) зондирование Земли;
- океанология: разведка ледовой обстановки, слежение за волнением моря, поиск косяков рыбы.

При учете времени и затрат на подготовку летного состава преимущество беспилотных самолетов над пилотируемыми становится более очевидным. Кроме того, малые беспилотные аппараты имеют малую эффективную отражающую поверхность, обладают низким уровнем шумов и инфракрасного излучения и весьма незначительными по своим размерам уязвимыми местами. Все это, вместе взятое, затрудняет поиск и обнаружение МЛР в воздухе и их поражение с помощью средств противовоздушной обороны. Следует также отметить, что МЛР необязательно должны быть высоконадежными объектами, т.е. могут погибнуть при выполнении или невыполнении поставленной задачи, а решение поставленной задачи может быть реализовано за счет массовости таких объектов.

В последнее десятилетие интенсивно развивается беспилотная авиация, перед которой ставится целый ряд новых функций, качественно отличных от функций, возлагавшихся на прежние ЛА. К числу новых задач, решением которых занимаются ведущие разработчики США, Германии, Израиля относятся [10]:

- поражение наземных целей в зонах с сильной ПВО, где потери пилотируемых самолетов недопустимо велики;
- ведение воздушных боев и поражение воздушных целей;
- разведка и наблюдение за полем боя;
- корректировка артиллерийского огня;
- ретрансляция в линиях связи;
- ведение радиоэлектронной борьбы;
- ведения разведывательных полетов общего характера в горах/над водой; разведки и обнаружения на территории противника малоразмерных целей; определения дислокации войсковых соединений и оказание помощи командирам в руководстве боевыми действиями; выполнения полетов над позициями своих войск для получения информации об их дислокации (в труднодоступных районах);
- ведение радиоэлектронной борьбы (электронная разведка; радиотехническая разведка; разведка средств связи; радиоэлектронное противодействие; подавление радиоэлектронных средств);
- определение местоположения цели (лазерное целеуказание);
- поражение РЛС противника;
- обеспечение радиорелейной связи;
- воздушная мишень (учебные операции);
- охрана важных объектов;
- обнаружение, картографирование очагов пожаров;
- патрулирование газопроводов;
- изучение ледовой обстановки;
- метеоисследования;
- обработка химикатами;
- экспериментальные и др.

Как уже было сказано ранее, МЛР могут выполнять большее количество задач из перечисленных. Преимущества МЛР: во-первых, они в среднем на порядок дешевле пилотируемых самолетов, которые нужно оснащать системами жизнеобеспечения, защиты,

кондиционирования. Отсутствие экипажа на борту существенно снижает затраты на выполнение того или иного задания. Во-вторых, они мобильны (их легко хранить, транспортировать и использовать, не нужны аэродромы с покрытием). В-третьих, они многофункциональные (модульная структура позволяет легко заменять поврежденные элементы МЛР) и просты в эксплуатации (работа с комплексом требует минимальных знаний и умений).

Основной критерий выбора типа ЛА - стоимость. Благодаря стремительному развитию вычислительной техники существенно подешевели комплектующие - бортовые компьютеры МЛР. С внедрением современной цифровой техники их "мозг" стал не только дешевле, но и многофункциональнее, компактнее и легче. Это означает, что аппаратуры на борт можно взять больше, а ведь именно от нее зависят функциональные возможности беспилотных самолетов. Одним из перспективных направлений гражданского применения МЛР являются цели точного земледелия. Наряду с классическими методами получения информации о состоянии почвы или посевов, в точном земледелии значительный вес имеют методы дистанционного сбора данных. Основным способом получения информации является анализ результатов фотографирования местности. Для аэрофотосъемки используют спутники, различные пилотируемые и беспилотные самолеты и вертолеты. Стоимость спутниковой и авиационной аэрофотосъемки составляет порядка \$50 за 1км², при этом минимальная площадь для заказа может быть ограничена сотнями километров. Использование средних и даже мини беспилотных ЛА тоже не всегда оправдано, так как подобные комплексы весьма дорогостоящи (прим. стоимость комплекса мини беспилотных ЛА «ALLADIN», производства EMT, Германия составляет порядка \$100 тыс.) и сложны в обслуживании [11].

Очевидно, что эти виды получения информации доступны только для крупных фермерских хозяйств или фирм, специализирующихся на сборе подобной информации. При этом использование таких способов получения информации не всегда оправдано, так как их стоимость весьма высока, а качество результата не всегда соответствует ожиданиям и реальным потребностям. В результате формируется сегмент рынка, в котором присутствует спрос на оборудование и услуги по аэрофотосъемке, и в то же время все, что предлагается потребителю либо слишком дорого, либо не полностью соответствует его потребностям. Одним из вариантов выхода из сложившейся ситуации может стать внедрение в сельское хозяйство МЛР.

МЛР, оборудованный системой навигации на базе GPS (глобальная спутниковая система позиционирования) и миниатюрной видеокамерой, способен быстро и качественно получать видео или фотоизображение заданного участка. А использование гибких алгоритмов при программировании полета позволит оператору корректировать программу в процессе полета и направлять МЛР в интересующую его область, для получения более детального изображения. Также следует отметить то, что МЛР создается как полностью автономный ЛА, требующий от оператора минимальных навыков.

3. Особенности разработки СУ МЛР

Анализируя мнения специалистов и экспертов по вопросам МЛР можно сделать вывод, что наибольшие трудности возникают при разработке СУ [1,2,3,4,5,6]. Это связано с тем, что МЛР должен выполнять задачи в условиях автономного полета, а значит иметь полную функционально замкнутую СУ. Кроме того, крайне малые размеры и масса МЛР приведут к увеличению количества и диапазона внешних воздействий на данные объекты по сравнению с существующими летательными аппаратами, и, следовательно, ужесточит требования к элементной базе СУ. В связи с этим СУ могут решать следующие задачи:

- стабилизация параметров движения объекта инвариантно к внешним помехам различной природы; анализ внешних данных бортовыми средствами и определение приоритетной цели в зависимости от поставленной перед МЛР задачи;

- расчет оптимальной траектории движения с целью уменьшения времени движения и расхода ресурсов МЛР;
- контроль правильности удержания траектории; обеспечение отказоустойчивости объекта управления или компенсации изменений его характеристик бортовыми средствами;
- выполнение вычислительных операций большого объема в реальном масштабе времени для реализации алгоритмов управления МЛР.

Необходимость выполнения сложных алгоритмов управления и навигации, а также идентификации и селекции, целей для автономного полета БВ должен иметь высокое быстродействие и большой объем памяти, а вследствие жестких требований, предъявляемых к массогабаритным характеристикам и энергопотреблению, необходимо использовать БВ в бескорпусном исполнении с минимумом памяти. Но, наибольшую проблему в СУ МЛР составляет измерительная подсистема и подсистема сервоприводов, поскольку возможности БВ в последнее десятилетие значительно возросли. Это касается как массогабаритных и энергетических характеристик, так и вычислительных возможностей БВ.

Основными задачами, решаемыми СУ, являются управление движением центра масс (три канала управления) и угловыми движениями ЛА относительно центра масс (три канала управления). Если не нужно точно выдерживать движение летательного аппарата по заданной траектории, то управляют только его угловыми движениями. Управление угловыми движениями обеспечивает вполне определенное положение ЛА в пространстве по отношению к вектору скорости центра масс. Управление движением центра масс обеспечивает полет по наилучшей (оптимальной) траектории, например, по кратчайшему пути за кратчайшее время. Для ЛА, движущихся в пределах атмосферы, число каналов управления сокращается до четырех. Это объясняется наличием определенной связи между поступательными и вращательными движениями. Таким образом, управление полетом ЛА сводится к управлению параметрами его движения: угловыми координатами, угловыми скоростями и ускорениями, линейными координатами (дальностью, высотой, боковым перемещением) и т. д.

Система автоматического управления угловыми движениями ЛА называется автопилотом или автоматом стабилизации. Ниже под автопилотом будем подразумевать систему более общего вида, которая может иметь устройства, обеспечивающие также управление движением центра масс на заданной траектории, так как управление движением центра масс происходит в основном через управление угловыми движениями (три канала управления: канал управления по тангажу, по крену и канал управления по рысканию). Существующие СУ подразделяют на автономные и неавтономные. Кроме того, в отдельную группу могут быть выделены комбинированные СУ. Особенностью автономных СУ является то, что сигналы управления движением вырабатываются аппаратурой, целиком расположенной на борту, причем эта аппаратура после запуска не получает никакой информации ни из пункта управления (например, точки старта), ни от цели. Автономные СУ действуют по заранее определенной программе. Эта заранее заданная программа не учитывает возможных перемещений цели, предполагается, что за время полета цель не меняет своего местоположения.

При использовании автономных систем существует два метода получения управляющих сигналов. Можно заранее перед стартом рассчитать, как должны изменяться во времени основные параметры движения ЛА (скорость, угол и т.д.), определяющие траекторию движения к цели. Полученные функции времени вводятся в специальные устройства СУ в качестве заданных величин или программ. После старта в процессе полета ЛА соответствующими устройствами непрерывно изменяются текущие (действительные) значения указанных параметров. СУ осуществляет сравнение расчетных значений параметров

с текущими значениями и при их неравенстве вырабатывает соответствующие сигналы управления. Если на ЛА установлена аппаратура, позволяющая вести непрерывное измерение её координат в пространстве, то автономное управление можно осуществить по-другому. Координаты, получаемые от аппаратуры, автоматически вводятся в бортовое вычислительное устройство, которое в соответствии с заранее заложеной программой вычисляет величину сигналов управления. Следовательно, заранее не задается определенная траектория, а каждый раз вычисляется в зависимости от текущих координат ракеты. При этом предполагается, что координаты цели предварительно заложены в вычислительное устройство. На работу таких СУ не оказывают влияния искусственно создаваемые помехи. Это основное их достоинство. Кроме того, эти системы можно применять для управления ЛА, имеющими большую дальность полета. Недостатками автономных СУ являются: невозможность изменения программы полета ракеты после старта; нерадиотехнические автономные системы иногда не удовлетворяют требованиям точности управления, относятся к гироскопическим системам.

4. Опытные образцы МЛР

В Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е.Жуковского «ХАИ» был спроектирован и построен целый класс опытных МЛР «Колибри». МЛР построен по гибридной схеме (летающее крыло с V-образным хвостовым оперением). Размах крыла МЛР «Колибри» составляет 320мм, удлинение 1,72, длина – 300мм. Вес МЛР «Колибри» в снаряженном состоянии составляет 102г. Полезная нагрузка – до 10г. Крейсерская скорость МЛР «Колибри» составляет 15м/с (54км/ч). Время полета 8 – 10мин. Выбор аэродинамической схемы производился из соображений максимально эффективного использования возможных площадей. Поэтому наиболее рациональным является построение МЛР по схеме летающее крыло с крылом малого удлинения. Недостатком данной схемы является ее статическая неустойчивость.

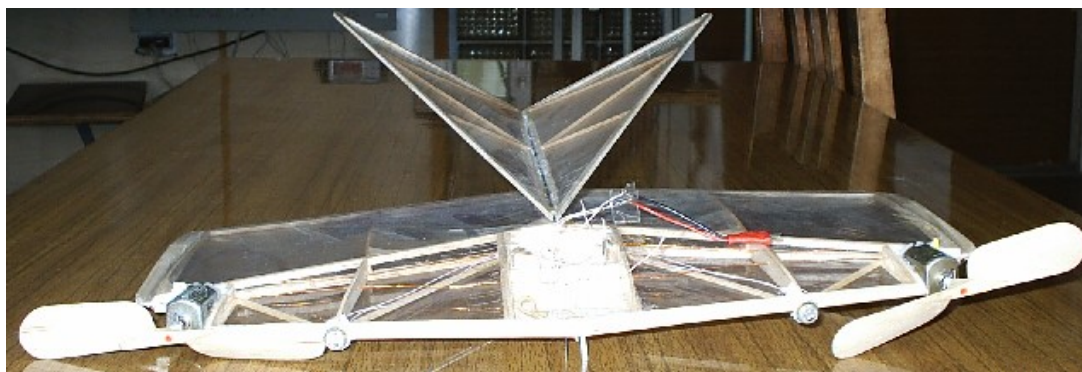


Рис. 5. МЛР «Колибри 1».

Для придания планеру статической устойчивости необходимо введение горизонтального оперения, что не допустимо на малогабаритных летательных аппаратах, вследствие его низкой эффективности. В качестве выхода из данной ситуации было решено ввести в конструкцию V-образного хвостового оперения большой площади (Рис. 6). Поскольку оно улучшает как поперечную, так и продольную устойчивость ЛА. Существенным плюсом этого вида хвостового оперения является его влияние на стабилизацию ЛА по крену, что особо важно при управлении МЛР несимметричным изменением тяги. Учитывая малую крейсерскую скорость полета МЛР, а также то, что ЛА такого типа летают на малых высотах, в возмущенных слоях атмосферы профиль крыла должен соответствовать полету при больших числах Re . В качестве несущего профиля на МЛР «Колибри» использован USA-35 с относительной вогнутостью 3% и толщиной 10%. Управление МЛР «Колибри» осуществляется путем несимметричного изменения тяги, что потребовало проектирования двухмоторного МЛР с симметрично разнесенными двигателями. На МЛР «Колибри»

установлены две винто-моторные группы CN12-B2C-B 6x5 фирмы «GWS», с электродвигателями CN12. Оси вращения тянущих винтов разнесены к консолям крыла. Существенным недостатком управления МЛР несимметричным изменением тяги является разнесение осей винтов, так как близко расположенные винты не создают достаточных управляющих моментов. Поэтому оси вращения винтов расположены под углом 10 градусов к продольной оси МЛР. Питание электродвигателей осуществляется от аккумуляторной батареи напряжением 6-7.2 В. Важным моментом при разработке МЛР является выбор аккумуляторов, поскольку вес аккумуляторов достаточной емкости (обеспечение полета в течение 10 – 15 минут) составляет от 25 до 40 процентов общей полетной массы МЛР. На МЛР «Колибри 1» установлена цифровая СУ. Для управления электродвигателями используется широтно-импульсная модуляция управляющего сигнала.

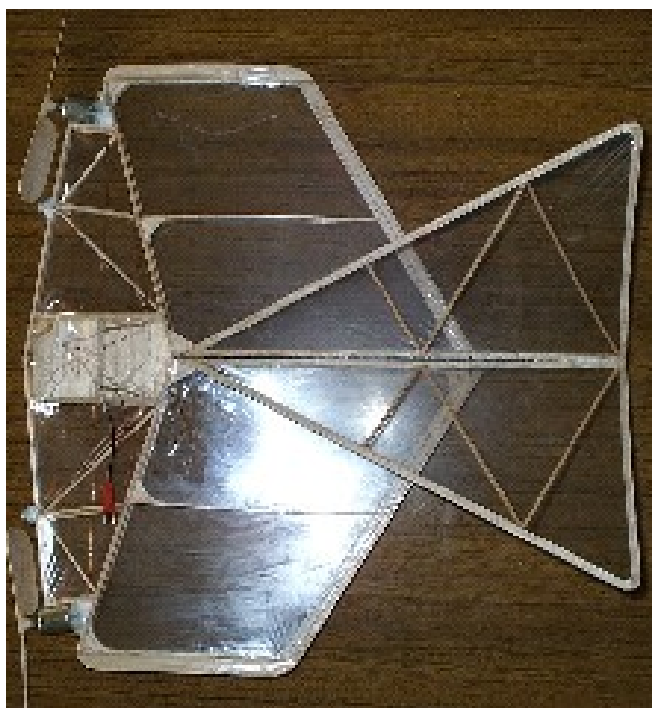


Рис. 6. МЛР «Колибри 1», вид сверху.

Следующим этапом исследований был выбор наиболее оптимальной аэродинамической схемы МЛР, которая учитывает замечания предыдущего планера. Такой планер был построен (рис.7, 8). Использование управления несимметричным изменением тяги позволяет значительно уменьшить массу МЛР, так как не требует использования дополнительных сервоприводов, но при этом возникает дополнительная задача – стабилизация ЛА по крену. А это, требует повышенной статической устойчивости планера. Летные испытания экспериментального образца показали перспективность применения управления несимметричным изменением тяги двигателей на МЛР. Однако, для полноценного решения задачи, требуется проведение дальнейшей оптимизации планера и СУ.

Параллельным направлением работы явилась разработка классической схемы управления с помощью рулевых поверхностей. Результатом стала разработка МЛР «Колибри-2» (рис. 9). Микроминиатюрный летающий робот «Колибри 2» – это МЛР, построенный по схеме тандем с тянущим винтом. Общий вид изделия представлен на рис. 10.



Рис.7. МЛР «Колибри М1»

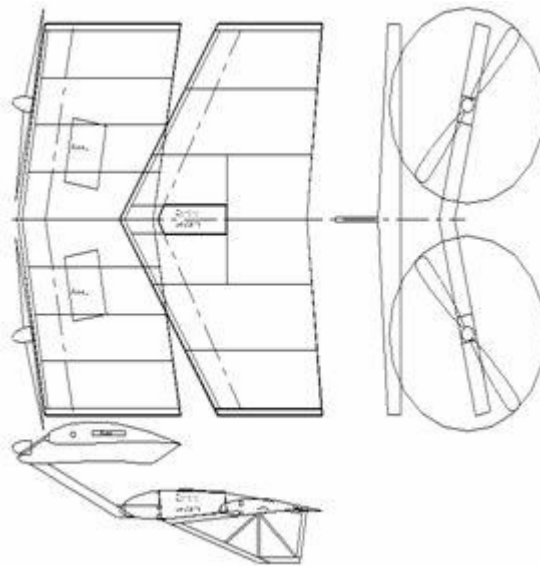


Рис.8. Общий вид МЛР «Колибри М1»

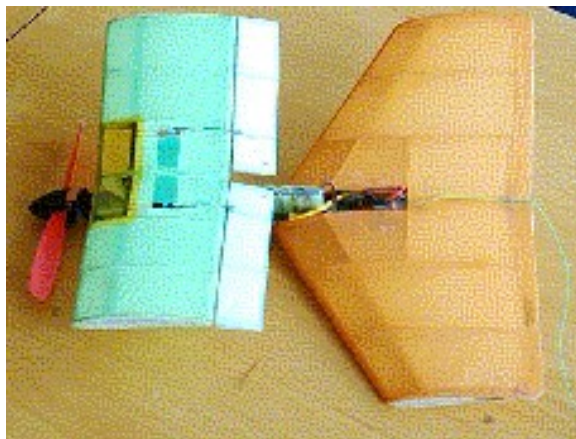


Рис.9. МЛР «Колибри - 2»

Таблица 1 Основные характеристики МЛР

| Показатель | Значение |
|---------------------------------------|----------------------|
| Длина аппарата | 0,300 м |
| Высота аппарата | 0,070 м |
| Размах крыльев | 0,300 м |
| Площадь крыльев | 0,900 м ² |
| Тип двигателя | ES-2 |
| Тяга двигателя | 2 Н |
| Максимальная стартовая масса | 0,100 кг |
| Максимальная масса полезной нагрузки | 0,030 кг |
| Максимальная дальность полета | 2 км |
| Максимальная продолжительность полета | 0,2 ч |
| Максимальная скорость полета | 40 км/ч |
| Крейсерская скорость полета | 30 км/ч |
| Минимальная скорость полета | 20 км/ч |

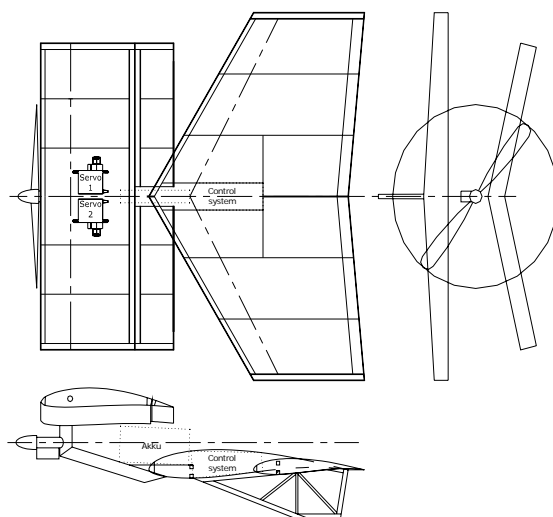


Рис. 10. Общий вид МЛР «Колibri 2»

На МЛР «Колibri - 2» установлена цифровая СУ. Для управления электродвигателями используется широтно-импульсная модуляция управляющего сигнала. Продолжением работ является МЛР «Колibri - 2М» (рис.11). Данная схема учитывает недостатки, выявленные при летных испытаниях МЛР «Колibri - 2».

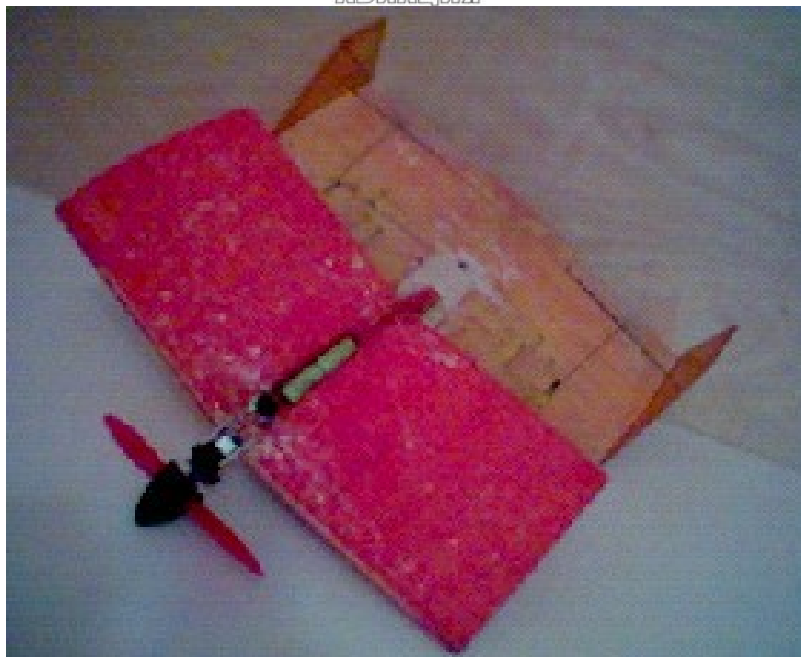


Рис. 11. МЛР «Колибри – 2М»

На МЛР «Колибри» установлена цифровая СУ. Для управления электродвигателями используется широтно-импульсная модуляция управляющего сигнала. Важным моментом при разработке МЛР является выбор аккумуляторов, поскольку вес аккумуляторов достаточной емкости (обеспечение полета в течение 5-15 минут) составляет от 25 до 60 процентов общей полетной массы МЛР.

Разработаны три варианта системы, отличающиеся количеством датчиков первичной информации:

- высотомер и фоточувствительный элемент;
- высотомер, датчик скорости и гироскопический датчик относительно продольной оси летательного аппарата;
- высотомер, два гироскопических датчика (относительно продольной и поперечной осей) и GPS-приемник.

Соответственно комплектации рассматриваются различные по своему характеру и сложности задачи. Все варианты системы поддерживают два режима работы: режим операторного управления и режим автономного полета. Для измерения текущих значений углов и угловых скоростей предлагается использовать пьезоэлектрические гироскопы. Пьезогироскоп для измерения вибрации функционально является датчиком угловой скорости. Чувствительный элемент датчика представляет собой биморфную структуру, в которой возбуждаются механические вибрации, впоследствии преобразующиеся в электрический сигнал. В качестве датчиков угловой скорости на МЛР «Колибри» установлены пьезогироскопы ENC-03J.

Еще одним важным параметром при управлении МЛР является высота полета. Для определения текущей высоты полета над поверхностью, а также детектирования препятствий предлагается использование ультразвуковых датчиков.

Принцип действия ультразвуковых датчиков расстояния заключается в том, что датчик излучает звуковые волны и детектирует эхо. В системе управления используется пара передатчик-приемник MA40B8R-MA40B8R производства фирмы MURATA. Для качественного управления вычислителю необходимы данные о скорости и высоте полета,

угловых скоростях, углах тангажа и крена, а также желательно иметь информацию о текущих координатах МЛР.

Таким образом, разработка МЛР сопряжена с решением целого ряда принципиально новых задач, прежде всего связанных с удовлетворением жестким требованиям технических характеристик. Особую актуальность вызывает разработка СУ, поскольку основным направлением, выбранным для разработки МЛР, является поиск технического компромисса между снижением его массо-габаритных характеристик и повышения функциональных возможностей, при ограничениях на себестоимость разработки производства и эксплуатации. Также необходимо учитывать жесткие ограничения на возможность сопротивления внешним факторам вызванным в особенности погодными условиями, что также выдвигает дополнительные требования к СУ.

5. Математические средства в задачах анализа и синтеза систем управления МЛР

В процессе решения задач синтеза СУ МЛР и анализа его динамики, а также динамики СУ в целом на любых режимах ее функционирования необходимо использовать модели МЛР как объекта управления и других звеньев системы.

На различных этапах решения задач синтеза и анализа используют различные виды математических моделей (модели различных уровней). В зависимости от сложности и целевого назначения можно выделить четыре уровня моделей.

I уровень. Исходные модели:

- нелинейные,
- для объекта в целом,
- с учетом упругих колебаний элементов конструкции,
- с учетом турбулентности атмосферы,
- с учетом динамики плоскостей рулей.

II уровень. Линеаризованные или нелинейные упрощенные модели:

- для объекта в целом,
- с использованием декомпозиции для отдельных видов движения.

III уровень. Линейные упрощенные модели для отдельных видов движения:

- объект – твердое тело,
- использование декомпозиции, линеаризации, редукции.

IV уровень. Машинные модели:

- аналитические (m-функции),
- структурные (Simulink).

В процессе формирования и использования математических моделей МЛР необходимо учитывать следующие факторы.

1. Исключительно малые габариты и массу объекта, а значит и малую жесткость конструкции, т.е. наличие упругих колебаний элементов конструкции, в том числе двигателей, создающих силу тяги, и плоскостей органов управления.

2. Весьма существенное влияние ветра (перемещений воздушных масс) на объект, что обуславливает необходимость учета турбулентности атмосферы в моделях.

3. Использование винтовых двигателей, создающих силу тяги, как активных органов управления состоянием объекта. Как правило, двигатели электрические.

4. Использование ограниченного набора органов управления, каждый из которых функционирует в различных каналах системы.

5. Наличие существенной статической устойчивости объекта управления.

6. Использование комбинированной СУ, включающей в свой состав элементы бескарданной инерциальной навигационной системы, формирующей информацию для систем навигации и стабилизации, и приемник спутниковой системы навигации. Для обработки информации используется микро-ЭВМ.

В соответствии с этим модель первого уровня можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{X}_c &= V \cos \vartheta_a \cos \psi_a; \quad \dot{Y}_c = V \sin \vartheta_a \cos \psi_a; \quad \dot{Z}_c = -V \sin \psi_a; \\ m(t) \dot{V} &= P(n) \cos \alpha \cos \beta + C_{Xa} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S - \\ &- \left\{ C_{Ya} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \frac{W_{BY}^a}{V} + \left\{ C_{Za} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \frac{W_{BZ}^a}{V} - \\ &- m(t) \frac{g_0 R_3^2}{(R_3 + Y_c)^2} \sin \vartheta_a \cos \psi_a + F_{BX} + \sum_{i=1}^m a'_{qi} q_j \cos \alpha \cos \beta - \sum_{i=1}^m a''_{qi} q_j \sin \alpha + \sum_{i=1}^m a'''_{qi} q_j \sin \beta \cos \alpha; \\ m(t) V \dot{\vartheta}_a \cos \psi_a \cos \gamma_a - m(t) V \dot{\psi}_a \sin \gamma_a &= P(n) \sin \alpha \cos \alpha + \left\{ C_{Xa} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \frac{W_{BY}^a}{V} + \\ &+ C_{Ya} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S - m(t) \left[\frac{g_0 R_3^2}{(R_3 + Y_c)^2} - \frac{V^2}{R_3 + Y_c} \right] (\cos \vartheta_a \cos \gamma_a + \sin \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a) + \\ &+ F_{BY} + \sum_{i=1}^m a'_{qi} q_j \sin \alpha \cos \beta + \sum_{i=1}^m a''_{qi} q_j \cos \alpha + \sum_{i=1}^m a'''_{qi} q_j \sin \alpha \sin \beta; \\ -m(t) V \dot{\psi}_a \cos \gamma_a - m(t) V \dot{\vartheta}_a \cos \psi_a \sin \gamma_a &= -P(n) \sin \beta - \left\{ C_{Xa} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \frac{W_{BZ}^a}{V} + \\ &+ C_{Za} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S - m(t) \left[\frac{g_0 R_3^2}{(R_3 + Y_c)^2} - \frac{V^2}{R_3 + Y_c} \right] (-\sin \gamma_a \cos \vartheta_a + \sin \vartheta_a \sin \psi_a \cos \gamma_a) + F_{BZ} - \\ &- \sum_{i=1}^m a'_{qi} q_j \sin \beta + \sum_{i=1}^m a'''_{qi} q_j \cos \beta; \\ J_{xx} \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y + (J_{zz} - J_{yy}) \omega_y \omega_z + J_{xz} \omega_x \omega_z + J_{xx} \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y &= \\ = m_x \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \ell + M_{BX} + m g \begin{bmatrix} r_{cy} (\sin \gamma \cos \vartheta - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma) + \\ + r_{cz} (\sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma + \cos \gamma \cos \vartheta) \end{bmatrix}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & J_{YY}\dot{\omega}_Y - J_{XY}\dot{\omega}_X - (J_{ZZ} - J_{XX})\omega_X\omega_Z - J_{XZ}\omega_Y\omega_Z - \dot{J}_{XY}\omega_X + \dot{J}_{YX}\omega_Y = \\
 & = m_Y \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \ell + M_{BY} + \sum_{i=1}^n r_{Zi} P_i + \sum_{j=1}^m a_{qj}^{IV} q_j + \\
 & + mg \left[r_{CX} \begin{pmatrix} \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma - \\ -\sin \gamma \cos \vartheta \end{pmatrix} - r_{CZ} \sin \vartheta \cos \psi \right];
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & J_{ZZ}\dot{\omega}_Z - J_{XZ}(\omega_X^2 - \omega_Y^2) + (J_{YY} - J_{XX})\omega_X\omega_Y + \dot{J}_{ZZ}\omega_Z = \\
 & = m_Z \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \ell + \\
 & + M_{BZ} + \sum_{j=1}^m a_{qj}^V q_j - \sum_{i=1}^k r_{Yi} P_i + mg \left[r_{CX} \begin{pmatrix} -\sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma - \\ -\cos \gamma \cos \vartheta \end{pmatrix} + r_{CY} \sin \vartheta \cos \psi \right];
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 m(t)W_X &= P(n) + \left\{ C_{Xa} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \times \\
 & \times \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta + \frac{W_{BY}^a}{V} \sin \alpha \cos \beta + \\ + \frac{W_{BZ}^a}{V} \cos \alpha \sin \beta + \frac{W_{BY}^a W_{BZ}^a}{V^2} \sin \alpha \sin \beta \end{pmatrix} + \left\{ C_{Ya} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \times \\
 & \times \begin{pmatrix} \sin \alpha \cos \beta - \frac{W_{BY}^a}{V} \cos \alpha \cos \beta + \\ + \frac{W_{BZ}^a}{V} \cos \alpha \sin \beta - \frac{W_{BY}^a W_{BZ}^a}{V^2} \cos \alpha \sin \beta \end{pmatrix} - \left\{ C_{Za} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \times \\
 & \times \left(\sin \beta - \frac{W_{BZ}^a}{V} \cos \beta \right) + F_{BX} + \sum_{i=1}^m a_{qj}^I q_j;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 m(t)W_Y &= - \left\{ C_{Xa} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \left(\sin \alpha - \frac{W_{BY}^a}{V} \cos \alpha \right) + \\
 & + \left\{ C_{Ya} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \left(\cos \alpha + \frac{W_{BY}^a}{V} \sin \alpha \right) + F_{BY} + \sum_{i=1}^m a_{qj}^{II} q_j;
 \end{aligned}$$

$$m(t)W_Z = \left\{ C_{Xa} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \times$$

$$\begin{aligned} & \times \left(\begin{array}{l} \cos \alpha \sin \beta + \frac{W_{BY}^a}{V} \sin \alpha \sin \beta - \\ - \frac{W_{BZ}^a}{V} \cos \alpha \cos \beta - \frac{W_{BY}^a W_{BZ}^a}{V^2} \sin \alpha \cos \beta \end{array} \right) + \left\{ C_{Ya} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \times \\ & \times \left(\begin{array}{l} \sin \alpha \sin \beta - \frac{W_{BY}^a}{V} \cos \alpha \sin \beta - \\ - \frac{W_{BZ}^a}{V} \sin \alpha \cos \beta + \frac{W_{BY}^a W_{BZ}^a}{V^2} \cos \alpha \cos \beta \end{array} \right) + \left\{ C_{Za} \frac{\rho \left[(V - W_{BX}^a)^2 + (W_{BY}^a)^2 + (W_{BZ}^a)^2 \right]}{2} S \right\} \times \\ & \times \left(\cos \beta + \frac{W_{BZ}^a}{V} \sin \beta \right) + F_{BZ} + \sum_{i=1}^m a_{qj}''' q_j; \end{aligned}$$

$$\omega_x = -\dot{\vartheta} \sin \psi + \dot{\gamma};$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\vartheta} \cos \psi \sin \gamma;$$

$$\omega_z = -\dot{\psi} \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \psi \cos \gamma;$$

$$\sin \gamma \cos \psi = \sin \alpha \sin \psi_a + \cos \alpha \cos \psi_a \sin \gamma_a;$$

$$\sin \psi = \cos \alpha \cos \beta \sin \psi_a - \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma_a \cos \psi_a + \sin \beta \cos \gamma_a \cos \psi_a;$$

$$-\sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma \cos \vartheta = -\cos \vartheta_a \cos \psi_a \sin \alpha - \sin \vartheta_a \cos \gamma_a \cos \alpha + \sin \psi_a \sin \gamma_a \cos \vartheta_a \cos \alpha;$$

$$\ddot{q}_j + a_{j1} \dot{q}_j + a_{j2} q_j = a_{j3} \delta_r + a_{j4} P_j'(n) \quad (j=1, 2, 3, \dots, m; r: \vartheta, p\vartheta);$$

$$a_{j1} = 2\xi_j \omega_j; \quad a_{j2} = \omega_j^2; \quad a_{j3} = \frac{R_{\delta_r}^{\delta_r}}{M_j} f_j(X_{\delta_r}); \quad a_{j4} = \frac{f_j(X_{p_j})}{M_j}; \quad R_{\delta_r}^{\delta_r} = \frac{\partial R_{\delta_r}}{\partial \delta_r}; \quad (r: \vartheta, p\vartheta);$$

$$M_j = \int_0^l m(x) f_j^2(x) dx; \quad P_j' = \int_0^l P(x, t) f_j(x) dx; \quad a'_{q_j} = P_X f_j'(X_P) + R_{\delta_{rX}} f_j'(X_{R_{\delta_r}});$$

$$a''_{q_j} = P_Y f_j'(X_P) + R_{\delta_{rY}} f_j'(X_{R_{\delta_r}}); \quad \bar{P} = (P_X \ P_Y \ P_Z)^T;$$

$$a'''_{q_j} = P_Z f_j'(X_P) + R_{\delta_{rZ}} f_j'(X_{R_{\delta_r}}); \quad \bar{R}_{\delta_r} = (R_{\delta_{rX}} \ R_{\delta_{rY}} \ R_{\delta_{rZ}})^T;$$

$$a^{IV}_{q_j} = P_Z \left[f_j'(X_{gK}) \cdot X_P + f_j'(X_P) \right] + R_{\delta_{rZ}} \left[f(X_{R_r}) \right];$$

$$a^V_{q_j} = P_Y \left[f_j'(X_{gT}) \cdot X_P + f_j'(X_P) \right] + R_{\delta_{rY}} \left[f(X_{R_r}) \right];$$

$$C_{Xa} = -[C_{Xa}^M + C_{Xa}^\alpha (\alpha + \alpha_0)^2 + C_{Xa}^{\alpha \delta_\vartheta} \alpha \delta_\vartheta + C_{Xa}^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + C_{Xa}^{\alpha \delta_{p\vartheta}} (\alpha + C_{Xa}^{\delta_{p\vartheta}} \delta_{p\vartheta})^2 + C_{Xa}^{\delta_3} \delta_3 + C_{Xa}^{\delta_{II}} \delta_{II}];$$

$$C_{Ya} = C_{Ya}^M M + C_{Ya}^\alpha \alpha + C_{Ya}^{\delta_{p\vartheta}} \delta_{p\vartheta} + C_{Ya}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{Ya}^\beta \beta + C_{Ya}^{\alpha \beta} \alpha \beta + C_{Ya}^{\delta_3} \delta_3 + C_{Ya}^{\delta_{II}} \delta_{II};$$

$$C_{Za} = -C_{Za}^\beta \beta;$$

$$m_X = -[m_X^M M + (m_X^{\alpha^2} \alpha^2 + m_X^\alpha \alpha + m_X^{\omega_X}) \bar{\omega}_X + m_X^{\alpha \beta} \alpha \beta + m_X^\beta \beta + m_X^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + (m_X^{\omega_Y} + m_X^{\alpha \omega_Y} \alpha) \bar{\omega}_Y];$$

$$m_Y = -[m_Y^M M + m_Y^\beta \beta + (m_Y^{\beta \delta_\vartheta} \beta + m_Y^{\alpha \delta_\vartheta} \alpha) \delta_\vartheta + (m_Y^{\alpha^2 \omega_X} \alpha^2 + m_Y^{\alpha \omega_X} \alpha + m_Y^{\omega_X}) \bar{\omega}_X + (m_Y^{\alpha^2 \omega_Y} \alpha^2 + m_Y^\alpha \alpha + m_Y^{\omega_Y}) \bar{\omega}_Y + m_Y^\beta \beta];$$

$$\begin{aligned}
 m_Z &= -[m_Z^M M + m_Z^{\omega_Z} \bar{\omega}_Z + m_Z^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha} + m_Z^\alpha (\alpha - \alpha_{\text{бал}}) + m_Z^{\delta_{\text{рв}}} (\delta_{\text{рв}} + \delta_{\text{бал}}) + \\
 &+ m_Z^\beta \beta + m_Z^{\delta_{\text{рн}}} \delta_{\text{рн}} + m_Z^{\omega_X} \bar{\omega}_X + m_Z^{\omega_Y} \bar{\omega}_Y]; \\
 \bar{\omega}_X &= \frac{l}{2V} \omega_X; \quad \bar{\omega}_Y = \frac{l}{2V} \omega_Y; \quad \bar{\omega}_Z = \frac{ba}{V} \omega_Z; \quad \bar{\alpha} = \frac{b_a}{V} \dot{\alpha}; \quad \rho = \text{const}; \quad g = \text{const}; \\
 P &= P(n)
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

В приведенных уравнениях использованы стандартные обозначения кинематических параметров и характеристик МЛР как объекта управления [13-16].

Использованы также следующие обозначения:

δ_3 – угол отклонения управляющих плоскостей как элеронов;

$\delta_{\text{рв}}$ – угол отклонения управляющих плоскостей как рулей высоты;

n – скорость вращения винта электродвигателя, создающего силу тяги;

$P(n)$ – сила тяги как функция скорости вращения винта;

$W_{\text{ВХ}}, W_{\text{ВУ}}, W_{\text{ВZ}}$ – компоненты вектора скорости ветра в воздушной системе координат, определяющие турбулентность атмосферы;

W_X, W_Y, W_Z – компоненты вектора кажущегося ускорения МЛР в связанной системе координат;

$\delta_3, \delta_{\text{п}}$ – углы отклонения закрылка и предкрылка соответственно;

α_0 – установочный угол атаки несущего элемента конструкции;

$\delta_{\text{бал}}$ – балансирующее значение угла отклонения управляющих плоскостей как рулей высоты ($\delta_{\text{рв}}$);

$\alpha_{\text{бал}}$ – балансирующее значение угла атаки МЛР;

$r_{\text{сх}}, r_{\text{сy}}, r_{\text{сz}}$ – компоненты радиуса-вектора центра масс МЛР относительно его полюса;

r_x, r_y, r_z – компоненты радиуса-вектора точки приложения вектора силы тяги относительно полюса МЛР;

$F_{\text{ВХ}}, F_{\text{ВУ}}, F_{\text{ВZ}}$ – компоненты вектора возмущающей силы, приложенной к МЛР;

$M_{\text{ВХ}}, M_{\text{ВУ}}, M_{\text{ВZ}}$ – компоненты вектора возмущающего момента, приложенного к МЛР;

q_j ($j=1,2,\dots$) – координата, характеризующая упругие колебания корпуса МЛР;

ω_j ($j=1,2,\dots$) – частота j -того тона упругих колебаний элемента конструкции;

ξ_j ($j=1,2,\dots$) – коэффициент затухания упругих колебаний корпуса j -того тона;

$m(x)$ – распределение массы корпуса МЛР по его длине;

$P(x, t)$ – распределение силы тяги по длине корпуса МЛР как функция времени;

$f_j(x_{\delta r})$ – обобщенная форма упругих колебаний корпуса МЛР, соответствующая j -тому тону;

M_j – обобщенная масса корпуса МЛР, характеризующая упругие колебания j -того тона.

В задачах синтеза СУ необходимо использовать упрощенные (приближенные) уравнения состояния объекта, описывающие процессы движения в первом приближении, полученные на основе методов декомпозиции и редукции. В соответствии с этим можно представить модели динамики второго уровня.

Продольное движение

$$\begin{aligned}
 \dot{X}_C &= V(\cos \vartheta \cos \alpha + \sin \vartheta \sin \alpha) , \\
 \dot{Y}_C &= V(\sin \vartheta \cos \alpha + \cos \vartheta \sin \alpha) , \\
 m\dot{V} &= P \cos \alpha + C_{X_a} \frac{\rho V^2}{2} S - mg(\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \sin \alpha) + F_{BX} ; \\
 -mV\dot{\alpha} + mV\dot{\vartheta} &= P \sin \alpha + C_{Y_a} \frac{\rho V^2}{2} S - mg(\cos \vartheta \cos \alpha + \sin \vartheta \sin \alpha) + F_{BY} ; \\
 J_{ZZ}\ddot{\vartheta} &= m_Z \frac{\rho V^2}{2} Sl + M_{BZ} .
 \end{aligned} \tag{2}$$

Боковое движение с учетом движения по крену

$$\begin{aligned}
 \dot{Z}_C &= -V(\sin \psi \cos \beta + \cos \psi \sin \beta) , \\
 -mV\dot{\psi} \cos \gamma + mV\dot{\beta} \cos \gamma &= -P \sin \beta + C_{Z_a} \frac{\rho V^2}{2} S + mg \sin \gamma + F_{BZ} ; \\
 J_{XX}\ddot{\gamma} - J_{XY}\ddot{\psi} \cos \gamma + J_{XY}\dot{\psi} \dot{\gamma} \sin \gamma &= m_X \frac{\rho V^2}{2} Sl + M_{BX} ; \\
 J_{YY}\ddot{\psi} \cos \gamma - J_{YY}\dot{\psi} \dot{\gamma} \sin \gamma - J_{XY}\dot{\gamma} &= m_Y \frac{\rho V^2}{2} Sl + M_{BY} ; \\
 C_{X_a} &= -[C_{X_a}^M M + C_{X_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0)^2 + C_{X_a}^{\alpha \delta_{pe}} (\alpha + C_{X_a}^{\delta_{pe}} \delta_{pe})^2 + C_{X_a}^{\delta_3} \delta_3 + C_{X_a}^{\delta_{II}} \delta_{II}] ; \\
 C_{Y_a} &= C_{Y_a}^M M + C_{Y_a}^\alpha \alpha + C_{Y_a}^{\delta_{pe}} \delta_{pe} + C_{Y_a}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} ; \\
 C_{Z_a} &= -C_{Z_a}^\beta \beta , \\
 m_Z &= -[m_Z^M M + m_Z^{\bar{\omega}_Z} \bar{\omega}_Z + m_Z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_Z^\alpha (\alpha - \alpha_{бал}) + m_Z^{\delta_{pe}} (\delta_{pe} + \delta_{бал})] ; \\
 m_X &= -[m_X^M M + (m_X^\alpha \alpha + m_X^{\omega_X}) \bar{\omega}_X + m_X^{\alpha \beta} \alpha \beta + m_X^\beta \beta + m_X^{\delta_3} \delta_3 + (m_X^{\omega_Y} + m_X^{\alpha \omega_Y} \alpha) \bar{\omega}_Y] ; \\
 m_Y &= -[m_Y^M M + m_Y^\beta \beta + m_Y^{\delta_{pe}} \delta_{pe} + (m_Y^{\beta \delta_3} \beta + m_Y^{\alpha \delta_3}) \delta_3 + (m_Y^{\alpha^2 \omega_X} \alpha^2 + m_Y^{\alpha \omega_X} \alpha + m_Y^{\omega_Y}) \bar{\omega}_X + m_Y^{\omega_Y} \bar{\omega}_Y + m_X^\beta \dot{\beta}] ; \\
 \bar{\omega}_X &= \frac{l}{2V} \omega_X , \bar{\omega}_Y = \frac{l}{2V} \omega_Y , \bar{\omega}_Z = \frac{b_a}{V} \omega_Z , \dot{\alpha} = \frac{b_a}{V} \dot{\alpha} , \rho = const , g = const , P = P(n) .
 \end{aligned} \tag{3}$$

В задачах анализа и синтеза СУ МЛР широкое использование находят линейные модели. Подобные модели описывают движение объекта управления «в малом», т.е. в отклонениях относительно параметров опорного (программного, желаемого, требуемого) движения. Опорное движение является идеальным или расчетным для рассматриваемого режима полета.

Таким образом, формируются модели третьего уровня. Для этого используют методы линеаризации, декомпозиции и редукции. Один из возможных видов подобных моделей приведен ниже.

Движение по крену

$$\Delta \ddot{\gamma} + C_1 \Delta \dot{\gamma} = C_2 \delta_3 + C_4 M_{BX} ;$$

$$C_1 = -\frac{M_X^{\omega_x}}{J_{XX}} ; \quad C_2 = \frac{M_X^{\delta_x}}{J_{XX}} ; \quad C_4 = \frac{1}{J_{XX}} ;$$

$$M_X^{\omega_x} = m_X^{\omega_x} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad M_X^{\delta_x} = m_X^{\delta_x} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell . \quad (4)$$

Продольное движение

$$\Delta \ddot{\vartheta} + a_1 \Delta \dot{\vartheta} + a_2 \Delta \dot{\alpha} + a_3 \Delta \alpha = a'_4 \delta_{PB} + a_6 M_{BZ} ;$$

$$-\Delta \dot{\alpha} + a_7 \Delta \alpha + \Delta \dot{\vartheta} + a_8 \Delta \vartheta = a_9 \delta_p + a_{10} F_{BY} ;$$

$$a_1 = -\frac{M_Z^{\omega_z}}{J_{ZZ}} ; \quad a_2 = -\frac{M_Z^{\dot{\alpha}}}{J_{ZZ}} ; \quad a_3 = -\frac{M_Z^{\alpha}}{J_{ZZ}} ; \quad a'_4 = \frac{M_Z^{\delta_{PB}}}{J_{ZZ}} ; \quad a_6 = \frac{1}{J_{ZZ}} ;$$

$$a_7 = -\left(\frac{\rho_T \cos \alpha_T + Y_a^\alpha - mg \sin \vartheta_{aT}}{m V_T} \right) ; \quad a_8 = -\frac{g \sin \vartheta_{aT}}{V_T} ; \quad a_9 = \frac{\rho^{\delta_p} \sin \alpha_T}{m V_T} ; \quad a_{10} = \frac{1}{m V_T} ;$$

$$M_Z^{\omega_z} = m_Z^{\omega_z} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad M_Z^{\dot{\alpha}} = m_Z^{\dot{\alpha}} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad M_Z^{\alpha} = m_Z^{\alpha} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad M_Z^{\delta_{PB}} = m_Z^{\delta_{PB}} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ;$$

$$M_Z^{\delta_{PB}} = m_Z^{\delta_{PB}} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad Y_a^\alpha = C_Y^\alpha \frac{\rho_T V_T}{2} S . \quad (5)$$

Боковое движение

$$\Delta \ddot{\psi} + b_1 \Delta \dot{\beta} + b_2 \Delta \beta + b_3 \Delta \dot{\psi} = b_4 \delta_\psi + b_5 M_{BY} ;$$

$$-\Delta \dot{\beta} + b_6 \Delta \beta + \Delta \dot{\psi} + b_7 \Delta \psi = b_8 F_{BZ} ;$$

$$b_1 = -\frac{M_Y^{\dot{\beta}}}{J_{YY}} ; \quad b_2 = -\frac{M_Y^{\beta}}{J_{YY}} ; \quad b_3 = -\frac{M_Y^{\omega_y}}{J_{YY}} ; \quad b_4 = \frac{M_Y^{\delta_\psi}}{J_{YY}} ; \quad b_5 = \frac{1}{J_{YY}} ; \quad b_6 = -\left(\frac{\rho_T + Z_a^\beta - mg \sin \vartheta_{aT}}{m V_T} \right) ;$$

$$b_7 = -\frac{g \sin \vartheta_{aT}}{V_T} ; \quad b_8 = \frac{1}{m V_T} ; \quad M_Y^{\dot{\beta}} = m_Y^{\dot{\beta}} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad M_Y^{\beta} = m_Y^{\beta} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ;$$

$$M_Y^{\delta_\psi} = m_Y^{\delta_\psi} \frac{\rho_T V_T^2}{2} S \ell ; \quad Z_a^\beta = C_Z^\beta \frac{\rho_T V_T}{2} S . \quad (6)$$

В этих уравнениях символ Δ обозначает вариацию параметра состояния МЛР. Индекс «Т» обозначает требуемое значение параметра как функцию времени, $\delta_p=n$ – управляющее воздействие по тяге двигателя.

Линейная модель МЛР в продольном движении может быть представлена в векторно-матричном виде.

$$\frac{dX}{dt} = AX + BU + CV ;$$

$$X = [X_1 \quad X_2 \quad X_3 \quad X_4 \quad X_5 \quad X_6]^T ; \quad X(t_0) = X_0 ; \quad t \in [t_0, t_{KH}] ; \quad X_1 = \Delta X_C ;$$

$$X_2 = \Delta Y_C ; \quad X_3 = \Delta V ; \quad X_4 = \Delta \alpha ; \quad X_5 = \Delta v ; \quad X_6 = \Delta \dot{v} ;$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 \\ 0 & 0 & a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 \\ 0 & -a_{35} & -a_{31} & a_{32} & a_{33} & 0 \\ 0 & a_{45} & a_{41} & a_{42} & a_{43} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & a_{62} & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_3 & 0 \\ -a_4 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_6 & a_5 \end{bmatrix}; \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ a_3 & 0 & 0 \\ 0 & -a_4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_6 & a_5 \end{bmatrix};$$

$$U = [\delta_p \quad \delta_{pb}]^m; \quad V = [F_{ax} \quad F_{ay} \quad F_{az}]^m;$$

(7)

$$a_{11} = \cos \nu_{at}; \quad a_{12} = V_t \sin \nu_{at}; \quad a_{13} = -V_t \sin \nu_{at}; \quad a_{21} = \sin \nu_{at}; \quad a_{22} = -V_t \cos \nu_{at}; \quad a_{23} = V_t \cos \nu_{at};$$

$$a_{31} = -\frac{P^V \cos \alpha_t + X_a^V}{m};$$

$$a_{32} = \frac{P_t \sin \alpha_t - X_a^\alpha - mg \cos \nu_{at}}{m}; \quad a_{33} = g \cos \nu_{at}; \quad a_{35} = -\frac{P^{Yc} \cos \alpha_t + X_a^{Yc}}{m};$$

$$a_{41} = \frac{\dot{\nu}_{at}}{V_t} - \frac{P^V \sin \alpha_t}{mV_t} - \frac{Y_a^V}{mV_t}; \quad a_{42} = -\frac{P_t \cos \alpha_t + Y_a^\alpha - mg \sin \nu_{at}}{mV_t};$$

$$a_{43} = -\frac{g \sin \nu_{at}}{V_t}; \quad a_{45} = -\frac{P^{Yc} \sin \alpha_t + Y_a^{Yc}}{mV_t};$$

$$a_{51} = -\frac{M_z^V}{J_{zz}}; \quad a_{52} = -\frac{M_z^\alpha}{J_{zz}}; \quad a_{52_0} = -\frac{M_z^{\dot{\alpha}}}{J_{zz}}; \quad a_{53_0} = \frac{J_{zz} - M_z^{\omega z}}{J_{zz}}; \quad a_{55} = -\frac{M_z^{Yc}}{J_{zz}};$$

$$a_{62} = -(a_{45} a_{52_0} + a_{55}); \quad a_{63} = -(a_{41} a_{52_0} + a_{51}); \quad a_{64} = -(a_{42} a_{52_0} + a_{52}); \quad a_{65} = -a_{43} a_{52_0};$$

$$a_{66} = -(a_{52_0} + a_{53_0}); \quad a_3 = \frac{P^{\delta p} \cos \alpha_t}{m}; \quad a_4 = \frac{P^{\delta p} \sin \alpha_t}{mV_t}; \quad a_5 = \frac{M_z^{\delta pb}}{J_{zz}}; \quad a_6 = a_4 a_{52_0};$$

$$a'_3 = \frac{1}{m}; \quad a'_4 = \frac{1}{mV_t}; \quad a'_5 = \frac{1}{J_{zz}}; \quad a'_6 = a_{52_0} a'_4;$$

$$P^V = \frac{\partial P}{\partial M} * \frac{\partial M}{\partial V} \Big|_T = \frac{1}{a_T} * P_j^M; \quad P^{\delta p} = \frac{\partial P}{\partial \delta_p} \Big|_T; \quad P^{Yc} = \frac{\partial P}{\partial Y_C} \Big|_T; \quad P^M = \frac{\partial P}{\partial M} \Big|_T.$$

$$X_a^V = \frac{1}{a_\tau} C_{xa}^M \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad X_a^\alpha = C_{xa}^\alpha \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad X_a^{Yc} = C_X^{Yc} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S;$$

$$Y_a^V = \frac{1}{a} C_{Ya}^M \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad Y_a^\alpha = C_{Ya}^\alpha \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S;$$

$$Y_a^{Yc} = C_Y^{Yc} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad M_z^V = \frac{1}{a} m_z^M \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} Sl; \quad M_z^\alpha = m_z^\alpha \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} Sl;$$

$$M_z^{\dot{\alpha}} = m_z^{\dot{\alpha}} \frac{ba}{V_T} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} Sl; \quad M_z^{\omega z} = m_z^{\omega z} \frac{ba}{V_T} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} Sl; \quad M_z^{Yc} = m_z^{Yc} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} Sl;$$

$$M_z^{\delta pb} = m_z^{\delta pb} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} Sl.$$

Линейную модель МЛР в боковом движении представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= BX + CV + DV; \\ X &= [X_1 \ X_2 \ X_3 \ X_4 \ X_5 \ X_6]; \\ X(t_0) &= X_0; t \in [t_0, t_{\text{кн}}]; \\ X_1 &= \Delta\beta; & X_4 &= \Delta\gamma; \\ X_2 &= \Delta\psi; & X_5 &= \Delta\dot{\gamma}; \\ \text{где } X_3 &= \Delta\dot{\psi}; & X_6 &= \Delta Z_C; \\ m_x^\beta &= m_{X_0}^\beta + m_{X'}^{\alpha\beta} \alpha_T; \end{aligned}$$

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & 1 & b_{13} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ B_{21} & B_{22} & B_{22_0} & B_{23} & B_{23_0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ B_{41} & B_{42} & B_{42_0} & B_{43} & B_{43_0} & 0 \\ b_{31} & b_{32} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ B_1 & B_2 \\ 0 & 0 \\ B_6 & B_7 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} -b_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ B_3 & B_4 & B_5 \\ 0 & 0 & 0 \\ B_8 & B_9 & B_{10} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$U = [\delta_s]; V = [F_z \ M_x \ M_y]^T; \tag{8}$$

$$\begin{aligned} b_{11} &= \frac{g \sin v_{aT}}{V_T} - \frac{P_T + Z_a^\beta}{V_T}; b_{12} = -\frac{g \sin v_{aT}}{V_T}; b_{13} = v_{aT} - \frac{g \cos v_{aT}}{V_T}; \\ b_{21} &= -\frac{M_Y^\beta}{I_{YY}}; b_{21_0} = -\frac{M_Y^{\omega Y}}{I_{YY}}; b_{22_0} = -\frac{M_Y^{\omega Y}}{I_{YY}}; & b_{41} &= -\frac{M_x^r}{J_{xx}}; b_{42_0} = -\frac{J_{xy}}{J_{xx}}; \\ b_{23_0} &= -\frac{I_Y^{\omega x}}{I_{YY}}; b_{23_00} = -\frac{I_{XY}}{I_{YY}}; b_{31} = V_T; b_{32} = -V_T; & b_{42_0} &= -\frac{M_x^{\omega y}}{J_{xx}}; b_{43_0} = -\frac{M_x^{\omega x}}{J_{xx}}; \\ b_1' &= \frac{1}{mV_t}; b_2' = \frac{1}{J_{yy}}; b_4 = \frac{M_x^{\delta\theta}}{J_{xx}}; b_4' = \frac{1}{J_{xx}}; & B_{21} &= \frac{1}{A}(b_{41}b_{23_00} - b_{21} - b_{11}b_{21_0}) \\ B_{22_0} &= \frac{1}{A}(b_{42_0}b_{23_00} - b_{22_0} - b_{21_0}); B_{22} = -\frac{1}{A}(b_{12}b_{21_0}); & B_{23_0} &= \frac{1}{A}(b_{43_0}b_{23_00} - b_{23_0}); \\ B_{23} &= -\frac{1}{A}b_{13}b_{21_0}; B_1 = -\frac{1}{A}b_4b_{23_00}; & B_2 &= \frac{1}{A}(b_2 - b_4b_{23_00}); \\ B_1 &= -\frac{1}{A}b_4b_{23_00}; B_2 = \frac{1}{A}(b_2 - b_4b_{23_00}); & B_3 &= \frac{1}{A}b_1'b_{21_0}; B_4 = -\frac{1}{A}b_4''b_{23_00}; B_5 = \frac{1}{A}b_2'; \\ B_{41} &= \frac{1}{A} \left(\frac{-b_{41} + b_{42_0}b_{21_0}b_{11} +}{+b_{21}b_{42_0}} \right); & B_{42_0} &= \frac{1}{A} \left(\frac{-b_{42_0} + b_{42_0}b_{21_0} +}{+b_{22_0}b_{42_0}} \right); B_{42} = \frac{1}{A}b_{42_0}b_{21_0}b_{12}; \\ B_{43_0} &= \frac{1}{A}(-b_{43_0} + b_{23_0}b_{42_0}); & B_{43} &= \frac{1}{A}b_{42_0}b_{21_0}b_{13}; B_6 = \frac{1}{A}b_4; \\ M_Y^\beta &= m_y^\beta \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; M_Y^{\omega X} = m_Y^{\omega X} \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; \\ M_X^\beta &= m_x^\beta \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; M_X^{\omega X} = m_X^{\omega X} \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; \end{aligned}$$

$$M_X^{\delta\rho H} = m_X^{\delta\rho H} \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; M_Y^\beta = m_Y^\beta \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; M_Y^{\omega Y} = m_Y^{\omega Y} \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL;$$

$$M_Y^{\delta\rho H} = m_Y^{\delta\rho H} \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL; M_X^{\omega Y} = m_X^{\omega Y} \frac{\rho(Y_{CT})V_T^2}{Z} SL;$$

$$B_{42} = \frac{1}{A} b_{4200} b_{210} b_{12}; B_{430} = \frac{1}{A} (-b_{430} + b_{230} b_{4200});$$

$$B_{43} = \frac{1}{A} b_{4200} b_{210} b_{13}; B_6 = \frac{1}{A} b_4;$$

$$B_7 = \frac{1}{A} (b_4' - b_2 b_{4200}); B_8 = -\frac{1}{A} b_{4200} b_{210} b_1';$$

$$B_9 = \frac{1}{A} b_4''; B_{10} = -\frac{1}{A} b_2' b_{4200};$$

$$A = 1 - b_{2300} b_{4200};$$

$$Z_a^\beta = C_Z^\beta \frac{\rho(Y_{ST})V_T^2}{Z} S;$$

$$m_Y^{\omega X} = \left(m_Y^{\alpha^2 \omega X} \alpha_t^2 + m_Y^{\alpha \omega X} \alpha_t + m_{Y_0}^{\omega X} \right) \frac{l}{2V_t};$$

$$m_X^{\omega X} = \left(m_X^{\alpha^2} \alpha_t^2 + m_X^{\alpha} \alpha_t + m_{X_0}^{\omega X} \right) \frac{l}{2V_t};$$

$$m_Y^{\omega Y} = \left(m_Y^{\alpha^2 \omega Y} \alpha_t^2 + m_Y^{\alpha \omega Y} \alpha_t + m_{Y_0}^{\omega Y} \right) \frac{l}{2V_t};$$

$$m_X^{\omega Y} = \left(m_{X_0}^{\omega Y} + m_X^{\alpha \omega Y} \alpha_t \right) \frac{l}{2V_t}.$$

Модели МЛР в векторно-матричной форме необходимы для реализации машинных методов анализа и синтеза системы управления (например, в системе MatLab - Simulink) и для получения передаточных матриц объекта управления в процессе исследования его динамических свойств как части задачи синтеза.

На основе приведенных моделей I,II,III уровней могут быть сформированы модели IV уровня, т.е. машинные модели.

При этом необходимо указать следующие атрибуты машинной модели:

- рабочую точку, в окрестности которой линеаризуются уравнения.
- диапазон входных воздействий.
- ориентировочный диапазон выходных параметров.
- точность линеаризации и реализации модели.
- оценочные значения коэффициентов в общем случае как функции времени.
- начальные значения времени и параметров состояния объекта как переменных уравнений.
- конечное значение времени.

На этапе структурного синтеза системы управления необходимо выбрать вид законов управления с учетом используемых органов управления и вида измерительных устройств. В канале продольного движения альтернативные варианты законов управления:

$$\delta_{ps} = k_{11} \Delta Y_c + k_{12} \int \Delta Y_c dt + k_{13} \frac{d^2 \Delta Y_c}{dt^2};$$

$$\delta_{ps} = k_{11} \Delta Y_c + k_{13} \frac{d^2 \Delta Y_c}{dt^2};$$

$$\delta_{ps} = k_{11} \Delta Y_c + k_{14} \omega_z;$$

$$\delta_{ps} = k_{11} \Delta Y_c + k_{13} \frac{d^2 \Delta Y_c}{dt^2} + k_{14} \Delta \omega_z;$$

$$\delta_{ps} = k_{11} \Delta Y_c + k_{12} \int \Delta Y_c dt + k_{13} \frac{d^2 \Delta Y_c}{dt^2} + k_{14} \Delta \omega_z + k_{15} \frac{d \Delta Y_c}{dt} + k_{16} \int \Delta \omega_z dt;$$

$$\begin{aligned}\delta_p &= k_{21}\Delta Y_c + k_{22}\frac{d\Delta X_c}{dt} + k_{23}\frac{d^2\Delta X_c}{dt^2}; \\ \delta_p &= k_{21}\Delta Y_c + k_{23}\frac{d^2\Delta X_c}{dt^2}; \\ \delta_p &= k_{21}\Delta Y_c + k_{23}\frac{d^2\Delta X_c}{dt^2} + k_{24}\int\Delta\omega_z dt,\end{aligned}\tag{9}$$

где k_{ij} ($i=1,2; j=1,2,\dots,6$) - коэффициенты законов управления, подлежащие определению в процессе синтеза системы управления;

ΔY_c – вариация высоты (показания высотомера);

$\frac{d^2\Delta Y_c}{dt^2}$ - показания вертикального акселерометра;

$\Delta\omega_z$ – вариация угловой скорости корпуса МЛР относительно оси OZ;

ΔX_c – вариация продольной координаты;

$\frac{d^2\Delta X_c}{dt^2}$ - показания продольного акселерометра.

В канале бокового движения:

$$\delta_y = k_{31}\Delta\omega_z;$$

$$\delta_y = k_{31}\Delta\omega_z + k_{32}\int\Delta\omega_z dt;$$

$$\delta_y = k_{31}\Delta\omega_z + k_{32}\int\Delta\omega_z dt + k_{33}\frac{d^2\Delta Z_c}{dt^2};$$

$$\delta_y = k_{31}\Delta\omega_z + k_{32}\int\Delta\omega_z dt + k_{33}\frac{d^2\Delta Z_c}{dt^2} + k_{34}\frac{d\Delta Z_c}{dt},\tag{10}$$

где k_{ij} ($i=3; j=1,2,3,4$) - коэффициенты законов управления, в боковом движении, подлежащие определению;

ΔZ_c – вариация боковой координаты центра масс МЛР;

$\frac{d^2\Delta Z_c}{dt^2}$ - показания бокового акселерометра.

При этом углы отклонения управляющих плоскостей определяются следующим образом:

$$\delta_1 = \delta_y + \delta_{p6}, \quad \delta_2 = -\delta_y + \delta_{p6}.$$

6. Аппаратная часть МЛР

В последние годы при разработке СУ объектами различного типа и уровня сложности все больше внимания уделяется микроконтроллерной технике. Это связано с ее бурным развитием и широким ассортиментом предлагаемой продукции. Использование микроконтроллеров позволяет конструировать устройства, обладающие такими качествами, как: небольшие габариты, относительная дешевизна, простота и надежность, совместимость с персональным компьютером через стандартные интерфейсы.

При разработке устройства возникает необходимость в выборе микроконтроллера, удовлетворяющего требованиям по производительности, надежности, условиям применения и т.д.

Проведение системного анализа разрабатываемого устройства определяет следующие требования к микроконтроллеру:

- периферийные устройства;
- тип выполняемых операций (числовые или битовые);
- количество манипуляций для обработки данных;
- работа системы (по прерываниям, по готовности или по командам человека);
- количество устройств/битов ввода/вывода, которыми необходимо управлять;
- тип устройств из числа многих возможных типов I/O устройств, которые должны контролироваться/управляться;
- напряжения питания, необходимые для системы;
- диапазон колебания напряжения питания;
- рабочий ток;
- ограничения по размеру, весу, эстетическим параметрам, таким как форма и цвет;
- специфические требования к условиям окружающей среды, таким как военные условия, температура, влажность, атмосфера (взрывоопасная, коррозионная и т.д.), давление и высота.

КМОП микроконтроллеры семейства AT90S выполнены с AVR™ RISC архитектурой с отдельной памятью программ и данных и отдельными шинами для памяти программ и данных (Гарвардская архитектура). AVR ядро объединяет мощную систему команд с 32 регистрами общего назначения и конвейером (в одном цикле одна команда выполняется, а другая выбирается) выборки из памяти программ. Все 32 регистра напрямую связаны с АЛУ, что позволяет выполнять обращение к двум независимым регистрам и возвращать результат одной командой, выполняемой в одном тактовом цикле. Два регистра приборов ATtiny10/11/12 могут использоваться как 16-разрядный указатель данных. В остальных приборах, кроме прибора AT90S1200, уже шесть регистров можно использовать в качестве трех 16-разрядных указателей адреса данных. Выполняя команды за один тактовый цикл, прибор обеспечивает производительность, приближающуюся к 1 MIPS на МГц, что, на порядок больше, чем у CISC микроконтроллеров. Архитектура эффективно поддерживает как языки высокого уровня, так и программы, написанные на экстремально плотных языках ассемблера. Микроконтроллеры семейства оснащены встроенной загружаемой Flash памятью программ, обеспечивающей внутрисистемное перепрограммирование с использованием интерфейса SPI или программирование внешними стандартными программаторами энергонезависимой памяти. Поскольку все команды 16-разрядного или 32-разрядного формата, то Flash память программ имеет 16-разрядную организацию. В качестве памяти данных в микроконтроллерах семейства используется комбинация СОЗУ и ЭСППЗУ (у приборов AT90S1200 и ATtiny12 только EEPROM) в которых размещается также и пространство памяти ввода/вывода. Стек, предназначенный для хранения адресов возврата из подпрограмм и прерываний, выполнен аппаратно у приборов AT90S1200 и ATtiny10/11/12 и располагается в памяти данных у остальных приборов семейства. Ряд AVR микроконтроллеров имеют встроенный в арифметическую часть АЛУ перемножитель.

Отличительные особенности:

- производительность, приближающаяся к 1 MIPS/МГц;
- усовершенствованная AVRa RISC архитектура;
- отдельные шины памяти команд и данных, 32 регистра общего назначения;
- Flash ПЗУ программ, с возможностью внутрисистемного перепрограммирования и загрузки через SPI последовательный канал, 1000 циклов стирание/запись;
- EEPROM данных, с возможностью внутрисистемной загрузки через SPI последовательный канал, 100000 циклов стирание/запись;
- блокировка режима программирования;
- встроенные аналоговый компаратор, сторожевой таймер, порты SPI и UART, таймеры/счетчики;
- полностью статические приборы - работают при тактовой частоте от 0 Гц до 20 МГц;
- диапазон напряжений питания от 2,7 В до 6,0 В (от 1,8 до 5,5 В у ATtiny12V);
- режимы энергосбережения: пассивный (idle) и стоповый (power down).

В середине 2001 года фирма Atmel сообщила о дальнейшем развитии своего семейства микроконтроллеров megaAVR, оснащенных революционной, по утверждению специалистов фирмы, самопрограммируемой Flash памятью. Семейство разрабатывается для поддержки программирования удаленных применений или применений, требующих обновления программ в условиях эксплуатации. CPU обеспечивает чтение памяти во время ее записи и способен программировать или перепрограммировать блоки Flash памяти через SPI, UART или 2-проводный интерфейс. Самопрограммирование может выполняться во всем диапазоне рабочих температур и напряжений питания. Flash память приборов семейства подразделяется на секторы загрузочного блока и кодов программ. Объем секторов составляет 128 байтов - малый объем секторов позволяет существенно сократить время изменения программ. Все приборы семейства AT90S совместимы по исходным кодам и тактированию. Семейство обеспечено комплектом программ и системами отладки, включающими: макро-ассемблеры, отладчики/симуляторы программ, внутрисхемные эмуляторы, и отладочные устройства.

Микроконтроллеры семейства AT90S поставляются в очищенном состоянии - содержимое и Flash памяти программ и ЭСППЗУ данных находится в состоянии FF и готово к программированию. Объединение на одном кристалле усовершенствованного 8-разрядного RISC ЦПУ с загружаемым Flash ПЗУ позволило фирме создать мощный микроконтроллер, обеспечивающий высокую гибкость и экономичность в использовании прибора в качестве встраиваемого контроллера.

Микроконтроллер Atmega8 является высокоэффективным средством построения компактных измерительно-вычислительных систем, встраиваемых в оборудование элементов СУ благодаря своим характеристикам:

- AVR RISC архитектура - архитектура высокой производительности и малого потребления;
- 130 команд, большинство которых выполняется за один машинный цикл;
- встроенный в арифметическую часть АЛУ перемножитель;
- полностью статический прибор - работает при тактовой частоте от 0 Гц до 16 МГц;
- 32 x 8 бит регистра общего назначения;

- 8 Кбайт Flash ПЗУ программ, с возможностью внутрисистемного перепрограммирования и загрузки через SPI последовательный канал, 1000 циклов стирание/запись;

- 512 байта ЭСППЗУ данных, с возможностью внутрисистемной загрузки через SPI последовательный канал, 100000 циклов стирание/запись;

- 1Кбайт внутренней SRAM памяти
- программируемые биты защиты (Lock bits)
- два 8-разрядных таймера-счетчика с предварительными делителями частоты;
- 16-разрядный таймер-счетчик с предварительным делителем частоты;
- счетчик реального времени с предварительным делителем частоты;
- при канала генерации ШИМ-сигнала;
- 8-канальный мультиплексируемый 10-разрядный АЦП;
- двухпроводной последовательный интерфейс;
- Master-Slave SPI интерфейс;
- программируемый USART;
- программируемый сторожевой таймер с собственным встроенным генератором частоты;
- встроенный аналоговый компаратор;
- источники внешних и внутренних прерываний;
- аппаратный сброс при включении питания и программируемый детектор просадки напряжения;
- 5 режимов энергосбережения: Idle, ADC Noise Reduction, Power-save, Power-down и Standby;
- прерывания и «пробуждение» при изменении назначения вывода;
- внутренний, калиброванный, регулируемый тактовый генератор;
- минимальные габаритные характеристики.
- 23 программируемые линии вывода/ввода;
- диапазон напряжений питания от 2,7В до 5,5В.

Atmega8 благодаря мощной системе команд, встроенным АЦП, ШИМ – генераторам и аналоговому компаратору, а также наличию внутренних генераторов частоты, позволяет создавать на его основе различные многофункциональные устройства с минимальным количеством дополнительных элементов.

Входными сигналами для микроконтроллера служат сигналы с пьезоэлектрического датчика высоты (частота), а также с пьезоэлектрического датчика угловой скорости (напряжение). Для измерения сигналов используется встроенные таймер-счетчик и аналоговый компаратор, а также аналогово-цифровой преобразователь.

Выходными (управляющими) сигналами микроконтроллера являются ШИМ сигнал управления двигателем, а также два ШИМ сигнала управления рулевыми машинками. Для выдачи управляющих воздействий используется три встроенных ШИМ-модулятора, с возможностями частотного и фазового модулирования сигнала.

Для усиления сигналов управления, подаваемых на двигатель и рулевые машинки, используются усилительные каскады. Оценка способов предварительной обработки информации с датчиков для вычисления неизмеряемых параметров.

Для качественного управления микроминиатюрным летающим роботом «Колибри-2» система должна получать данные о следующих параметрах полета:

- скорость полета;
- высота полета;
- скорость изменения высоты полета;
- угловая скорость относительно оси Z;
- угловая скорость относительно оси X;
- угол крена;
- угол тангажа.

ЛА оснащен ультразвуковым датчиком высоты и двумя пьезоэлектрическими гироскопами, следовательно, измеряемыми параметрами являются высота полета и угловые скорости относительно осей Z и X. Для управления МЛР необходимо вычислять оставшиеся три параметра: скорость полета, скорость изменения высоты полета и углы тангажа и крена.

Все необходимые вычисления проводятся на микроконтроллере. Для получения информации о скорости изменения высоты полета необходимо проинтегрировать информацию, получаемую с датчика высоты. Определения текущего значения угла тангажа получаем путем интегрирования угловой скорости относительно оси Z, получаемой с пьезоэлектрического гироскопа. Определения текущего значения угла крена получаем путем интегрирования угловой скорости относительно оси X, получаемой с пьезоэлектрического гироскопа.

Для управления МЛР «Колибри-2», бортовой вычислитель на базе микроконтроллера Atmega8 выполняет следующие операции:

- получение информации с ультразвукового датчика высоты;
- получение информации с пьезоэлектрического гироскопа;
- усреднение и фильтрация полученных сигналов;
- интегрирование значения угловой скорости;
- дифференцирование значения высоты полета;
- реализация закона управления;
- измерение управляющих сигналов, поступающих с радиоприемника;
- управление углом отклонения рулевых машинок;
- управление тягой двигателя;
- управление ультразвуковым передатчиком;
- получение и выдача сигналов по последовательному каналу USART;
- хранение в памяти программы полета;
- реализация режима программного полета;
- реализация режима операторного управления полетом.

Бортовой вычислитель предполагает возможность подключение следующих устройств:

- двигателя постоянного тока мощностью до 25 Вт (разъем J7);
- 2-х рулевых машинок с ШИМ управлением (разъемы J8,J9);
- ультразвукового излучателя (разъем J10);
- ультразвукового приемника (разъем J13);
- стандартного 4-7 канального радиоприемника (разъемы J4,J12);
- цифрового радиоприемника (разъем J11);
- 2-х пьезогироскопов (разъемы J2,J3);
- внешнего программатора (разъем J1);
- ПЭВМ по интерфейсу RS-232 (разъем J11).

Основным элементом схемы является микроконтроллер Atmega8, который благодаря встроенным АЦП, ШИМ – генераторам и аналоговому компаратору, а также наличию внутренних генераторов частоты, позволяет создавать на его основе различные многофункциональные устройства с минимальным количеством дополнительных элементов.

Так как основная часть периферийных устройств бортового вычислителя, то самым трудоемким этапом проектирования СУ микроминиатюрным летающим роботом «Колибри» является разработка программного обеспечения.

В процессе выбора аппаратных средств для создания нового устройства необходимо рассматривать не только технические средства микроконтроллера, но также уделять внимание средствам поддержки, как аппаратным (стартовые наборы, программаторы, внутрисхемные эмуляторы), так и программным (языки низкого и высокого уровня, эмуляторы). В расчет следует брать не только удобство работы и функциональные возможности конкретного пакета программ, но и его стоимость. Семейство RISC микроконтроллеров фирмы ATMEL обеспечено комплектом программ и системами отладки, включающими: макроассемблеры, отладчики/симуляторы программ, внутрисхемные эмуляторы, и отладочные устройства.

Основным инструментом программиста является интегрированная среда разработки – AVR Studio 3.0. Эта оболочка включает в себя текстовый редактор, менеджер проектов, отладчик и представляет следующие возможности:

- создание и редактирование исходного файла на ассемблере;
- символьная отладка в исходных кодах;
- просмотр содержимого FLASH-ПЗУ, ЭСПЗУ, ОЗУ, регистров и портов ввода-вывода;
- неограниченное число точек прерывания;
- просмотр и модификация элементов с помощью механизма Drag-and-Drop;
- загрузка файлов в формате COFF, UBROF6 и HEX;
- поддержка проектов на языках C и PASCAL.

Опции компилятора можно выбирать из стандартного набора или устанавливать самостоятельно. Ассемблерные директивы могут включать условное выполнение, include-файлы и текстовые директивы.

Вследствие низкой эффективности управляющих поверхностей, для качественного управления МЛР «Колибри» в продольном канале предлагается комбинированное управление, включающее изменение тяги двигателя и угла отклонения рулевых поверхностей.

Заключение

Таким образом, проектирование и производство МЛР является одним из наиболее актуальных направлений развития современной беспилотной авиации. Широкий диапазон применения в сочетании с относительно невысокой себестоимостью летательных аппаратов такого типа обеспечивает интенсивное расширение этого сектора на международном авиационном рынке изделий и услуг.

Разработка МЛР сопряжена с решением целого ряда принципиально новых задач, прежде всего связанных с удовлетворением жестким требованиям технических характеристик. Особую актуальность вызывает разработка СУ, поскольку основным направлением, выбранным для развития темы МЛР, является поиск технического компромисса между снижением его массогабаритных характеристик и повышением функциональных возможностей, при ограничениях на себестоимость разработки производства и эксплуатации. Также необходимо учитывать жесткие ограничения на возможность сопротивления внешним факторам вызванным в особенности погодными условиями, что также выдвигает дополнительные требования к СУ

В ходе работы над темой была разработана экспериментальная серия МЛР «Колибри». Благодаря малым массогабаритным характеристикам МЛР запускается одним человеком, запуск производится «с руки». Также МЛР «Колибри» имеет удобную компоновку, которая обеспечивает возможность его транспортирования одним человеком. В зависимости от конфигурации СУ, МЛР одного типа сможет выполнять разнообразные задачи. Например, фото-, видео-съемка; наведения радиолокационные препятствий, поиск людей и др.

Концепция разработки МЛР заключается в необходимости решения целого ряда задач, которые затруднительно решить другими способами. Одно из главных направлений при разработке МЛР – снижение его массогабаритных характеристик и повышения его функциональных возможностей. Габариты МЛР позволяют легко вместить его в рюкзак или в кейс, а автономность СУ полетом разрешит с легкостью освоить применение МЛР. Благодаря использованию разной комплектации СУ МЛР существует возможность унификации планерной установки для выполнения разнообразных задач. Так, для повышения точности выполнения операций МЛР может быть оснащенный микроминиатюрной видеокамерой и проводить разведывательные операции с лазерным наведением на цель и патрулирование местности, при этом он остается фактически незамеченным благодаря его малым габаритам и малым акустическим шумом. Наведение радиолокационных препятствий разрешит усовершенствовать защиту от самонаводящегося оружия. Использование инфракрасных датчиков разрешит проявить, а наличие взрывного устройства - уничтожить живую силу неприятеля в городских условиях, который сделает МЛР незаменимым устройством для повышения безопасности личного состава в городских условиях.

СУ МЛР «Колибри» была опробована в условиях реального полета (рис. 12, 13, 14). В процессе испытаний применялись различные типы управляющих алгоритмов, проводился их анализ, уточнялась математическая модель объекта, вновь использовались различные алгоритмы управления [17].



Рис.12. Запуск МЛР «с руки»

В конструкции перспективных МЛР предполагается использовать композиционные материалы, которые при повреждении смогут самовосстанавливаться, а также программное обеспечение, способное при отказах каких-либо систем выбирать альтернативные алгоритмы управления для продолжения полета. Разработка конструкции планера, создание математических моделей и алгоритмов управления МЛР позволили создать автономную СУ, что разрешает запуск и управление МЛР без вспомогательных средств. Построенная гибкая СУ, обеспечивает выполнение разнообразных полетных задач. Использование интеллектуальных алгоритмов управления МЛР разрешает поддержку автономности полета в условиях отсутствия визуального контакта [18].



Рис. 13. МЛР «Колибри» в полете

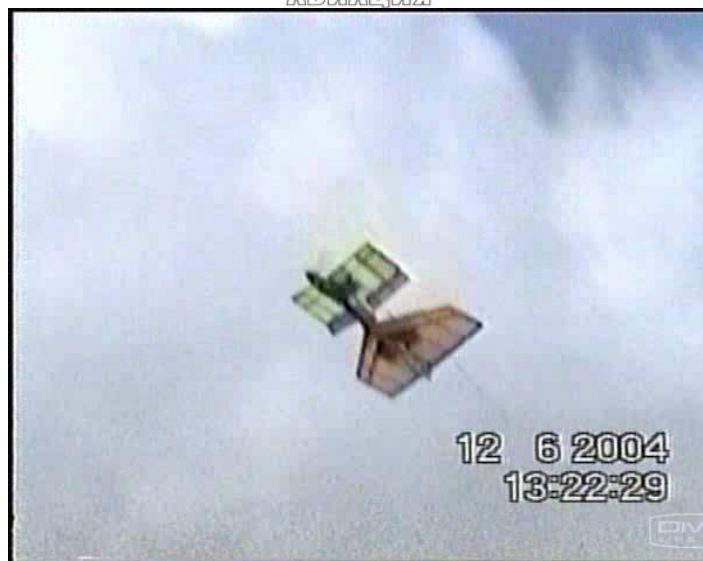


Рис. 14. МЛР «Колibri» в полете. Крупным планом

Таким образом, разработка МЛР с разной комплектацией СУ делает возможной унификацию планерной установки для выполнения разнообразных задач:

- проведения разведывательных операций с лазерным наведением на цель и патрулирование местности, при этом МЛР остается фактически незамеченным благодаря его малым габаритам;
- наведение радиолокационных препятствий, которые разрешит усовершенствовать защиту от самонаводящегося оружия;
- используя инфракрасные датчики, МЛР разрешит выявить, а наличие взрывного устройства - уничтожить живую силу неприятеля в городских условиях, который повысит безопасность личного состава в городских условиях.

Разработка МЛР - это сложная инженерная задача, работа над которой очень часто ставит новые вопросы, так и не дав ответов на предыдущие, так как МЛР является не полностью детерминированным объектом. Кое-что из того, что является аксиомой для больших, малых и средних ЛА, недопустимо для использования.

Литература

1. Краснов А.А., Путилин А.А. БЛА: От разведки к боевым действиям // Зарубежное военное обозрение. 2004. №4. С.41 – 47
2. Сурков А.М. Беспилотные летательные аппараты // AeroBusiness. 1998. №1. С. 35 – 37
3. Сурков А.М. В мире БЛА // AeroBusiness, 1999. №2. С. 42 – 43
4. Меньшов И.В. Использование БЛА в интересах ПРО // Зарубежное военное обозрение. 2002. №12. С.27
5. XXI век: оружие, военная техника, средства обеспечения США // Зарубежное военное обозрение. 1999. №3. С.65
6. Волин А.Б. Бюджет Министерства обороны США в области беспилотной техники на 2001 финансовый год // Зарубежное военное обозрение. 2002. №6. С.34
7. Григорьев А.А. Планы военного руководства ФРГ по развитию и использованию БЛА в ВС // Зарубежное военное обозрение. 2003. №8. С.47
8. XXI век: оружие, военная техника, средства обеспечения США // Зарубежное военное обозрение. 2004. №7. С.81
9. Краснов А.А., Путилин А.А. БЛА: От разведки к боевым действиям // Зарубежное военное обозрение. 2004. №5. С.42 – 49
10. Сурков А.М. Беспилотные летательные аппараты – украинские горизонты // AeroBusiness, 1999. №1. С. 44 – 47
11. Афинов В.В. Стратегические разведывательные БЛА и направления развития беспилотной авиации в США // Зарубежное военное обозрение. 1997. №7. С.35-42
12. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
13. Кулик А.С., Нарожный В.В., Лавошник И.В., Пунегов С.Ю., Таран А.Н. Концепция микробеспилотных летательных аппаратов // Сборник трудов семинара и материалы круглого стола «Наука и технологии против терроризма. Предотвращение угрозы и устранение последствий». – Х.: АНПРЭ, ХНУРЭ, 2006. – С. 40-41.
14. Кулик А.С., Нарожный В.В., Процко Н.Л. Обеспечение отказоустойчивости систем управления беспилотного ЛА // Труды 8-го всероссийского семинара с международным участием по управлению движением и навигацией летательных аппаратов. – Самара, 1997. - С.81-83.
15. Кулик А.С., Нарожный В.В., Комков А.В. Состояние и перспективы развития малогабаритных БЛА // Сб. тр. X Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов /Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2002. С. 223-228.
16. Кулік А.С., Нарожний В.В., Пунегов С.Ю., Таран О.М., Лавошник І.В. Концепція мікромініатюрних безпілотних літальних апаратів // Сучасний стан і перспективи розробки виробництва і застосування безпілотних ЛА: Науково-практична конференція Наукового центру Повітряних Сил Збройних Сил України (25-26 листопада 2004) - К., 2004.- С.29.
17. Деклараційний патент 53335А України: МПК 7 G01L11/00. Мікро барометр / Кулік А.С., Нарожний В.В., Кулік Т.В., Короленко Д.Ю., Момонт О.С.- № 2002043567; Заявлено 29.04.02; Опубл. 15.01.03, Бюл.№ 1.
18. Деклараційний патент 71221 А України: МПК 7 G01S7/52. Пристрій для вимірювання відстані за допомогою ультразвука / Кулік А.С., Нарожний В.В., Лавошник І.В., Таран О.М., Пунегов С.Ю. - № 20031211059; Заявлено 15.12.03; Опубл. 15.11.04, Бюл. № 11.