

УДК 629.7+519.876.5

Решение задачи автоматизации полета группы самолетов

Гусев Д.И.

Аннотация: предметом работы является вопрос решения задачи автоматизации полета группы самолетов посредством разработки режима группового самолетовождения. Сформированы состав задач и структура режима, выполнена декомпозиция процесса разработки; разработаны и промоделированы интерфейс взаимодействия с летчиком и алгоритмы автоматического управления в режиме; разработана методика испытаний режима.

Результаты работы применены при решении задачи автоматизации полета группы самолетов и являются базовыми для дальнейшего развития режима группового самолетовождения.

Ключевые слова: групповое самолетовождение; автоматическое управление; испытания; методические указания; информационно-управляющее поле.

Решение большинства тактических задач военной авиации выполняется группами самолетов. Как следствие, основной формой использования боевого потенциала ВВС считаются групповые действия, что подразумевает совместный полет двух и более самолетов (пара, звено, несколько звеньев в составе объединенной группы (ОГ)), направленный на достижение единой цели. Центральной составляющей групповых действий является маневренное и траекторное взаимодействие самолетов группы. Основным требованием к этому виду взаимодействия самолетов является выдерживание определенных пространственных и временных параметров полета с обеспечением безопасности полета [1].

В бортовых системах российских истребителей реализуется информационное, помеховое и огневое взаимодействие в группе, однако недостаточна степень траекторного взаимодействия. Неавтоматизированный групповой полет строем и групповое маневрирование с визуальным контролем и ручным выполнением условий безопасности ведет к чрезмерной нагрузке летчика, возможным ошибкам пилотирования, дефициту времени для решения основных задач вылета [2].

Чрезмерная нагрузка летчика, многообразие тактических задач, требование выполнения полетов в независимости от времени суток и метеоусловий в плотных и рассредоточенных боевых порядках (в том числе при отсутствии визуальной связи) обуславливают актуальность научно-технической проблемы автоматизации управления при групповых действиях [1].

Одним из возможных вариантов решения задачи автоматизации группового полета современных и перспективных авиационных комплексов является разработка специальных режимов полета. В частности, в перечень задач решаемых авиационными комплексами разработки ОАО «ОКБ Сухого» включен подобный режим - режим группового самолетовождения (ГСВ).

Вопросы решения задачи автоматизации группового полета отражены в работах отечественных и зарубежных специалистов. Основное внимание в них уделяется построению систем межсамолетной навигации [3, 4] и алгоритмов формирования параметров автоматического управления по поддержанию заданного боевого порядка [3, 4, 5, 6]. Многие этапы группового полета отражены крайне недостаточно, включая взаимодействие «летчик-информационно-управляющее поле» (ИУП). Вопросы разработки режима как единой системы и вопросы методического обеспечения испытаний зачастую остаются не затронутыми.

В работе представлены вопросы поэтапной разработки режима ГСВ, определены его структура и состав задач. Выполнена разработка алгоритмического обеспечения режима для ведущего и ведомых самолетов, индикационного и управляющего интерфейса режима ГСВ. Проведено моделирование базовой версии режима ГСВ и рассмотрено методическое обеспечение проведения наземных и летных испытаний режима.

Результаты работы использованы в ОАО «ОКБ Сухого» при разработке режима ГСВ для пары, бортовой реализации режима и его оценке в процессе летных испытаний. На данный момент определены направления оптимизации программно-алгоритмического и аппаратного обеспечения режима ГСВ. Результаты работы находят применение при расширении функционального назначения режима при его дальнейшей разработке.

1. Общие вопросы разработки режима ГСВ

В групповом полете выделяются характерные этапы [7]:

- Сбор самолетов в группу – этап «сбор»;
- Полет строем в заданном боевом порядке (ЗБП) – этап «строй»;
- Перестроение самолетов группы при смене параметров ЗБП– этап «смена»;
- Роспуск группы, переход к автономным действиям - этап «ропуск».

При полете в режиме ГСВ в общем случае решаются три базовых задачи:

- Управление режимом ГСВ;
- Управление параметрами строя;
- Управление самолетом на всех этапах группового полета в режиме ГСВ.

К управлению режимом ГСВ относятся процедуры включения/выключения информационных систем межбортового обмена и определения взаимных координат (ОВК), режима в целом; управления параметрами конфигурации информационных систем.

К управлению строем относятся процедуры формирования параметров ЗБП и назначения команд выполнения этапов группового полета.

К управлению самолетом в режиме ГСВ относится обеспечение пространственного движения самолетов группы направленного на выполнение построения самолетов в ЗБП, полета строем с сохранением ЗБП, перестроения самолетов в группе при смене ЗБП, выхода самолетов группы из ЗБП в ручном, директорном или автоматическом режиме управления. Все этапы группового полета сопровождаются решением задачи безопасности.

Организационная структура группового применения авиационных комплексов подразумевает ранжирование самолетов группы (рис. 1):

- В строе «пара» выделяются ведущий (ВДЦ) и ведомый самолет (ВДМ);
- В строе «звено» выделяются командира звена (КЗ) и ВДМ самолеты, один из которых может быть ВДЦ второй пары в зависимости строя звена;
- В ОГ выделяется командир ОГ (КОГ) и командиры групп (КГ) в составе ОГ.

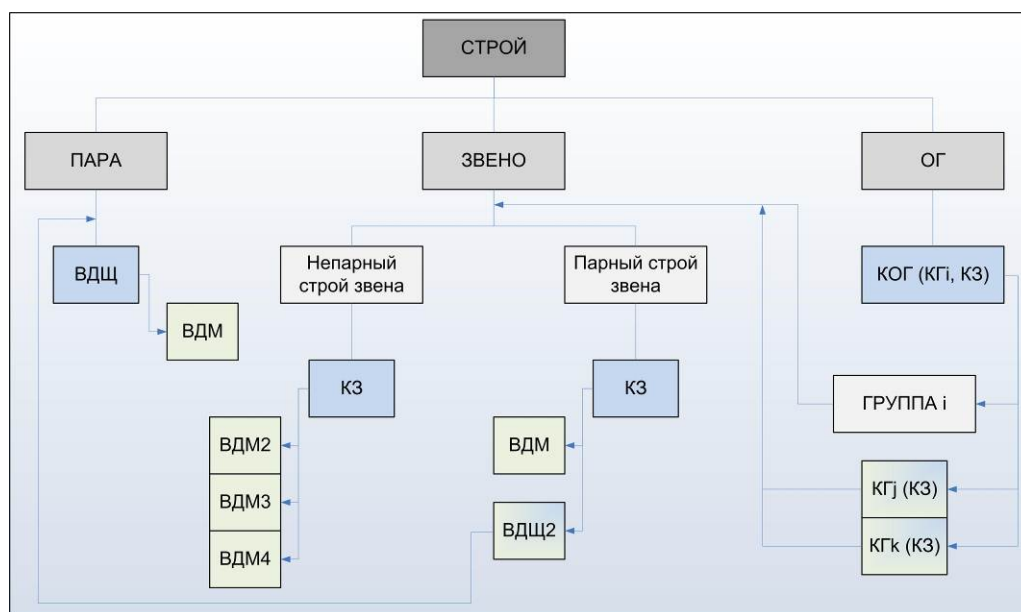


Рис. 1 Иерархическая структура управления строем¹

Состав задач режима ГСВ существенно зависит от ранга самолета в группе. Далее самолет в ранге командира будем называть ВДЦ, самолет в ранге подчиненного – ВДМ.

¹ Индексы на рисунке лежат в диапазоне [1, 3], при этом $i \neq j \neq k$.

Управление режимом ГСВ симметрично для ВДЦ и ВДМ, с тем отличием, что ВДМ выполняет включение режима при получении соответствующей команды от ВДЦ.

Задача управления параметрами ЗБП решается на борту ВДЦ:

- Вручную летчиком, как результат его взаимодействия с ИУП кабины;
- Автоматизированно, как результат выдачи параметров ЗБП из полетного задания (ПЗ) по этапам полета или как результат интеллектуальной поддержки; летчику необходимо принять или отклонить рекомендованные параметры ЗБП.

Задача управления самолетом ВДЦ решается путем ограничения собственных высотно - скоростных параметров полета и параметров маневрирования в ручном или автоматическом режимах управления. На ВДМ задача управления самолетом решается путем формирования заданных параметров управления в продольном, боковом и скоростном каналах управления, их индикации летчику и трансляции в контур автоматического управления для обеспечения ручного, директорного и автоматического управления.

Системы межбортового взаимодействия и ОВК имеют фундаментальное значение для построения режима ГСВ и во многом определяют его качественные параметры и характеристики. Повышение стабильности и качества информационного обеспечения режима ГСВ путем комплексной обработки информации (КОИ) межбортового взаимодействия является одним из основных направлений совершенствования режима в целом.

Системы ОВК и межбортового обмена имеют ограничения их применения по параметрам относительного положения и маневрирования. Ограничениями относительного положения являются дальность минимальная и максимальная ρ_{\min} , ρ_{\max} ; угол места минимальный и максимальный β_{\min} , β_{\max} ; угол пеленга максимальны и минимальный φ_{\min} , φ_{\max}). Ограничениями параметров маневрирования являются допустимая разность углов крена и тангажа взаимодействующих самолетов: $(\gamma_i - \gamma_j)_{\max}$ и $(\nu_i - \nu_j)_{\max}$.

В алгоритмах режима ГСВ используются собственные параметры полета, получаемые из комплекса пилотажно-навигационного оборудования (КПНО).

Параметры автоматического управления (в продольном, боковом и скоростном каналах) обрабатываются комплексной системой управления (КСУ) и отображаются на индикаторах ИУП для директорного режима управления.

Реализация режима ГСВ осуществляется в виде программно-математического обеспечения (ПМО) БЦВМ в составе комплекса бортового оборудования (КБО) под общим управлением единой информационно-управляющей системы. Взаимодействие ПМО режима ГСВ с системами КБО осуществляется посредством организации интерфейсов обмена с ПМО соответствующих систем. Обобщенная схема КБО в режиме ГСВ показана на рис. 2.

Исходя из сказанного выше, можно определить режим ГСВ как сложную распределенную программно-алгоритмическую и аппаратную систему, обеспечивающую автоматизацию группового полета для пары, звена и нескольких звеньев в ОГ. Как следствие, разработка режима ГСВ выполняется по адаптивной методике, отражающей объективно существующий цикл создания сложных систем [8]. Суть данного подхода заключается в итерационном процессе проектирования, на каждом этапе которого создается работоспособная версия режима ГСВ, что позволяет уточнить требования к режиму, его характеристики и спланировать работы по следующему этапу разработки. Декомпозиция процесса разработки режима ГСВ по версиям приведена в таблице 1.

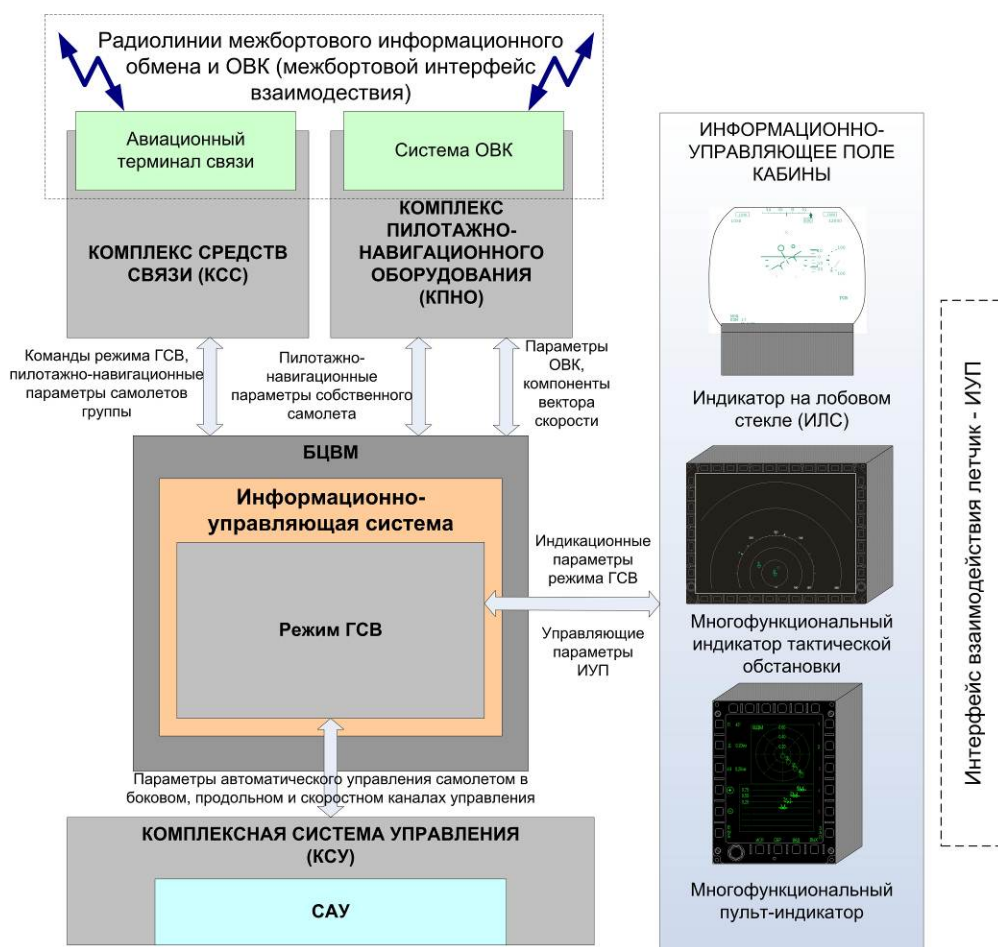


Рис. 2 Обобщенная схема систем КБО, реализующих режим ГСВ

2. Структура режима ГСВ

Структура ПМО режима ГСВ (рис. 3) отражает решение задач режима в зависимости от ранга самолета в группе и обеспечение интеграции режима в состав КБО. Каждая задача режима ГСВ выделяется в соответствующий подрежим. В структуре ПМО режима ГСВ каждый подрежим выполняется в виде программного модуля с присущими ему входными и выходными интерфейсами. Замыкание модулей в общий режим осуществляется в модуле-диспетчере режима. Построение режима ГСВ по модульному принципу позволяет выполнять независимую разработку отдельных модулей, их отладку и поэтапное расширение

функциональных возможностей каждого модуля без необходимости корректировки ПМО в целом.

Таблица 1 Декомпозиция процесса разработки режима ГСВ по версиям

Версия режима Задача режима	Технологическая версия режима на период испытаний ОВК	Базовая версия для пары	Базовая версия для звена	Базовая версия для ОГ	Полная версия режима	Перспективные направления развития режима
Использование радиотехнической системы ОВК (Р)	В полном объеме	+	+	+	+	Улучшение характеристик системы
Использование оптической системы ОВК (О)	-	-	Определяется готовностью системы	Определяется готовностью системы	+	См. выше
КОИ ОВК, КСС	-	ОВК(Р) + КСС	ОВК(Р) +КСС +ОВК (О) (см. выше)	ОВК(Р)+КСС +ОВК (О) (см. выше)	КОИ в полном объеме	Совершенствование алгоритмов КОИ
Использование линий КСС	-	В паре	В звене	В ОГ	+	+
Интерфейс ИЛС	Частичная реализация	В полном объеме	+	+	+	+
летчик-ИУП МФИ	См. выше	В объеме для пары	В полном объеме	+	+	+
МФПИ	См. выше	В полном объеме	+	+	+	+
Алгоритмы директорного и автоматического управления	-	СТРОЙ СМЕНА	СТРОЙ СМЕНА РОСПУСК	СБОР (звено) СТРОЙ СМЕНА РОСПУСК	СБОР (звено) СТРОЙ СМЕНА РОСПУСК	Совершенствование алгоритмов, в том числе для совмещения с другими режимами
Алгоритмы формирования ограничений параметров движения	-	Для обеспечения избытка управления на ВДМ, устойчивости работы радиотехнических систем		Дополнительно для улучшения качества стабилизации ЗБП	Добавление ограничений для работы в смешанных строях	См. выше
Обеспечение ручного управления	В объеме испытаний	В полном объеме	+	+	+	-
Обеспечение безопасности (подрежим УВОД)	Визуально, выполняется летчиком	Автоматически в паре	Автоматически в звене	Автоматически в ОГ	Автоматически	См. выше
Управления параметрами строя	Стандартные наборы параметров для оценки ОВК	Полное обеспечение ручной процедуры	Добавление автоматизированной процедуры	Взаимодействие с внешними режимами и системами для формирования тактически оптимальных параметров ЗБП		См. выше
Интеллектуальная поддержка	-	В части ограничения задаваемых параметров строя	В части рекомендаций по управлению режимом и ЗБП	Расширение объема поддержки	Расширение объема поддержки	См. выше
Методическое обеспечение испытаний	Методика испытаний ОВК	Методика испытаний для пары	Расширение для звена и ОГ, полная автоматизация обработки		Дополнения к методике	Дополнения к методике

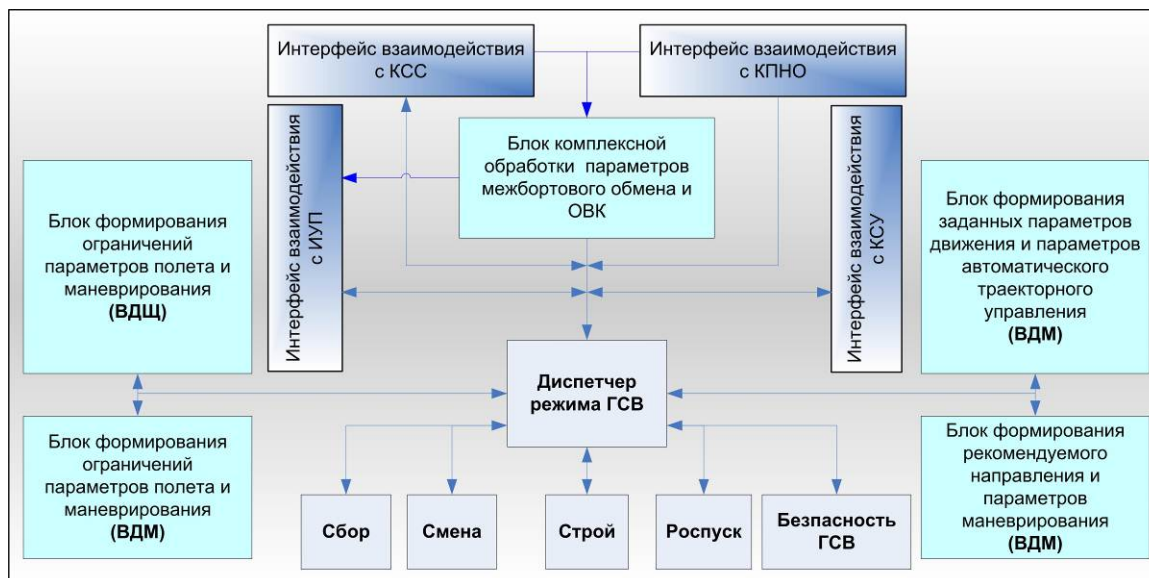


Рис. 3 Обобщенная структура ПМО режима ГСВ

Коммутация входных и выходных параметров режима ГСВ с внешними интерфейсами осуществляется через «Диспетчер режима ГСВ». Также в функции диспетчера входит подключение модулей режима ГСВ в зависимости от ранга собственного самолета и этапа полета, на основе анализа взаимного положения самолетов и команд с борта ВДЦ выполняется переключение соответствующих подрежимов по этапам полета, формирование команд на разрешение включения автоматического траекторного управления.

В каждом блоке отражающим этапы полета – «Сбор», «Строй», «Смена», «Роспуск» выполняется вычисление параметров для обеспечения индикационной поддержки летчика директорными символами, транспарантами заданных значений параметров полета и дополнительными рекомендациями и подсказками. В модулях «Сбор», «Строй», «Смена», «Роспуск» формируются исходные данные для «блока формирования заданных параметров движения и автоматического траекторного управления» и «блока формирования рекомендуемого направления и параметров маневрирования». Ограничения параметров полета и маневрирования осуществляются в блоках «формирования ограничений параметров полета и маневрирования» ВДЦ и ВДМ.

В модуле «Сбор» формируются исходные данные для решения задачи выхода ВДМ в район ЗБП относительно ВДЦ с последующим формированием подсказок на индикаторе на лобовом стекле (ИЛС) по изменению курса, высоты, скорости и дальности до ЗБП с целью алгоритмического перехода на этап «Строй». На ВДЦ решение задачи «Сбор» выполняется путем формирования исходных данных для определения ограничений параметров полета.

В модуле «Смена» на борту ВДМ выполняется определение траектории перехода ВДМ в новое ЗБП, исходя из условий обеспечения безопасности процесса относительного перемещения, и формируются исходные данные для определения параметров автоматического управления в соответствующем блоке. На борту ВДЦ решается задача

ввода новых параметров ЗБП, формирования ограничений на относительное положение самолетов группы и анализа соответствия новых параметров ЗБП ограничениям. При соответствии параметров ЗБП ограничениям выполняется переопределение ограничений параметров полета и маневрирования.

Модуль «Строй» является алгоритмическим ядром режима, обеспечивающим основную функцию – стабилизацию относительного положения ВДМ в области ЗБП. На борту ВДЦ задачи решаются ограничением параметров полета и маневрирования. Основное решение задачи стабилизации выполняется на борту ВДМ и заключается в определении рассогласования положения ВДМ относительно ЗБП и формировании в соответствующих блоках параметров автоматического траекторного управления с учетом особенностей работы КСУ и ограничений параметров полета и маневрирования.

В модуле «Роспуск» решается задача выхода ВДМ из ЗБП путем определения исходных данных для блоков формирования ограничений и параметров управления.

В блоке «Безопасность ГСВ» как на ВДМ, так и на ВДЦ выполняется решение задачи предотвращения угрозы столкновения. При этом на ВДЦ решение задачи выполняется формированием и индикацией сигналов и символов опасной ситуации, а на ВДМ дополнительным формированием и отработкой параметров автоматического управления для маневра «увод» с целью вывода ВДМ в безопасные условия.

В блоке комплексной обработки параметров межбортового обмена и ОВК выполняется комплексирование информации о взаимном положении и параметрах движения самолетов группы. Далее, параметры взаимного положения передаются в интерфейс взаимодействия с ИУП для отображения на многофункциональном индикаторе и в «Диспетчер режима ГСВ» с целью использования в алгоритмах режима в целом.

3. Алгоритмическое обеспечение подрежима «Строй»

Для обеспечения стабилизации ЗБП ВДМ самолетом на самолете ВДЦ ограничиваются располагаемые диапазоны по высоте и скорости полета, ограничиваются допустимые углы крена и тангажа при маневрировании. Ограничения предъявляются на индикацию на ИЛС и транслируются в контур автоматического управления при полете в навигационных режимах. Ограничения являются начальными и уточняются по результатам моделирования и испытаний режима ГСВ.

В качестве ограничений по скорости выбирается диапазон скоростей с отступом по 50 км/ч слева и справа. Этим обеспечивается резерв управления ВДМ ЛА по скорости. Нижнее ограничение по высоте выбрано равным 1000м из соображений обеспечения безопасности и может быть скорректировано по результатам испытаний. При этом, задаваемое принижение для ВДМ не может по модулю превышать значение Нвдц-1000. Верхнее ограничение по

высоте зависит от задаваемого превышения ВДМ по формуле: $H_{вдщ_макс} = H_{макс} - \Delta H_{зад}$, где $\Delta H_{зад}$ – заданное превышение. Если задается принижение, то допустимая высота полета ВДЩ ограничена сверху $H_{макс}$. Располагаемые высотно-скоростные параметры и их ограничения для ВДЩ показаны на рис. 4.

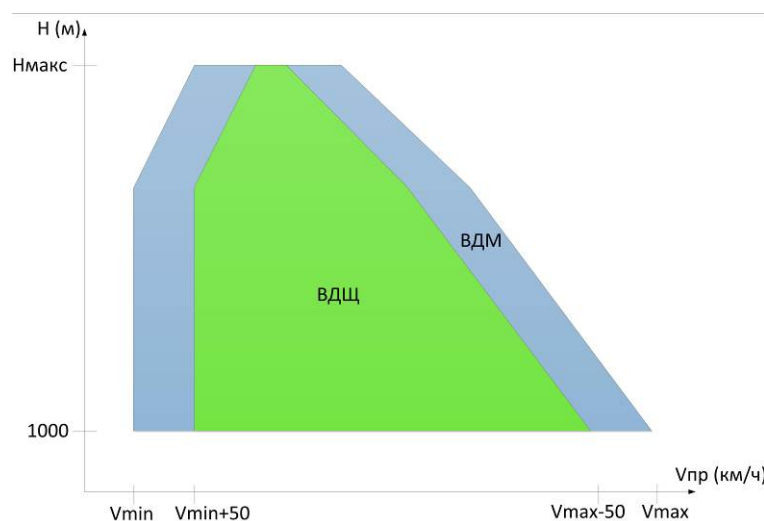


Рис. 4 Область располагаемых высот и скоростей ВДЩ и ВДМ

В боковом канале на самолете ВДЩ ограничиваются допустимые углы крена в зависимости от заданного положения ВДМ по пеленгу. Маневр в сторону ЗБП ВДМ ограничивается больше, чем маневр в сторону от ЗБП. При маневре по направлению от ЗБП закладывается постоянное максимальное ограничение. Допустимые диапазоны углов крена в зависимости от заданного угла пеленга показаны рис. 5.

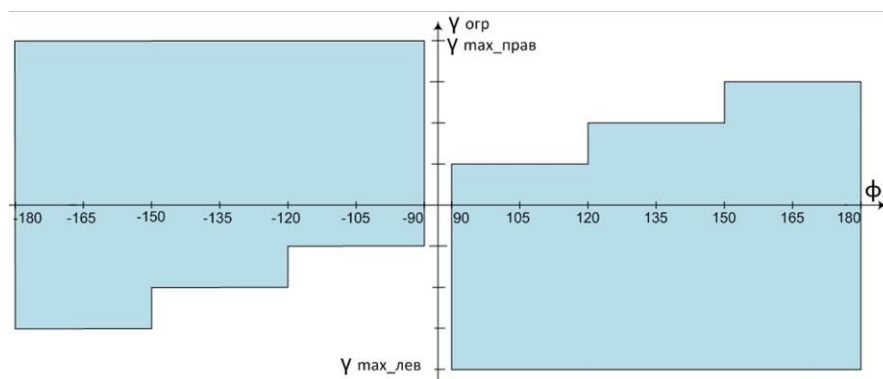


Рис. 5 Ограничения допустимых углов крена ВДЩ

В продольном канале на борту ВДЩ ограничивается вертикальная скорость. Ограничение при пикировании по модулю меньше, чем при кабрировании. Асимметрия обусловлена возможным сокращением дистанции между ВДМ и ВДЩ ввиду большей инерционности скоростного канала. Ограничения индицируются на ИЛС. Ограничения угла тангажа являются функциями угла наклона траектории, угла атаки и угла крена. Значения ограничений угла наклона траектории являются функцией ограничения вертикальной скорости и истинной скорости. Ограничения угла наклона траектории при кабрировании показаны на рис. 6 синим цветом, при пикировании – красным.

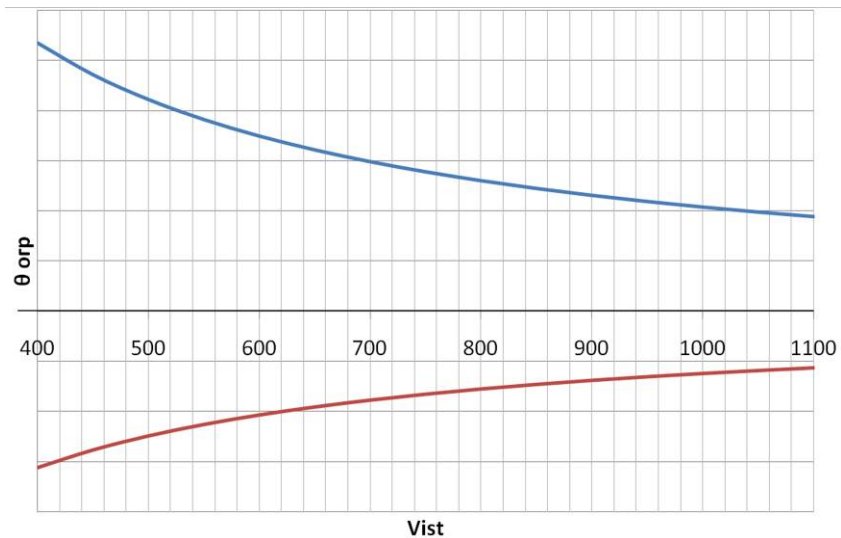


Рис. 6 Ограничения угла наклона траектории ВДЦ

Расчет ограничений выполняется по приведенным ниже формулам.

$$\Theta_{\text{огр_пик}} = \arcsin(Vy_{\text{огр_пик}}/V_{\text{ист}}); \quad \Theta_{\text{огр_каб}} = \arcsin(Vy_{\text{огр_каб}}/V_{\text{ист}});$$

$$v_{\text{огр_пик}} = \Theta_{\text{огр_пик}} + \alpha \cdot \cos(\gamma); \quad v_{\text{огр_каб}} = \Theta_{\text{огр_каб}} + \alpha \cdot \cos(\gamma).$$

Для стабилизации ЗБП ВДМ самолетом алгоритмами режима ГСВ осуществляется обработка параметров относительного положения и движения и формирование параметров автоматического управления в трех каналах управления: заданные значения приборной скорости, угла крена и вертикальной перегрузки ($V_{\text{приб зад}}$, $\gamma_{\text{зад}}$, $N_{y \text{ зад}}$).

Процесс непрерывного формирования параметров автоматического управления на ВДМ самолете, в общем, состоит из 5 основных этапов:

1. Определение положения ВДЦ самолета в связанной горизонтированной системе координат ВДМ самолета на основе информации о взаимном положении канала ОВК.
2. Определение рассогласования текущего положения ВДМ самолета относительно ЗБП и рассогласований параметров относительного движения.
3. Формирование параметров управления в продольном, боковом и скоростном каналах.
4. Ограничение управляющих параметров с учетом особенностей работы КСУ.
5. Выдача параметров управления в диспетчер траекторного управления для последующей передачи в КСУ для отработки.

Для использования в алгоритмах управления ГСВ информации ОВК необходимо выполнить ее преобразование: пересчитать угол пеленга в курсовой угол; пересчитать наклонную дальность в горизонтированную дальность и превышение/принижение. Системы координат ОВК и режима ГСВ для задания параметров ЗБП показаны на рис. 7.

Пересчет угла пеленга в курсовой угол, наклонной дальности в горизонтированную дальность и превышение выполняется по приведенным ниже формулам:

$$\varphi_{\text{ку}} = \varphi_{\text{овк}} - \psi_{\text{вдм}}; \quad D_{z \text{ овк}} = D_{\text{овк}} \cdot \cos(\beta_{\text{овк}}); \quad \Delta H_{\text{овк}} = D_{\text{овк}} \cdot \sin(\beta_{\text{овк}}).$$

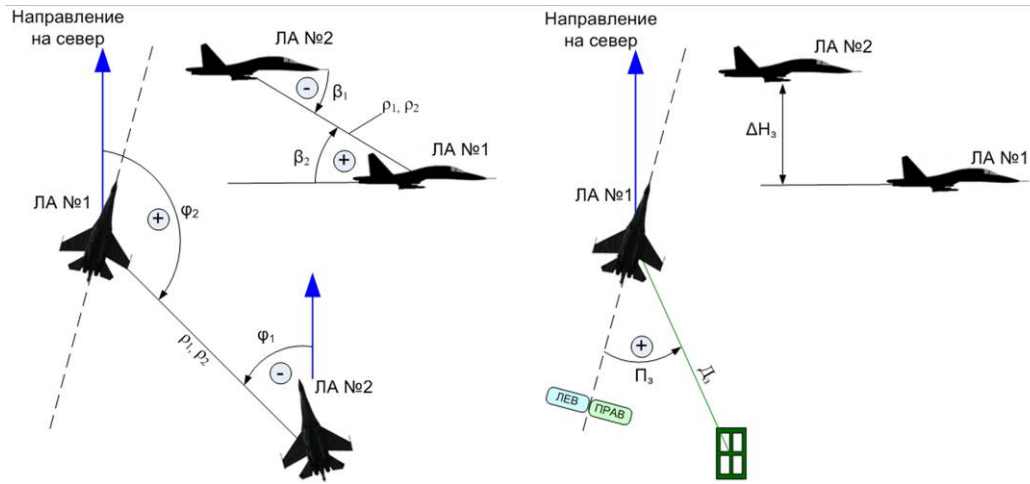


Рис. 7 Система координат ОВК (слева), система координат для задания ЗБП (справа)

Вычисление текущего положения ВДЦ самолета в прямоугольной связанной горизонтированной системе координат ВДМ самолета выполняется по формулам:

$$Y_{ji} = \Delta H_{овк}; X_{ji} = D_{г\ овок} \cdot \cos(\varphi_{кy}); Z_{ji} = D_{г\ овок} \cdot \sin(\varphi_{кy}).$$

Параметры заданного местоположения ВДМ самолета задаются на борту ВДЦ самолета и должны быть преобразованы в параметры ЗБП относительно ВДМ самолета. Это можно интерпретировать как заданное положение ВДЦ относительно ВДМ.

В связанных осях ведомого самолета параметры ЗБП вычисляются по формулам:

$$Y_{зад\ ji} = -\Delta H_{бп\ зад};$$

$$X_{зад\ ji} = D_{г\ зад} \cdot \cos(-\pi + \varphi_{бп\ зад}) = -D_{г\ зад} \cdot \cos(\varphi_{бп\ зад});$$

$$Z_{зад\ ji} = D_{г\ зад} \cdot \sin(-\pi + \varphi_{бп\ зад}) = -D_{г\ зад} \cdot \sin(\varphi_{бп\ зад}).$$

где $\Delta H_{бп\ зад}$ - заданное превышение, $D_{г\ зад}$ - заданная дальность горизонтальная, $\varphi_{бп\ зад}$ - заданный угол пеленга, полученные с борта ВДЦ.

Сигналы рассогласования по стабилизируемым параметрам в связанной горизонтированной системе координат ВДМ самолета имеют вид:

$$\Delta X_{ji} = X_{ji} - X_{зад\ ji} \quad - \text{(если } > 0, \text{ отставание);}$$

$$\Delta Y_{ji} = Y_{ji} - Y_{зад\ ji} \quad - \text{(если } > 0, \text{ понижение по вертикали);}$$

$$\Delta Z_{ji} = Z_{ji} - Z_{зад\ ji} \quad - \text{(если } > 0, \text{ сближение в горизонтальной плоскости);}$$

Демпфирующие составляющие управляющих сигналов:

$$\Delta \dot{X}_{ji} = (V_i - V_j); \Delta \dot{Y}_{ji} = (V_{y_i} - V_{y_j}); \Delta \dot{Z}_{ji} = V_i \cdot \Delta \Psi + X_{ji} \cdot \dot{\Psi}_j; \dot{\Psi}_j = -\frac{g \cdot \gamma_j}{V_j}.$$

Коэффициенты K в приведенных ниже алгоритмах определяются из условий аperiodичности переходных процессов при максимальном быстрейшем при ступенчатом изменении стабилизируемого параметра.

При условии ограничения маневренных характеристик строя заданное приращение истинной скорости полета формируется по следующему алгоритму:

$$\Delta V_{зад} = K_x \cdot \Delta X_{ji} + \dot{K}_x \cdot (\Delta \dot{X}_{ji} - K_1 Z_{зад\ ji} \cdot \dot{\Psi}_j)$$

При $D_{зад} < 1000\text{м}$ $K_1 = 0$. Величина $\Delta V_{зад}$ ограничена по модулю. Далее, приращение истинной скорости переводится к заданному приращению приборной скорости.

Избыточная вертикальная перегрузка для стабилизации заданного местоположения ВДМ формируется на борту ВДМ по следующему алгоритму:

$$\Delta n_{y_{зад}} = K_y \cdot \Delta Y_{ji} + \dot{K}_y \cdot \Delta \dot{Y}_{ji} + \frac{1 - \cos(\gamma_j)}{\cos(\gamma_j)}$$

где γ_j - текущий угол крена. Величина $\Delta n_{y_{зад}}$ ограничена сверху и снизу.

Заданное значение угла крена для стабилизации заданного местоположения ВДМ формируется на борту ВДМ по следующему алгоритму:

$$\gamma_{зад} = K_z \cdot \Delta Z_{ji} + \dot{K}_z \cdot \Delta \dot{Z}_{ji} + CF \cdot \Delta \Psi \cdot \frac{Vist_i}{Vist_j}$$

где CF - коэффициент перевода градусов курса в градусы крена; значение слагаемого « $CF \cdot \Delta \Psi \cdot \frac{Vist_i}{Vist_j}$ » ограничивается по модулю. Величина $\gamma_{зад}$ ограничена по модулю.

4. Интерфейс взаимодействия летчик-ИУП в режиме ГСВ

В режиме ГСВ отображение параметров для управления самолетом осуществляется на ИЛС. На МФИ отображаются параметры ЗБП и текущее положение самолетов группы.

Для отображения на ИЛС параметров управления самолетом в режиме ГСВ реализован следующий набор символики: транспаранты заданных значений высоты и скорости, указатель заданного курса, символы ограничений углов крена и тангажа на соответствующих шкалах, директорный символ, директорный символ положения ручки управления двигателем (РУД), символ отклонения от заданного положения в горизонтальной и вертикальной плоскости, транспаранты и указатели направления выполнения маневров увод и роспуск. Этап группового полета индицируется транспарантом текущего подрежима ГСВ. Контроля наклонной дальности до ВДЦ выполняется по счетчику текущей дальности.

Отображение заданных параметров строя на МФИ осуществляется символами текущего ЗБП и изменяемого ЗБП. Текущее положение самолетов группы реализовано в виде символов самолетов с указанием их номера в группе.

Управление режимом ГСВ, смена параметров ЗБП осуществляется с использованием органов управления (ОУ) ИУП расположенных на кнопочном обрамлении МФИ, МФПИ и пульте ввода информации (ПВИ), совмещенном с ИЛС.

Основные операции, выполняемые ОУ ИУП, заключаются в выборе взаимодействующего самолета или всех сразу, корректировке параметров ЗБП, исполнении параметров ЗБП (передача на ВДМ самолеты для отработки), назначении команд

включения/выключения режима и роспуска группы. При корректировке параметров ЗБП реализована поддержка идеологии HOTAS. При изменении параметров строя с использованием одного из возможных индикаторов на других индикаторах выполняется трассировка изменений. Наиболее широкие функции по управлению параметрами ЗБП реализованы в рамках МФПИ.

Интерфейс управления параметрами ЗБП с МФПИ является универсальным для любого типа строя: пара, звено или ОГ. Управление параметрами строя возможно с любой из двух страниц МФПИ: «Параметры строя» и «Вид» (см. рис. 8).

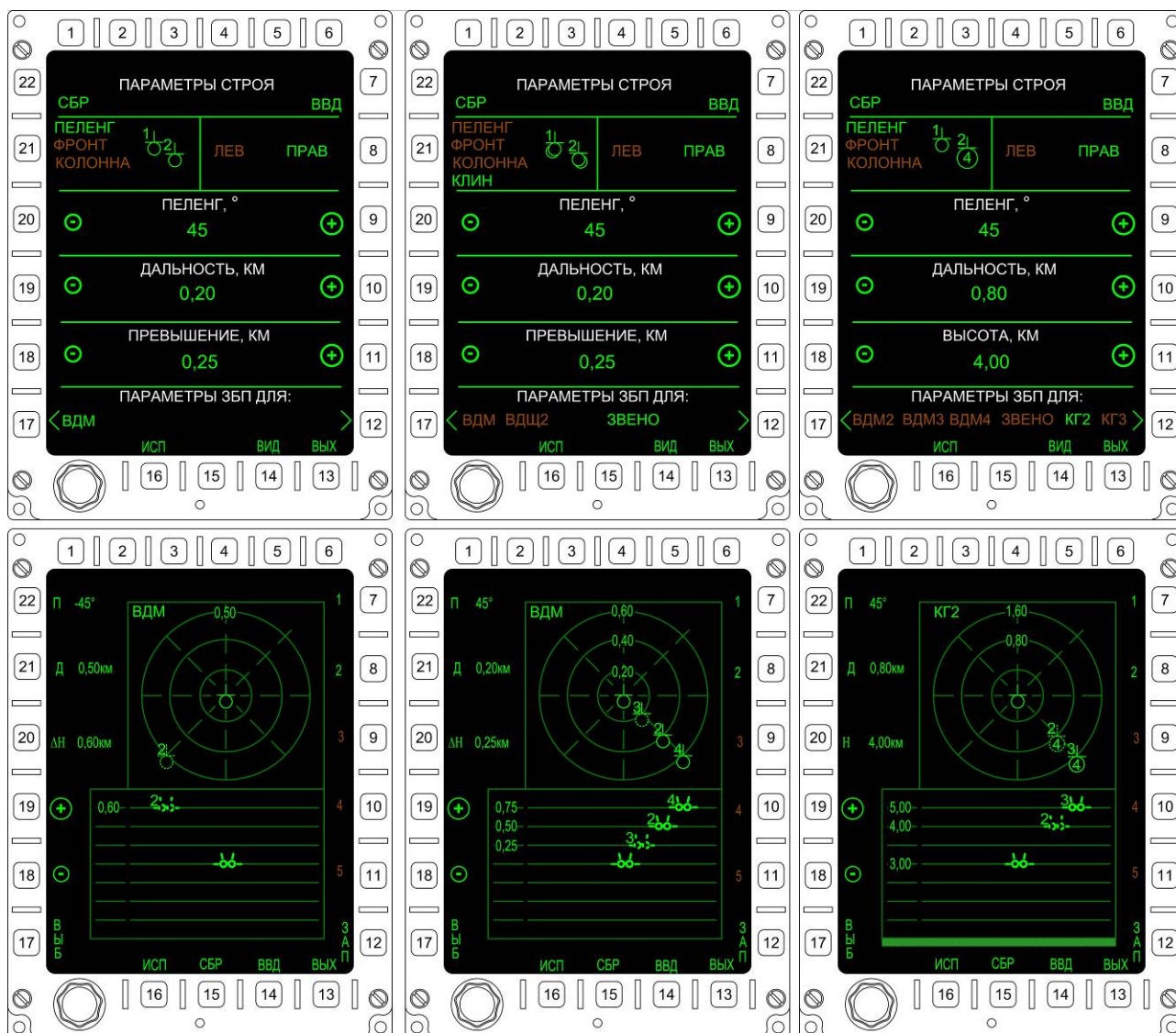


Рис. 8 Примеры страницы МФПИ «Параметры строя» (вверху) и «ВИД» (внизу) (слева направо: на борту ведущего пары, на борту командира звена, на борту КОГ-КГ1)

На странице «Параметры строя» МФПИ информация представляется в цифровом виде. На этой странице заложены функции изменения заданных пеленга, дальности и высоты или превышения для подчиненных самолетов. Дискретное увеличение (уменьшение) значений на 1 шаг выполняется при нажатии многофункциональных кнопок (МФК) №9-11 (МФК №18-20), ускоренное изменение параметров выполняется удерживанием этих МФК. При

достижении граничных значений параметра соответствующий символ (+ или -) снимается с индикации, что говорит о невозможности уменьшения или увеличения параметра.

На странице «Параметры строя» доступны для выбора стандартные значения заданных углов пеленга: «ПЕЛЕНГ», «ФРОНТ», «КОЛОННА», «КЛИН». Положение относительно собственного самолета определяется переключателем «ЛЕВ/ ПРАВ». Числовые значения стандартных углов пеленга выводятся в поле «ПЕЛЕНГ, °». Положение переключателя «ЛЕВ/ ПРАВ» и знак числа в поле «ПЕЛЕНГ, °» тождественны: «ЛЕВ» ~ «-», «ПРАВ» ~ «+».

Выбор объекта для смены параметров ЗБП осуществляется в поле «ПАРАМЕТРЫ ЗБП ДЛЯ:». В зависимости от собственного ранга для выбора доступны значения КГ1, КГ2, КГ3, ВДМ, ВДЦ2, ЗВЕНО или ВДМ2, ВДМ3, ВДМ4, ЗВЕНО в зависимости от строя звена – парный или не парный.

Для сброса, ввода и исполнения ЗБП реализованы соответствующие МФК.

На странице «ВИД» информация представляется в цифровом и графическом виде и обеспечивает аналогичный функционал при некотором снижении оперативности смены параметров строя и выбора их адресата. Дополнительной функцией страницы «ВИД» является возможность сохранения нескольких наборов параметров ЗБП для самолетов группы и их считывания (МФК №7-12). Предусмотрена функция вывода заданных в ПЗ параметров ЗБП в эти ячейки для их оперативного просмотра и исполнения.

В настоящее время разработанный инструмент управления ЗБП с использованием МФПИ реализован на стенде макета кабины в ОАО «ОКБ Сухого», где проводится его оценка летным составом.

5. Отработка и испытания режима ГСВ

Для отладки и оценки алгоритмов режима ГСВ выполнено моделирование базовых блоков режима и модели ОВК в составе диалогового комплекса прототипирования и математического моделирования КБО [9, 10]. Структура комплекса моделирования алгоритмов режима ГСВ приведена на рис. 9.

Отработка полноразмерной модели режима ГСВ выполнена на указанном выше комплексе имитационного моделирования и на стенде полунатурного моделирования. При полунатурном моделировании использованы комплекты бортовой аппаратуры и их аппаратные имитаторы. Взаимодействие объектов группы осуществлялось по кабельным линиям передачи вместо радиосигнала. Структура стенда полунатурного моделирования аналогична показанной на рис. 9 при замене моделей КПНО, ОВК, КСС и КСУ реальной аппаратурой. Функционирование режима ГСВ осуществлялось в штатной БЦВМ.

На стендах моделирования проведена серия экспериментов по оценке смены ЗБП и автоматического перестроения ВДМ в новое положение, серия экспериментов по

автоматической стабилизации заданного положения ВДМ объектом при пространственном маневрировании ВДЦ, в том числе и по скорости. Некоторые результаты моделирования приведены на рис. 10 и 11.

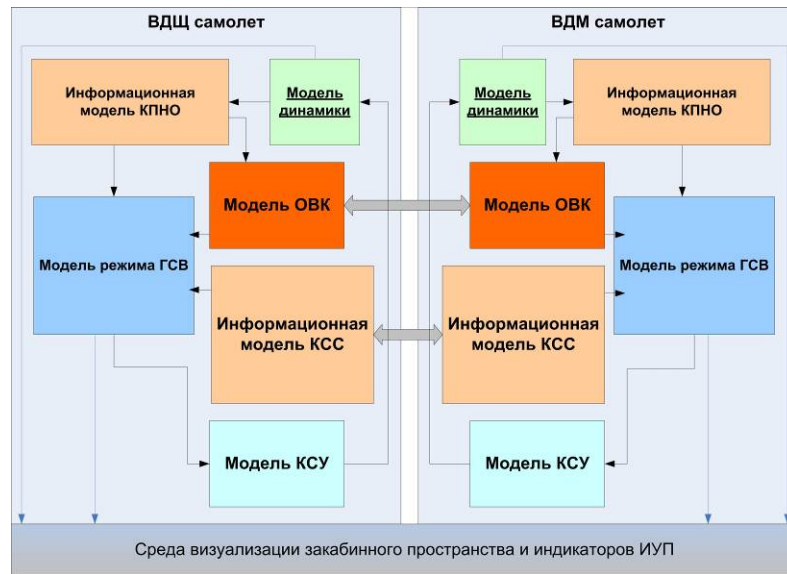


Рис. 9 Структура комплекса моделирования режима ГСВ

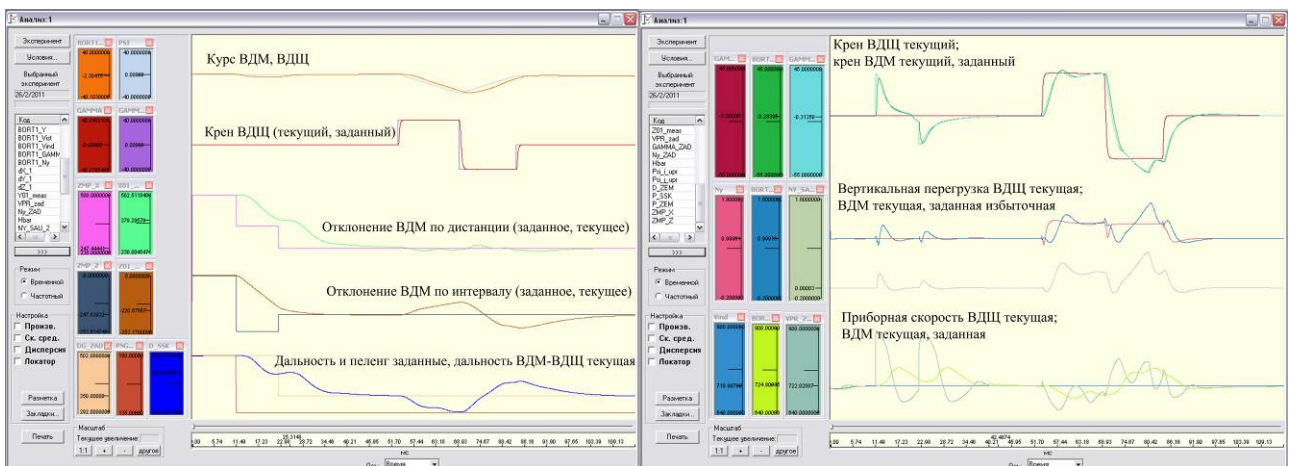


Рис. 10 Рассогласования текущего положения ВДМ и ЗБП при смене ЗБП и выполнении ВДЦ маневра «змейка» (слева). Параметры маневрирования и управления (справа)

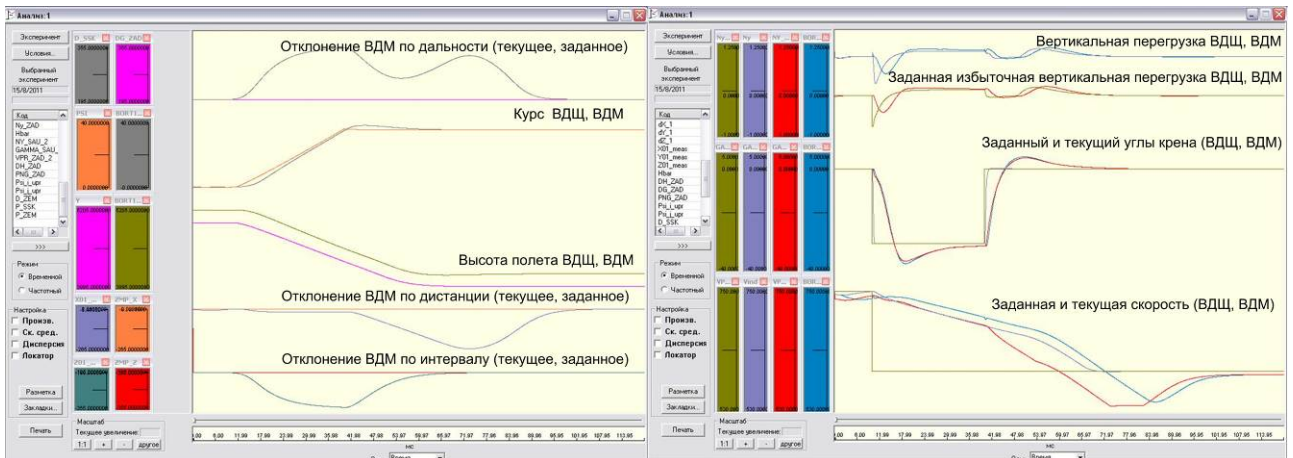


Рис. 11 Рассогласования текущего положения ВДМ при выполнении ВДЦ пространственного маневра. Параметры маневрирования и управления (справа)

ВДМ самолет в автоматически стабилизирует заданное положение на установившихся режимах полета ВДЦ и с допустимой динамической погрешностью при пространственном маневрировании ВДЦ с изменением скорости полета, а также выполняет автоматический переход между ЗБП.

Результаты имитационного и полунатурного моделирования базовой версии режима для пары показали достаточную эффективность алгоритмов ГСВ для решения задачи автоматизации полета строем. Результаты испытаний, выполненных по приведенной ниже методике, показали хорошую сходимость с результатами моделирования, что позволяет проводить дальнейшую разработку режима с последующей его отладкой и оценкой на стендах имитационного и полунатурного моделирования.

Для выполнения натуральных испытаний в соответствии с ГОСТ РВ 15.211-2002 разработана методика наземных и летных испытаний режима ГСВ, основные положения которой приводятся ниже. Вопросы испытаний системы ОВК рассмотрены в работе [11].

Методические указания определяют условия и порядок проведения наземных и летных испытаний самолетов ОАО «ОКБ Сухого» в части оценки режима ГСВ для пары самолетов, а также порядок обработки полетных данных, меры безопасности, метрологическое обеспечение и другие сведения, необходимые для проведения испытаний. В методике дополнительно учтен вопрос оценки штатной работы системы ОВК в контуре режима ГСВ.

При разработке методики испытаний режима ГСВ учтены требования оптимизации затрачиваемых ресурсов путем проработки вариантов параллельного выполнения работ с минимизацией задействованного оборудования, проведения организационных мероприятий, позволяющих проводить летные испытания режима ГСВ и системы ОВК в фоновом режиме, минимизируя необходимость организации специальных полетов.

При наземных проверках режима ГСВ выполняется оценка реализованной логики функционирования режима; возможности назначения и перехода в подрежимы ГСВ «Сбор», «Строй», «Смена», «Роспуск»; вида, состава, достаточности символики и ОУ ИУП для режима ГСВ; возможности выполнения анализа режима в полном объеме по информации, регистрируемой на накопители системы объективного контроля (СОК) и системы видео регистрации (СВР).

При летных испытаниях режима ГСВ выполняется оценка выхода в заданную точку по реализованной индикации; точности выдерживания заданного строя ВДМ при прямолинейном полете и маневрировании ВДЦ; формируемых ограничений по крену, тангажу и скорости ВДЦ; обеспечения безопасности в режиме ГСВ; правильности исполнения подрежима «Роспуск».

Для оценки режима ГСВ в летных испытаниях необходимо выполнить действия и процедуры проверок приведенные ниже.

Выполнить взлет. В полёте обеспечить видеорегистрацию ИЛС, МФИ. После взлета выполнить набор высоты указанной в ПЗ. Летчику, в качестве ВДЦ, руководить действиями ВДМ. ВДМ перед сближением уточнять по радиосвязи высоту, дальность и курсовой угол до ВДЦ. При отсутствии радиосвязи между самолетами сближение не выполнять. ВДЦ назначить ЗБП, ВДМ проверить подрежим «Сбор». Провести проверку подрежима «Строй»: выполнить серию совместных маневров в горизонтальной плоскости, в вертикальной плоскости и серию пространственных маневров для оценки характеристик удержания заданного строя. Выполнить несколько проверок подрежима «Увод», убедиться в обеспечении безопасности полетов в режиме ГСВ. Проверить функционирование подрежима «Роспуск» при ручном и автоматическом назначении при возврате на аэродром.

Проверка подрежима «Смена» и оценка работы подрежима «Строй» в широком диапазоне заданных дальностей, превышений и углов пеленга позволяет параллельно провести дополнительную оценку зон функционирования канала ОВК и ограничений маневрирования самолетов для обеспечения устойчивой работы системы ОВК по регистрируемой полетной информации.

При проверке подрежима «Смена» ВДЦ выполняет полет с учетом ограничений режима ГСВ, индицируемых на ИЛС, последовательно задает параметры ЗБП для ВДМ. При занятии ЗБП ВДМ ВДЦ выполняет прямолинейный горизонтальный полет в течение 2 мин для каждого введенного ЗБП. Цикл проверок выполняется на нескольких заданных дальностях. ВДМ автоматически выполняет перестроения и стабилизацию ЗБП; выполняет контроль безопасности перестроений; правильности и полноты индикационного обеспечения; качества автоматического управления - отсутствие колебательных процессов, рывков. Последовательность проверки режима ГСВ в широком диапазоне параметров строя отражена на рис. 12.

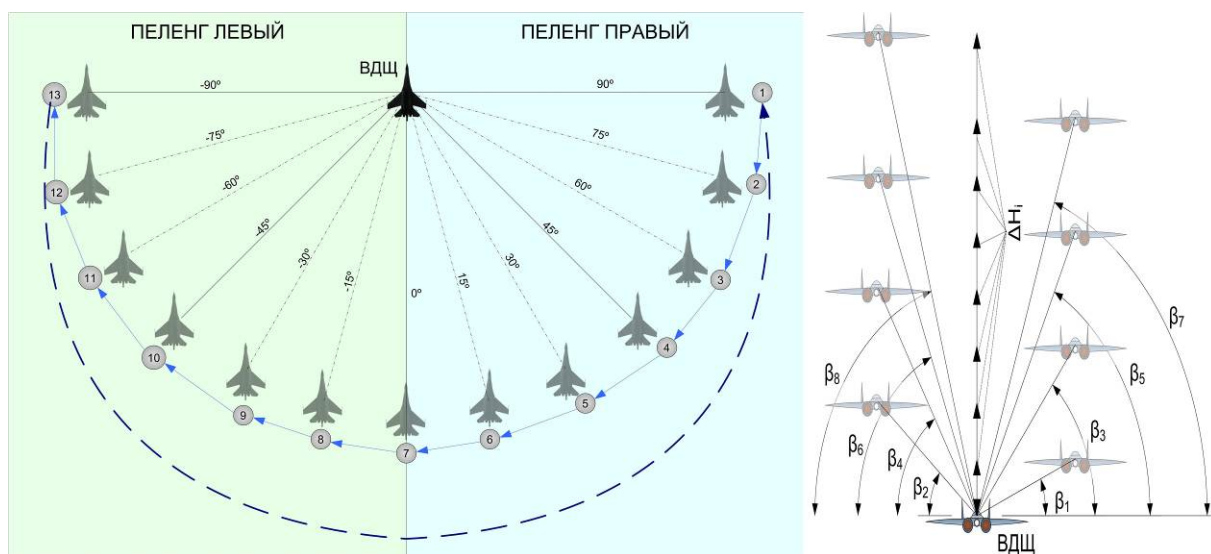


Рис. 12 Схема проверок подрежимов «Смена» и «Строй» по параметру заданного пеленга (слева) и по параметру превышения (справа)

При оценке результатов испытаний проводится обработка данных эксперимента путем анализа зарегистрированных на СОК, СВР команд и параметров режима ГСВ и параметров систем обеспечивающих функционирование режима ГСВ.

Оценка точностных характеристик выдерживания параметров строя выполняется по невязкам интервала, дистанции и высоты текущего положения ВДМ и заданного положения относительно информации системы ОВК как основной информационной системы режима ГСВ. Оцениваемые невязки схематически представлены на рис. 13.

Обработка результатов ЛИ состоит из первичной и вторичной обработки. Задачей и содержанием автоматизированной первичной обработки является получение физических величин параметров, регистрируемых в процессе полета, как функций времени с использованием автоматизированной обработки и их синхронизации по каждому самолету.

Вторичная обработка обеспечивает графическое и табличное представление параметров анализируемых режимов, а также статистическую обработку данных при расчете вероятностных значений характеристик режима ГСВ в целом.

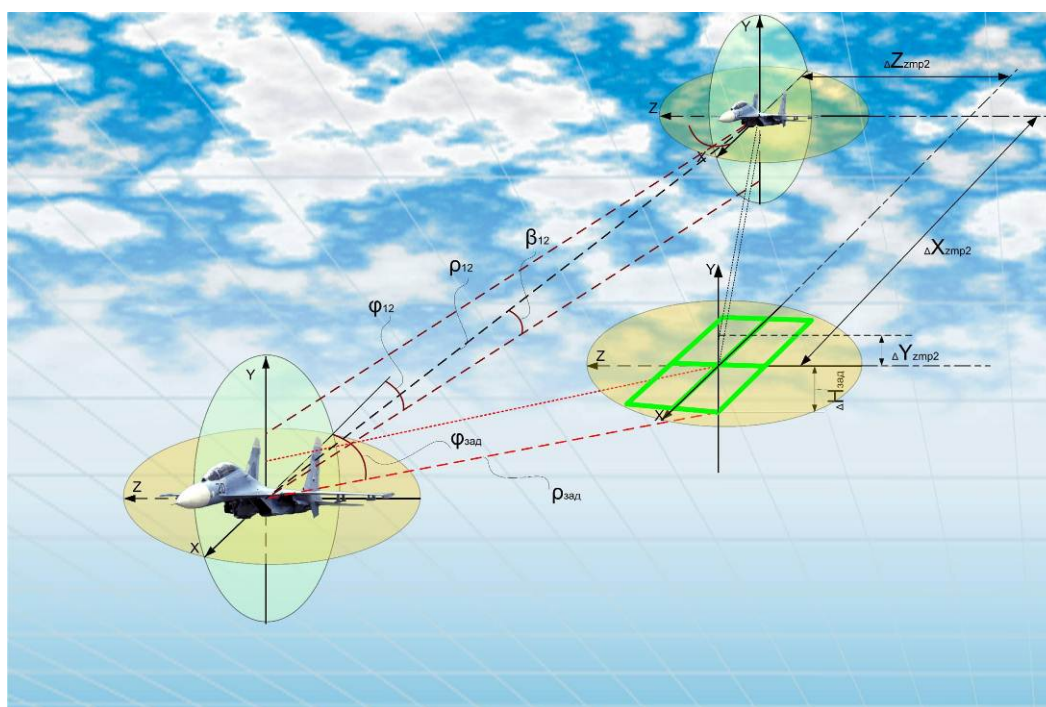


Рис. 13 Схематическое отображение оценки точности выдерживания ЗБП

Разработанные методические указания применены в ОАО «ОКБ Сухого» при проведении наземных и летных испытаний режима ГСВ для пары и обработке регистрируемой информации. В результате получена оценка режима, отражающая вопросы соответствия логике, правильности функционирования режима и задействованных систем КБО, качества процессов автоматического управления в режиме и стабилизации параметров строя и при автоматических перестроениях при смене параметров ЗБП. Полученные оценки позволили определить сильные и слабые стороны принятых технических решений и учесть их при дальнейшем развитии режима.

Заключение

В работе изложены вопросы решения актуальной научно-технической задачи обеспечения автоматизированного группового полета в виде режима группового самолетовождения.

При выполнении работы сформирован перечень функциональных задач режима ГСВ, определен состав бортовых систем и комплексов, обеспечивающих решение задач режима, разработана структура программно-математического обеспечения режима ГСВ.

Принимая во внимание высокую сложность разработки, проведена декомпозиция процесса разработки режима ГСВ на несколько версий, каждая из которых является законченной работоспособной системой. Подобный подход позволил в ограниченные сроки разработать технологическую и базовую версию режима ГСВ для пары, оценить характеристики работы режима и спланировать работы по следующим этапам разработки.

Для обеспечения взаимодействия с летчиком в части управления самолетом и параметрами ЗБП разработан интерфейс взаимодействия летчик-ИУП. В работе приведены результаты разработки индикационного обеспечения и применения органов управления ИУП в режиме ГСВ. Предложен универсальный инструмент управления параметрами ЗБП для всех типов строя вручную и автоматизировано. На данный момент проводится его оценка летным составом на стенде макета кабины ОАО «ОКБ Сухого».

Для оценки режима ГСВ разработаны модель режима ГСВ, информационные модели систем ОВК и межбортового обмена; проведены циклы моделирования на стендах имитационного и полунатурного моделирования. Для оценки режима ГСВ в натурных работах разработаны методические указания по проведению наземных и летных испытаний режима ГСВ в широком диапазоне параметров ЗБП с дополнительной оценкой работы системы ОВК.

Имитационное и полунатурное моделирование базовой версии режима для пары показало достаточную эффективность алгоритмов ГСВ. Результаты испытаний, выполненных по предложенной методике, подтвердили результаты моделирования, что позволяет проводить дальнейшую разработку, отладку и оценку режима на стендах имитационного и полунатурного моделирования.

В процессе испытаний режим ГСВ получил положительную оценку летным составом.

Результаты работы использованы в ОАО «ОКБ Сухого» при разработке и бортовой реализации режима, его оценке в процессе летных испытаний и применяются при дальнейшем развитии и совершенствовании режима ГСВ.

Библиографический список

1. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005.
2. Козиоров Л.М., Колчин А.А., Пономаренко В.А., Сильвестров М.М. Автоматизация управления летательными аппаратами на различных этапах полета с учетом человеческого фактора. – М.: Воениздат, 1984.
3. Тарасов В. Г. Межсамолетная навигация. -М.: Машиностроение, 1980.
4. Petersen S., Krasiewski S., Development and Testing of the Phase 0 Autonomous Formation Flight Research System, NASA Dryden Flight Research Center report №NASA/TM-2004-212040, 2004.
5. Proud A.W. “Close Formation Flight Control”, MS Thesis, School of Engineering, Air Force Institute of technology (AU), Wright-Patterson AFB, OH, 1999.
6. Lavretsky, E. F/A-18 Autonomous formation flight control system design, Proceedings of the 2002 AIAA GNC Conference, AIAA Paper 2002-4757, Monterey, CA, 2002.
7. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета: учебник для слушателей и курсантов Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н.Е. Жуковского. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.
8. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / под ред. Красильщикова М.Н., Себрякова Г.Г. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009.
9. Павлова Н.В., Петров В.Г., Видов К.С. Диалоговый комплекс прототипирования и имитационного моделирования бортового оборудования на основе информационной модели // Мехатроника, автоматизация, управление. №4, 2008, с.17-21.
10. Видов К.С., Гусев Д.И. Программно-алгоритмическое обеспечение режима группового самолетовождения. Электронный журнал «Труды МАИ». №44, 2011.
11. Гусев Д.И. Оценка параметров системы определения взаимных координат перспективных самолетов при реализации режима группового самолетовождения. Электронный журнал «Труды МАИ». №44, 2011.

Сведения об авторах

Гусев Дмитрий Игоревич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета),
тел.: (499) 189-40-08; mail: dgus@inbox.ru