

ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА

В. Н. ЕФАНОВ¹, Р. М. ТУЗБЕКОВ²

¹efanov@mail.rb.ru, ²tuzrustam@yandex.ru

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 22.12.2013

Аннотация. Рассматривается задача оптимизации облика бортового оборудования по совокупности показателей, определяющих основные тактико-технические характеристики БРЭО перспективного вертолета. Процедура оптимизации включает два взаимосвязанных этапа: формирования множества допустимых вариантов бортовой аппаратуры вертолета с учетом существующих ограничений, отраженных в действующих нормативных документах, и выбор оптимального состава по критериям эффективности функционирования бортового комплекса с использованием метода глобального случайного поиска. С этой целью предлагается адаптивный генетический алгоритм, позволяющий обеспечить желаемую скорость сходимости, гарантируя при этом приемлемое качество найденного решения

Ключевые слова: вертолет; бортовое оборудование; оптимизация; генетический алгоритм.

ВВЕДЕНИЕ

Постоянное расширение функций, возлагаемых на различные системы бортового оборудования, а также повышение предъявляемых к ним требований обуславливает чрезвычайно высокую трудоемкость задач, связанных с детальной проработкой и оптимальной композицией всех составляющих бортовых комплексов. Многообразие физических принципов, на базе которых реализуются основные устройства комплексов бортового оборудования, огромное количество возможных вариантов структур не только самих этих устройств, но и вариантов объединения отдельных частей в целостный многофункциональный комплекс привело к тому, что проблемный анализ и концептуальные исследования в данной предметной области относятся к числу наиболее трудоемких задач проектирования сложных технических систем [1].

В полной мере указанные соображения относятся к комплексам бортового оборудования перспективных многоцелевых вертолетов. Сменные целевые модули кабины позволяют, применяя один вертолет, транспортировать грузы, перевозить пассажиров, выполнять патрулирование, строительно-монтажные и погрузочно-разгрузочные работы, оказывать экстренную

медицинскую и противопожарную помощь, решать поисково-спасательные и эвакуационные задачи. При этом единый интегрированный комплекс бортового оборудования должен содержать целый ряд специализированных подсистем, предназначенных для поддержки выполнения всего спектра функциональных задач. Вследствие этого при создании подобных интегрированных комплексов возникает целый круг проблем, связанных с формализацией процедуры выбора их оптимальной конфигурации для вновь создаваемых и модернизируемых вертолетов:

- высокая размерность задачи проектирования, обусловленная существованием большого числа допустимых проектных альтернатив;
- неопределенность условий, в которых осуществляется процедура проектирования;
- отсутствие методологии аналитического синтеза структур подобных сложных многофункциональных систем, что является объективной предпосылкой для эвристического подхода при формировании их оптимального облика.

Проблема высокой размерности задачи проектирования относится ко всей совокупности проектных альтернатив: множеству целей, достижение которых решает задачу проектирова-

ния, множеству путей и средств достижения целей, совокупности технических, экономических и прочих ограничений, влияющих на выбор способов достижения целей, и совокупности наличных или потребных ресурсов. Реализуемый в последние годы модульный подход к созданию разнообразных устройств авионики из набора программно и аппаратно совместимых унифицированных многофункциональных компонентов значительно увеличил число возможных схмотехнических вариантов, в состав которых теперь могут входить изделия как отечественных, так и зарубежных производителей. Разработку систем авионики ведут американские фирмы Rockwell Collins, Universal Avionics Systems Corp., AlliedSignal Aerospace, Honeywell, Bendix/King ATAD и др., европейские – Thompson CSF и Sfenа (Франция), Ferranti (Англия), VDO (ФРГ), крупнейшими российскими производителями являются «Авиаприбор-холдинг», концерн «Авионика», корпорация «Аэрокосмическое оборудование».

В свою очередь проблема неопределенности охватывает все этапы жизненного цикла авиационного оборудования. При этом неопределенные факторы, связанные с разработкой бортовых комплексов, имеют преимущественно целевой характер. Их существование обусловлено удаленностью во времени этапа непосредственного применения разрабатываемых устройств и неоднозначностью будущих условий их применения. С другой стороны, условия применения бортового авиационного оборудования характеризуются поведенческой и физической неопределенностью. Поведенческая неопределенность связана с отсутствием достаточной априорной информации о результатах выполнения отдельных этапов полетного задания, а также о возможном поведении других участников воздушного движения. Физическая неопределенность связана с недостаточной изученностью многообразных явлений, сопровождающих процесс функционирования устройств и систем бортового оборудования.

Что касается проблемы использования аналитических методов при решении задачи дискретной оптимизации, то и первая группа подобных методов (методы отсечения) и вторая группа (методы частичного перебора) характеризуются экспоненциальным ростом объема вычислений при увеличении числа анализируемых вариантов. В связи с этим особую актуальность приобретают методы глобального случайного поиска, копирующие механизмы естественной эволюции в природе – так называемые генетические алгоритмы.

В статье предлагается комплексный подход к решению перечисленных проблем, основанный на рациональном сочетании методики формирования множества допустимых вариантов бортовой аппаратуры, отвечающих современной концепции модульной авионики, и принципов эвристической оптимизации на базе эволюционного программирования

ФОРМИРОВАНИЕ МНОЖЕСТВА ДОПУСТИМЫХ ВАРИАНТОВ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ВЕРТОЛЕТА

Процедура выбора оптимального облика комплекса бортового оборудования включает две взаимосвязанные задачи:

- формирование множества допустимых вариантов исходя из существующих требований к составу бортового оборудования;
- оптимизация выбранного состава по критериям эффективности функционирования бортового комплекса.

Состав бортового оборудования определяется следующими основными факторами:

- характеристиками летательного аппарата;
- ожидаемыми условиями эксплуатации;
- существующей системой технического обслуживания, подготовки экипажей и наземного обслуживающего персонала.

Вертолеты имеют базовый состав оборудования, примерно такой же, как и на самолетах местных воздушных линий, и специальный состав, зависящий от назначения и функциональных задач, выполняемых вертолетами. В связи с этим на вертолетах устанавливается некоторое оборудование, отличное от самолетного. К такому оборудованию относятся, например, система воздушных сигналов (СВС) со специальными приемниками воздушных давлений (ПВД), система автоматического управления или автопилот и др.

Все отмеченные факторы нашли свое отражение в действующих нормативных документах, таких как ЕНЛГС, АП, FAR, JAR, а также в соответствующих рекомендациях ARINC [2]. В частности, в документах ARINC серии 700 на цифровое пилотажно-навигационное оборудование содержатся рекомендации по основным функциям (решаемым задачам) пилотажно-навигационного оборудования, по основным выходным техническим параметрам цифровых устройств (точности, составу, формату, коду), номиналам напряжения на входе и выходе, их распределению на разъемах, взаимозаменяемости, габаритам и массе. Таким образом, документы ARINC нормируют в основном аппара-

турную реализацию цифровых устройств и служат основой унификации и стандартизации архитектуры, системного и вспомогательного программного обеспечения.

Рассмотрим функциональное назначение основных подсистем бортового оборудования вертолета, определяющее необходимый состав аппаратуры и возможные варианты ее реализации с использованием изделий, поставляемых на рынок.

Электронная система индикации (ЭСИ) вертолета (Electronic flight instruments system (EFIS) – ARINC-725). Стандартная конфигурация ЭСИ включает: для каждого пилота – командно-пилотажный индикатор (КПИ) (EADI – Electronic Air Director Indicator) и общий для обоих пилотов многофункциональный дисплей (Multi Function Display – MFD).

На экранах КПИ, позволяющих осуществлять независимый выбор визуального отображения каждым членом экипажа, должна индцироваться следующая параметрическая и сигнальная информация: курс с признаком индицируемого курса, координаты текущего места вертолета, относительные величины крена, тангажа и скольжения, достижение допустимых в эксплуатации углов крена, барометрическая и геометрическая высоты, выставленное пилотом барометрическое давление, истинная воздушная скорость и скорректированная воздушная скорость (после обработки в компьютере воздушных данных поправок по температуре и высоте полета), путевая скорость, максимальная эксплуатационная приборная скорость, курсовые углы от радионавигационных систем ближней навигации: азимутальной радиосистемы ближней навигации метрового диапазона волн (VOR), азимутально-дальномерной радиосистемы ближней навигации (TACAN), а также от интегрированной спутниковой бесплатформенной инерциальной навигационной системы – СБИНС (Embedded GPS-aided INS – EGI).

В свою очередь на экране многофункционального дисплея отображаются выбираемые карты перемещения (Digital Moving Map – DMM), данные радара погоды (Weather radar – WR), карты погоды, расширенные данные о близости земли (Ground proximity warning system – GPWS) и сообщения системы предупреждения столкновения в воздухе (Traffic collision avoidance system – TCAS).

Многофункциональный пульт управления (МФПУ) (Multifunctional control display unit (MCDU) – ARINC-739). МФПУ решает задачи траекторного управления в режиме 4D с использованием реверсивной тестовой панели, которая

обеспечивает обратный контроль, тестирование систем бортового оборудования, а также выполняет следующие функции: комплексного пульта управления подвижной картой, комплексного пульта управления и индикации для навигационных датчиков, комплексного пульта управления для радиосвязных средств, пульта эксплуатационного контроля, средств ввода, хранения, обновления и использования базы аэронавигационных и других эксплуатационных данных, спутниковой навигационной системы, пульта для ввода и имитации учебных задач, вычислительного блока системы электронной индикации. МФПУ обеспечивает выдачу следующих параметров в другие системы: текущий курс, заданный выбранный путевой угол/курс, путевая скорость, истинная воздушная скорость, линейное боковое уклонение (ЛБУ), высота, текущие географические координаты, состояния автономного контроля целостности приемника спутниковой навигационной системы (Receiver Autonomous Integrity Monitoring – RAIM), выбранный для навигации маршрут, текущее время. МФПУ представляет собой многодатчиковую систему, которая позволяет сопрягаться со следующими устройствами: бортовыми приемниками VOR, DME, инструментальной системой посадки (Instruments landing system – ILS), микроволновой системой посадки (Microwave landing system – MLS), системой воздушных сигналов – CBC (Air data system – ADS), инерциальными системами (Inertial reference system – IRS), доплеровским измерителем путевой скорости и угла сноса (ДИСС), радиовысотомером, датчиком магнитного курса, аппаратурой сбора информации от общевертолетных систем (Flight data acquisition system – FDAS), с директорными приборами. В режиме комплексного пульта управления подвижной картой МФПУ выдает на экран многофункционального дисплея следующие данные: положение вертолета поверх цифровой движущейся карты в различных масштабах, ориентацию карты в зависимости от выбранного пилотом режима, план полета, зоны полета и запретные зоны, наземные препятствия, вид сбоку (окно, индицирующее положение вертолета в вертикальной плоскости).

Вычислительная система управления полетом (ВСУП) (Flight control computer (FCC) – ARINC-701). ВСУП предназначается для планирования и оптимизации траекторий и режимов полета, программирования маршрута и плана полета с автоматическим вводом начальных оперативных данных, лётно-технических характеристик вертолета и его силовой установки, оперативного изменения программы полета,

включая переход на новый маршрут, формирования командных и информационных сигналов для автоматического управления полетом вертолета по запрограммированному оптимальному маршруту от взлета до заключительного этапа захода на посадку.

Бесплатформенная инерциальная система (БИНС) (Inertial reference system (IRS) – ARINC-704). Как правило, в составе бортового оборудования современных и перспективных вертолетов используется инерциальная система, совмещенная с GPS приемником – Embedded GPS & INS (EGI). Необходимость такой интеграции диктуется следующими обстоятельствами. Несмотря на то, что БИНС позволяют непрерывно и динамично выдавать полные навигационные решения – координаты, скорость, ускорения, угловую ориентацию – и не зависят при этом от внешних источников информации, ошибка в определении навигационных параметров накапливается с течением времени, а точность выходной информации зависит от точности чувствительных элементов. В связи с этим в качестве чувствительных элементов приходится применять прецизионные дорогостоящие гироскопы и акселерометры, в частности, кольцевые лазерные гироскопы, которые сильно усложняют и удорожают систему. В интегрированной спутниковой бесплатформенной инерциальной навигационной системе (СБИНС) появляется возможность использовать недорогие микроэлектромеханические гироскопы и акселерометры, нестабильные характеристики которых периодически корректируются по показаниям приемников глобальной спутниковой навигационной системы. В результате в СБИНС сочетаются точные и функциональные характеристики с невысокой стоимостью, малыми габаритами и высокой надежностью.

Система предупреждения близости земли (СППЗ) (Ground proximity warning system (GPWS) – ARINC-723). Обеспечивает летный экипаж визуальной и звуковой сигнализацией о непреднамеренном сближении с подстилающей поверхностью с учетом этапа полета, времени реакции летного экипажа и скорости вертолета.

Бортовая система предупреждения столкновений воздушных судов в воздухе (Traffic collision avoidance system (TCAS) – ARINC-730). Предназначена для вычисления и индикации скорости сближения и высоты всех оборудованных ответчиками летательных аппаратов в окружающем воздушном пространстве для предупреждения потенциальных столкновений воздушных судов, вероятность которых реальна.

Бортовой метеонавигационный радиолокатор (МНРЛС) (Weather radar (WR) – ARINC-708). Предназначен для указания экипажу углового положения, дальности и степени опасности гидрометеорологических образований, положения вертолета относительно наземных ориентиров, а также отображения вертикального сечения метеообразования.

Радиотехническое оборудование ближней навигации (РСБН). РСБН включает комплекс бортового угломерно-дальномерного оборудования: угломерной системы VOR (VHF omnidirectional random (VOR) – ARINC-711), дальномерной системы DME (Distance measurement equipment (DME) – ARINC-709), а также инструментальной системы посадки (Instruments landing system (ILS) – ARINC-710). РСБН служит для определения места вертолета в режиме «Навигация» по непрерывно измеряемому азимуту и наклонной дальности, обеспечения полета по заданному маршруту, вывода вертолета в любую заданную точку в пределах дальности действия радиоканала, определения условных отклонений на посадке в режиме «Посадка» и выдачи этих данных на навигационно-пилотажные и командно-пилотажные приборы, а также для индикации и опознавания воздушных судов в режиме межсамолетной навигации «Встреча».

Система управления радиосредствами (Radio management system (RMS) – ARINC-736) включает систему цифрового выбора частоты и режимов работы (Control panel radio systems по ARINC-720) КВ приемопередатчика (HF communications transceiver по ARINC-719) и приемопередатчика высокочастотной радиосвязи (VHF transceivers communication по ARINC-716), а также управляет работой системы авиационной спутниковой связи (Aviation satellite communication system (ASCS) по ARINC-741).

Как отмечалось выше, отдельные устройства, входящие в перечисленные комплексы бортового оборудования вертолета, выпускаются различными отечественными и зарубежными компаниями. Примерный перечень таких устройств приведен в табл. 1.

Чем полнее исходный перечень устройств, выполняющих группы задач общего функционального назначения, тем более высокие тактико-технические характеристики разрабатываемого бортового оборудования вертолета могут быть обеспечены. При этом процедура формирования множества допустимых вариантов бортового оборудования реализуется в следующей последовательности.

Таблица 1

Используемое оборудование	Производитель	
Средства электронной системы индикации	МФИ 10-5	ОАО «Раменский приборостроительный завод» (Россия)
	МФИ 10-6М	ОАО «Раменский приборостроительный завод» (Россия)
	МФИ-104	ЗАО «Р.Е.Т. Кронштадт» (Россия)
	МФИ-ЖК-2	ОАО «НИИ авиационного оборудования» (Россия)
	TDS-10LN/TDS-10LL	ЗАО «ГРАНЗАС Авиация» (Россия)
	TDS-10PH/TDS-10PL	ЗАО «ГРАНЗАС Авиация» (Россия)
Многофункциональные пульты управления	ПВ-95	ОКБ «Электроавтоматика» (Россия)
	МФПУ-Авиаприбор	ОАО «Авиаприбор-холдинг» (Россия)
	МФПУ-1	ЗАО «ГРАНЗАС Авиация» (Россия)
	МФПУ-ЭЛАРА	ОАО «Научно-производственный комплекс «ЭЛАРА» (Россия)
	Primus 2000	«Honeywell International», (США)
	GNS 430	«GARMIN International», (США)
Вычислительные системы управления полетом	BCB-95-1B	ОАО «НИИ авиационного оборудования» (Россия)
	КАБРИС-31	ЗАО «Р.Е.Т. Кронштадт» (Россия)
	UNS-1K	«Universal Avionics» (США)
	KLN 90B	«AlliedSignal Aerospace» (США)
	AMS-5000	«Rockwell Collins, Inc.» (США)
	СМА-900	«Canadian Marconi Company Aerospace» (Канада)
Совмещенные бесплатформенные инерциальные навигационные системы	ИНС-2000	ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», (Россия)
	СБКВ-ПМ	ОАО ПНППК (Россия)
	БПСН-2-03	ЗАО «КБ НАВИС», (Россия)
	AHS-4000	«Rockwell Collins, Inc.» (США)
	AH-2100 Super AHRS	«Honeywell International», (США)
	ADIRU	«Thales Group», (Франция)
Системы предупреждения опасной близости земли	ТТА-12Н	ЗАО «ГРАНЗАС Авиация», (Россия)
	ТТА-12S	ЗАО «ГРАНЗАС Авиация», (Россия)
	ISS-2100	«Rockwell Collins, Inc.» (США)

Используемое оборудование	Производитель	
	HTAWS	«GARMIN International», (США)
	Mark XXII EGPWS	«Honeywell International», (США)
	T ² CAS (TAWS)	«Thales Group», (Франция)
Системы предотвращения столкновений в воздухе	TCAS-4000	«Rockwell Collins, Inc.» (США)
	CAS 66A/TCAS I	«Honeywell International», (США)
	CAS 100 System	«Honeywell International», (США)
	ПУ ОСА-С	ОАО «НИИ авиационного оборудования» (Россия)
	ТЗСАС	«Thales Group», (Франция)
	ТМАСА	Israel Aerospace Industries, (Израиль)
Бортовые метеонавигационные радиолокаторы	МРЛС «Нева»	ОАО НТЦ «Ленинец», (Россия)
	КОНТУР-10СВ	ООО «Контур-НИИРС», (Россия)
	RDR-4000	«Honeywell International», (США)
	GWX 68	«GARMIN International», (США)
	WXR-2100	«Rockwell Collins, Inc.» (США)
	RDR 2100VP	«AlliedSignal Aerospace», (США)
	Радиотехническое оборудование ближней навигации	A-380МКЭ
РСБН-85В		ОАО «ВНИИРА», (Россия)
MLS-85		ОАО «ВНИИРА», (Россия)
GNS 430W		«GARMIN International», (США)
AN/ARN-147 (V)		«Rockwell Collins, Inc.» (США)
NR 3320-(01)-(110)		«Becker Avionics International Group», (США)
Системы управления радиосредствами		«ШИРОТА-У»
	МИКРОН	ОАО «ГЗАС им. А.С.Попова», (Россия)
	SL40	«GARMIN International», (США)
	Primus HF-1050	«Honeywell International», (США)
	CCS-2200	«Rockwell Collins, Inc.» (США)
	AS 3100 - (13)	«Becker Avionics International Group», (США)

Каждому варианту распределения исходных устройств на группы различного функционального назначения поставим в соответствие вектор $S_j = [s_k^j]_{1 \times M}$ ($j = 1, 2, \dots, R$) длиной $M = \sum_{i=1}^N m_i$ бит. Здесь m_i – количество устройств в i -й

функциональной группе, N – число функциональных групп бортового оборудования, R – число сформированных вариантов.

Для кодировки вариантов распределения воспользуемся бинарным алфавитом, который отличается от стандартного двоичного кода Грея:

$$s_k^j = \begin{cases} 1, & \text{если устройство входит} \\ & \text{в состав данного варианта;} \\ 0, & \text{если устройство не входит} \\ & \text{в состав данного варианта.} \end{cases}$$

При этом в каждом фрагменте вектора S_j , соответствующем определенной функциональной группе, может присутствовать единственный ненулевой элемент. По существу, такая кодировка соответствует разбиению пространства допустимых вариантов на гиперкубы, которым соответствуют уникальные комбинации битов в векторе S_j . В качестве примера подобной кодировки ниже приведены пять возможных вариантов комплекса бортового оборудования.

$$S_1 = [100000100000100000100000100000100000100000100000100000];$$

$$S_2 = [01000001000001000001000001000001000001000000100000100000100000];$$

$$S_3 = [00100000100000100000100000100000100000001000001000001000001000];$$

$$S_4 = [000100000100000100000100000100000100000000100000100000100000100];$$

$$S_5 = [0000100000100000100000100000100000100000000010000010000010000010];$$

Из сформированного подобным образом множества возможных вариантов необходимо выбрать оптимальный состав бортового комплекса исходя из обобщенного критерия эффективности, включающего показатели, которые оценивают функциональные возможности, точностные и надежностные характеристики аппаратуры, ее стоимость и эксплуатационную технологичность.

ОПТИМИЗАЦИЯ ОБЛИКА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПО СОВОКУПНОСТИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ

Процесс создания оптимального облика бортового комплекса включает две взаимосвязанные задачи:

- формирование критерия оптимальности, адекватного целям проектирования;

- выбор оптимальной проектной альтернативы из множества допустимых вариантов.

Цель проектирования накладывает вполне определенный отпечаток на принцип выбора совокупности оценочных функций.

Они должны содержать такое количество частных показателей, которое позволяет учесть все определяющие признаки, адекватно отражающие результат проектирования. Помимо этого, они должны обеспечивать ранжирование вариантов по степени предпочтения и ставить им в соответствие количественную меру эффективности. Специфика задачи оценки по векторному критерию состоит в том, что ее решение будет заведомо субъективным. Это объясняется не столько субъективностью выбора множества оценочных функций, сколько тем обстоятельством, что некоторые из исследуемых вариантов могут оказаться более предпочтительными по одним показателям и менее предпочтительными по другим. Поскольку основная аксиома оценки по нескольким показателям утверждает невозможность в общем случае строгого математического доказательства существования максимально предпочтительного варианта, то любой вариант из числа недоминируемых (т.е. не являющихся менее предпочтительными по всем показателям сразу) может быть признан наиболее предпочтительным конкретным проектировщиком в конкретных условиях.

Для того чтобы полученные оценки были максимально обоснованными, выработка решающего правила должна осуществляться в строгом соответствии с объемом достоверной информации о свойствах используемых оценочных функций. Наименее субъективным представляется подход, при котором происходит ранжирование вариантов по каждому из учитываемых показателей, а в качестве обобщенной оценочной функции берется сумма рангов. Поясним этот метод обобщенных рангов на примере трех показателей, характерных для изделий авиационной техники: массы (*Massa*), объема (*Objem*) и экспертной оценки эффективности работы (*Ozenka*), выраженной в баллах по столбальной шкале.

Суммарные характеристики для каждого варианта рассчитываются как суммы соответствующих показателей устройств, включенных в соответствующий вариант

$$Sum_Massa_j = \sum_{k=1}^M Massa_k \times s_k^j | s_k^j \in S_j ;$$

$$Sum_Objem_j = \sum_{k=1}^M Objem_k \times s_k^j | s_k^j \in S_j ;$$

$$Sum_Ozenka_j = \sum_{k=1}^M Ozenka_k \times s_k^j | s_k^j \in S_j ;$$

$$(j = \overline{1, R}).$$

Суммарные характеристики для рассмотренных выше пяти вариантов бортового комплекса приведены в табл. 2.

Таблица 2

№	Sum_Massa, кг	Sum_Objem, дм ³	Sum_Ozenka
1	30,92	124,109	485
2	32,58	23,344	465
3	30,06	22,912	505
4	35,88	31,881	503
5	29,92	18,923	490

В соответствии с полученными суммарными характеристиками каждому варианту присвоим ранг в виде натурального числа (табл. 3), причем наивысший ранг присваивается лучшему, с точки зрения соответствующей оценочной функции, оборудованию. В этой же таблице приведен и суммарный ранг (*Sum_Rang*) каждого варианта.

Таблица 3

№	Rang_Massa	Rang_Objem	Rang_Ozenka	Sum_Rang
1	3	1	2	6
2	2	3	1	6
3	4	4	5	13
4	1	2	4	7
5	5	5	3	13

Использование обобщенных рангов для оценки множества вариантов позволяет перейти к процедуре выбора оптимальной проектной альтернативы. Поиск оптимального варианта предлагается осуществлять с привлечением специального адаптивного генетического алгоритма. При использовании адаптивных алгоритмов эффективность процедур случайного поиска повышается за счет самообучения и адаптации. Подобные механизмы позволяют устранить основное противоречие генетических алгоритмов, которое заключается в том, что чем выше скорость сходимости алгоритма, тем больше вероятность получения локально-оптимального решения [3]. Главное отличие адаптивных алгоритмов от стандартных заключается в настройке параметров генетических операторов таким образом, чтобы обеспечить оптимальную скорость сходимости, гарантирующую приемлемое качество найденного решения. Однако в настоящее время отсутствуют достаточно универсальные механизмы адаптации, позволяющие гибко перестраивать стратегию поиска в зависимости от достигнутого результата.

Рассмотрим версию адаптивного генетического алгоритма, модифицированного к задаче поиска оптимального состава комплекса бортового оборудования.

Генетический алгоритм на каждом шаге производит обработку популяции, состоящей из набора векторов (хромосом) S_j – $G(p) = \{S_1(p), S_2(p), \dots, S_R(p)\}$. В качестве функции пригодности берется суммарный ранг каждого варианта в данной популяции. При этом следует отметить, что величина функции пригодности для одного и того же варианта, входящего в состав отличных друг от друга популяций, будет изменяться. Это связано с тем, что величина целевой функции каждого варианта определяется не только его собственными элементами, но и его «соседями» по популяции, их численностью и их оценочными функциями.

Состав начальной популяции $G(0)$ формируется на основе случайной выборки с учетом того, что не все возможные варианты хромосом являются допустимыми. Как отмечалось ранее, допустимость определяется тем, что в каждом участке битовой строки, соответствующем определенному виду оборудования, присутствует только один ненулевой элемент. При этом в составе каждого варианта будет присутствовать не более одного прибора из числа однотипных устройств.

Последующие популяции формируются таким образом, чтобы при переходе от популяции к популяции средняя ценность составляющих ее векторов увеличивалась. С этой целью осуществляется процедура так называемого «элитного отбора»: в новую популяцию $G(p+1)$ помещаются представители популяции $G(p)$, имеющие максимальные ранги –

$$insert(G, (p+1), S_j | Sum_Rang_j = \max).$$

При этом соотношение сохраненных векторов прежней популяции и новых векторов, образованных за счет применения генетических операторов, регламентируется коэффициентом новизны ν . Если $\nu < 1$, то популяция будет перекрывающейся, т.е. в новой популяции сохраняются *VIP* – представители популяции $G(p)$, а если $\nu = 1$, то она будет неперекрывающейся, т.е. подвергнется полному обновлению.

Между оставшимися представителями популяции производятся операции кроссинговера и мутации. Процедура кроссинговера позволяет реализовать механизм адаптации параметров алгоритма оптимизации на основе компромисса между скоростью сходимости и качеством по-

лучаемого локально-оптимального решения. Суть предлагаемого механизма адаптации сводится к тому, что вероятность $p(S_j)$ отбора особей гибко меняется в зависимости от предыстории поиска. С этой целью используется нормальный закон распределения вероятности отбора. Математическое ожидание принимается равным значению функции пригодности наилучшей для данного поколения хромосомы популяции $M = \max(\text{Sum_Rang}_j)$. Если в очередном поколении произошла смена наилучшей хромосомы, то дисперсия принимает максимальное значение, расширяя тем самым диапазон поиска. Если же на протяжении нескольких поколений более предпочтительная хромосома не находится, то дисперсия уменьшается в простейшем случае пропорционально числу поколений $D = D_{\max} - \beta \cdot g$, D_{\max} – максимальное значение дисперсии; β – коэффициент, определяющий скорость сходимости алгоритма; g – число «неудачных» поколений.

Чтобы выяснить, какую роль играет параметр β с точки зрения обеспечения адаптивных свойств алгоритма, было проведено специальное исследование влияния этого параметра на скорость сходимости. Суть этого исследования заключалась в следующем. Учитывая случайный характер результатов работы генетического алгоритма, было произведено 100 его запусков при решении задачи оптимизации состава бортового оборудования вертолета для различных значений β и определено суммарное число поколений, за которое он завершал свою работу. Результаты исследования приведены в табл. 4. Следовательно, наиболее предпочтительным является значение $\beta = 0.13$, которое обеспечивает минимальное суммарное число поколений.

Таблица 4

Значение β	Суммарное число поколений
0.05	8841
0.06	5790
0.07	5476
0.08	5207
0.09	3916
0.1	3363
0.11	2983
0.12	2961
0.13	1786
0.14	2020
0.15	2315

При проведении кроссинговера в соответствии с $p(S_j)$ выбираются родительские особи

$S_{c1}(p) = \text{Get}(G(p))$ и $S_{c2}(p) = \text{Get}(G(p))$, после чего находится результирующая хромосома $S_c(p) = \text{Crossover}(S_{c1}(p), S_{c2}(p))$. Специфика рассматриваемой задачи оптимизации влияет на способ проведения этой операции. Чтобы сохранить состав оборудования, необходимый для выполнения его основных функций, разрыв родительских хромосом осуществляется только в точках их деления на гены, соответствующие различным видам используемого оборудования. Более гибкой является схема, когда выбирается несколько точек разрыва и выполняется много-точечный кроссинговер. Число циклов кроссинговера, осуществляемых над особями каждого поколения, влияет на диапазон поиска, увеличивая разнообразие исследуемых хромосом. Это позволяет находить более совершенные варианты бортового оборудования, но затягивает процедуру поиска. Для оценки целесообразности числа циклов кроссинговера было проведено исследование суммарного числа поколений, которые потребовались для завершения поиска при 100 запусках генетического алгоритма. Исследования показали, что применительно к рассматриваемой задаче оптимизации лучше всего проводить кроссинговер один раз (табл. 5).

После осуществления кроссинговера к оставшимся хромосомам применяется оператор мутации. Использование классической схемы мутации в данном случае также неприемлемо по отмеченным выше соображениям.

Таблица 5

Число циклов кроссинговера	Суммарное число поколений
1	2023
2	2121
3	2260
4	2444
5	2540

В связи с этим производится мутация не одного бита, а всего гена, кодирующего соответствующий вид оборудования. Как показали исследования суммарного числа поколений, полученных при 100 запусках генетического алгоритма, наилучшие результаты достигаются при проведении однократной мутации в каждом поколении (табл. 6).

Полученные в результате кроссинговера и мутации хромосомы потомков случайным образом отбираются в следующее поколение. Хромосомы отбираются из расширенной популяции, которая пополняется новыми представителями – потомками, образованными вследствие кроссинговера, и мутировавшими хромосомами.

Таблица 6

Число циклов мутации	Суммарное число поколений
1	2355
2	2805
3	3128
4	4531
5	4535

Для этого сначала производится перерасчет значений функции пригодности всех членов расширенной популяции, а затем совершается адаптивный отбор

$$\text{insert}(G_s(p+1), S_C, S_M).$$

При этом каждый новый потомок проходит «проверку на идентичность», суть которой состоит в недопущении попадания в новую популяцию одинаковых особей

$$\text{insert}(G_s(p+1), S_C, S_M | S_C, S_M \neq S_j \in G_s(p+1)).$$

Используемый в данном алгоритме механизм адаптации обеспечивает еще одно важное преимущество – задает логически обоснованный критерий остановки поиска. Обычно в качестве такого критерия используется либо произвольно заданное число поколений, либо желаемое значение функции пригодности, при достижении которых поиск прекращается. В нашем случае поиск прекращается, если дисперсия уменьшается до такой величины, когда вероятность изменения лучшего из найденных вариантов бортового оборудования становится пренебрежимо малой. Пусть в качестве порогового значения дисперсии выбирается величина, равная 10 % от ее максимального значения. Тогда при достижении дисперсией порогового значения случайная величина Sum_Rang_j с вероятностью 0.997 будет находиться в интервале $[Sum_Rang_{\max} - 0,3; Sum_Rang_{\max} + 0,3]$. Поскольку функция пригодности, заданная суммарным рангом, может принимать только целочисленные значения, то это означает, что заведомо будет отобран наилучший вариант с максимальной функцией пригодности. Следовательно, поиск перестает быть случайным, и его дальнейшее продолжение теряет смысл.

Таким образом, после завершения процедуры оптимизации в результирующей хромосоме оказывается закодированная информация о составе оптимального варианта комплекса бортового оборудования.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Проведенный анализ требований, предъявляемых к комплексам бортового оборудования

перспективных многоцелевых вертолетов, позволил сформировать множество допустимых вариантов бортовой аппаратуры, отвечающих современной концепции модульной авионики, в рамках которой удастся объединить программно и аппаратно совместимые унифицированные многофункциональные компоненты как отечественных, так и зарубежных производителей. В то же время при создании комплексов интегрированной авионики возникает целый круг проблем, связанных с формализацией процедуры выбора их оптимальной конфигурации. К числу таких проблем относятся процедура формирования критерия оптимальности, адекватного целям проектирования, и задача выбора оптимальной проектной альтернативы из множества допустимых вариантов.

В работе предлагается подход к формированию критерия оптимальности, при котором происходит ранжирование вариантов по каждому из учитываемых показателей, а в качестве обобщенной оценочной функции берется сумма рангов. При этом отбор осуществляется в строгом соответствии с объемом достоверной информации о свойствах используемых оценочных функций.

Предложенный механизм адаптации, при котором параметры генетического алгоритма гибко меняются в зависимости от предыстории поиска, обеспечивает компромисс между скоростью сходимости и качеством получаемого локально-оптимального решения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ефанов В. Н., Токарев В. П.** Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2010. 783 с. [V. N. Efanov, V. P. Tokarev, *Aviation devices and measuring-computer complexes: tutorial*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2010.]
2. **Avionics: Development and Implementation / Spitzer C.R.** (Ed.). 2nd edition. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006. 232 p. [Avionics: Development and Implementation, C. R. Spitzer (Ed.). 2nd edition. CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006.]
3. **Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л.** Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. Пер. с польск. И. Д. Рудинский. 2-е изд. М.: Гор. линия-Телеком, 2013. 384 с. [D. Rutkovskaja, M. Pilin'skij, L. Rutkovskij, *Neural networks, genetic algorithms and fuzzy systems*, (in Russian), 2nd edition. Moscow: Gorjachaja linija-Telekom, 2013.]

ОБ АВТОРАХ

ЕФАНОВ Владимир Николаевич, проф. каф. электроники и биомедицинских технологий. Дипл. инж. элек. техн. (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по упр. в техн. системах (УГАТУ, 1995). Иссл. в обл. интелл. комплексов борт. оборудования.

ТУЗБЕКОВ Рустам Маратович, асп. каф. электроники и биомедицинских технологий. Дипл. инж. по авиац. приборам и изм.-выч. комплексам (УГАТУ, 2006). Иссл. в обл. интелл. комплексов борт. оборудования.

METADATA

Title: Principles of formation of the optimal shape of the avionics of the prospective helicopter.

Authors: V. N. Efanov, R. M. Tuzbekov.

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: efanov@mail.rb.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 2 (63), pp. 103-112, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The problem of optimization of the appearance of the airborne equipment by a set of indicators defining the main tactical and technical characteristics of avionics of the prospective helicopter. The optimization procedure consists of two interrelated phases: the formation of a set of feasible options for on-Board equipment of the helicopter taking into account existing limitations contained in existing regulations, and the choice of optimal composition of criteria of efficiency of functioning of airborne using the global random search. With this purpose it is proposed adaptive genetic algorithm to ensure the desired rate of convergence, ensuring adequate quality of the solution found.

Key words: helicopter; aircraft equipment; optimization; genetic algorithm.

About authors:

EFANOV, Vladimir Nikolaevich, Prof., Dept. of Electronics and biomedical technologies. Dipl. Electronic Engineer (UAI, 1973). Ph. D., Control Systems, (UAI, 1977). D.Sc. (Full Doctor), Control in Technical Systems (USATU, 1995). Research in the area of avionics systems intellectualized.

TUZBEKOV, Rustam Maratovich, Postgrad. (PhD) Student, Dept. of electronics and biomedical technologies. Grad. eng. in aviation devices and measuring-computational complexes (USATU, 2006). Research in the field of intellectualized complexes of the onboard equipment.