

РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ И АЛГОРИТМОВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ, ПРЕДУСМАТРИВАЮЩИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Александр Викторович ЕФРЕМОВ родился в 1944 г. в городе Горьком. Декан МАИ. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области исследования характеристик системы самолет—летчик и методов экспериментальных исследований. Автор более 220 научных работ. E-mail: PVL@mail.ru.

Alexander V. EFREMOV, D.Sci, was born in 1944, in Gorki. He is the Dean of the Aircraft Engineering School and the Head of the Flight Dynamics and Control Department at the MAI. His major research interests are in flight dynamics and control, flight simulators as well as simulation of pilot-vehicle systems. He has published over 220 technical papers. E-mail: PVL@mai.ru

Александр Владимирович КОШЕЛЕНКО родился в 1963 г. в городе Москве. Старший преподаватель МАИ. Основные научные интересы — в области исследования характеристик системы самолет—летчик и методов экспериментальных исследований. Автор более 50 научных работ. E-mail: PVL@mail.ru.

Alexander V. KOSHELENKO was born in 1963, in Moscow. He is a Senior Assistant Professor at the MAI. His research interests are in simulation of pilot-vehicle systems and flight simulators. He has published over 50 technical papers. E-mail: PVL@mai.ru

Михаил Сергеевич ТЯГЛИК родился в 1985 г. в городе Мытищи Московской области. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области математического моделирования и методов экспериментальных исследований и исследований характеристик системы самолет—летчик. Автор 12 научных работ. E-mail: PVL@mail.ru.

Michael S. TYAGLIK was born in 1985, in the Moscow Region. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in mathematical modeling and experimental research techniques for pilot-vehicle systems. He has published 12 technical papers. E-mail: PVL@mai.ru

В статье обсуждаются результаты экспериментальных исследований, которые позволили обосновать предложения по упрощению процесса ручного пилотирования при выполнении посадки на сверхкороткую полосу и палубу авианосца.

Experimental research results are discussed which allow to prove suggestions intended to simplify manual piloting for a extremely short landing and carrier landing as well.

Ключевые слова: посадка, самолет, авианосец, взлетно-посадочная полоса, безопасность полета, скорость.

Key words: landing, airplane, aircraft carrier, runway, flight safety, pilot-aircraft system.

Введение

Пилотирование самолетов с ухудшенными характеристиками управляемости в условиях повышенных требований к точности выполнения целевых задач является причиной снижения безопасности полета, и в частности причиной возникновения и развития неустойчивых процессов в системе «самолет—летчик».

При выполнении ряда задач от летчика требуется снайперская точность. К ним относятся задачи посадки на палубу авианосца, а также посадки на сверхкороткую полосу, выполняемые в условиях отсутствия наземных радиотехнических средств формирования курсоглиссадной зоны.

При выполнении обеих задач летчик должен управлять траекторным движением самолета в условиях, когда он либо не имеет информации относительно глиссады (посадка на сверхкороткую полосу), либо когда эта информация дискретная (случай самолета, снабженного оптической системой посадки на палубу авианосца). Пилотирование в таких условиях не позволяет летчику оценивать скорость изменения рассогласований траектории самолета относительно глиссады. Кроме того, задача усложняется тем, что управление углом наклона траектории является обращенным.

Взятие ручки управления «на себя» вызывает движение самолета вниз ввиду уменьшения скоро-

сти из-за увеличения угла атаки и роста индуктивного сопротивления. Такая особенность связана с тем, что свободный член передаточной функции длиннопериодического движения самолета по углу наклона траектории

$$\frac{\theta(p)}{\delta_e(p)} = \frac{\bar{M}_z^{\delta}[-p^2 + p(\bar{Y}^{\alpha} + \bar{X}^V) + (\bar{X}^{\alpha} - g)\bar{Y}^V - \bar{X}^V\bar{Y}^{\alpha}]}{\Delta}$$

имеет отрицательный знак на посадочных режимах полета. На рис. 1 приведена зависимость свободного члена числителя этой передаточной функции $a = (X^{\alpha} - g)\bar{Y}^V - \bar{X}^V\bar{Y}^{\alpha}$ от скорости полета.

Эта особенность заставляет летчика одновременно управлять двумя рычагами управления: руч-

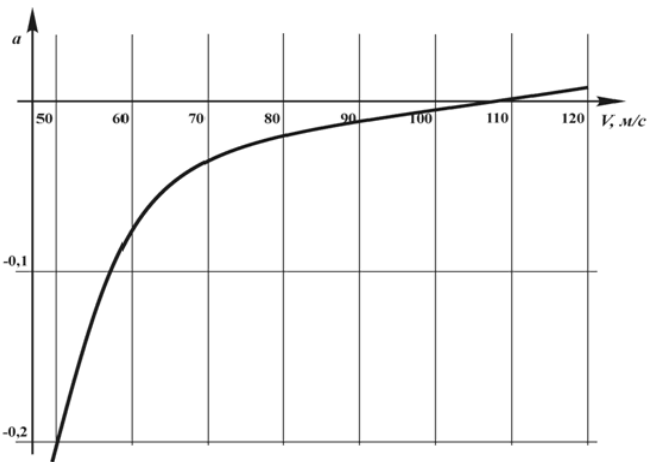


Рис. 1. Зависимость свободного члена числителя передаточной функции от скорости полета

кой управления для изменения тангажа и сектором газа — для стабилизации скорости полета. При таком способе управления возрастает нагрузка на

летчика и, как следствие, ухудшается его субъективная оценка.

Необходимость достижения высокой точности пилотирования в таких условиях вызывает у летчика стресс, что может явиться предпосылкой возникновения аварийной ситуации. Все это заставляет искать средства автоматизации, позволяющие упростить процесс пилотирования и повысить точность выполнения посадки. Ниже рассмотрены два варианта таких средств. Один из них — индикация проекции вектора скорости, второй — автоматизация самолета, предусматривающая использование органа непосредственного управления силами с целью сохранения в процессе пилотирования постоянного угла атаки. Помимо них, исследовалась эффективность использования автомата тяги, а также в задаче посадки на палубу — эффективность интеграции разных средств автоматизации.

Альтернативные варианты автоматизации самолета

Введение дополнительной индикации

Дополнительной информацией, передаваемой на экран индикатора лобового стекла (ИЛС), являлись следующие метки:

Метка 1 — неподвижная метка, соответствующая заданному углу наклона траектории $\theta_{\text{зад}}$.

Метка 2 — проекция вектора скорости на поверхность, соответствующую углу $\theta + \frac{H}{L}$. Совмещение этих двух меток с выбранной точкой на взлетно-посадочной палубе авианосца или на ВПП и являлось задачей летчика. На рис. 2 приведены мет-



Рис. 2. Метки, выводимые на экран ИЛСа в задаче посадки на палубу

ки, выводимые на экран ИЛСа в задаче посадки на палубу. Такая информация позволяет летчику получать информацию об отклонении угла атаки относительно его заданного значения и угле наклона траектории. В случае, если подвижная метка оказывается ниже неподвижной, угол атаки становится больше заданного значения, что требует от летчика увеличения скорости (увеличения тяги) для восстановления угла атаки, и наоборот. Если неподвижная метка оказывается ниже заданной точки посадки, то летчик должен увеличить угол наклона траектории θ , управляя при этом центральной ручкой управления. Совмещение двух меток с заданной точкой посадки обеспечивает движение самолета по заданной глиссаде и с заданной скоростью.

Использование органа непосредственного управления подъемной силой

Использование органа непосредственного управления подъемной силой позволяет реализовать процесс управления самолетом с постоянным углом атаки. Такая форма движения может быть осуществлена при разных принципах построения системы. Один из них — построение системы с прямыми связями — рассмотрим ниже.

Уравнения короткопериодического движения в этом случае в предположении отсутствия момента от отклонения органа непосредственного управления подъемной силой (ОНУПС) и силы при изменении положения руля высоты имеют вид:

$$\begin{aligned} \omega_z(p) - \alpha(p)(p + \bar{Y}^\alpha) &= \bar{Y}^\delta W_1(p) X_B(p); \\ \omega_z(p - \bar{M}_z^{\omega_z}) - \bar{M}_z^\alpha \alpha(p) &= M_z^\delta W_2(p) X_B(p). \end{aligned}$$

Здесь X_B — отклонение ручки управления; $W_1(p)$ — фильтр, выход которого поступает в канал управления органа НУПС; $W_2(p)$ — фильтр, выходной сигнал которого поступает в канал управления руля высоты.

Выбор фильтров $W_1(p)$ и $W_2(p)$ может быть осуществлен различными способами.

Постоянство угла атаки ($\Delta\alpha = 0$) в процессе изменения угла тангажа.

Для выполнения этого условия необходимо соблюдение равенства

$$\Delta\alpha = \begin{vmatrix} 1 & \bar{Y}^\delta W_1(p) \\ p - \bar{M}_z^{\omega_z} & \bar{M}_z^\delta W_2(p) \end{vmatrix} = 0,$$

откуда $W_2(p) = -\frac{(p - \bar{M}_z^{\omega_z})\bar{Y}^\delta W_1(p)}{\bar{M}_z^\delta}$.

Выбирая фильтр $W_1(p) = \frac{K}{Tp+1}$, нетрудно полу-

чить, что

$$\frac{\vartheta(p)}{X_g(p)} = \frac{\theta(p)}{X_g(p)} = \frac{K \cdot \bar{Y}^\delta H}{p(Tp+1)}. \tag{1}$$

При этом фильтр $W_2(p)$, формирующий сигнал, поступающий на руль высоты, имеет вид

$$W_2(p) = -\frac{(p - \bar{M}_z^{\omega_z})\bar{Y}^\delta}{\bar{M}_z^\delta} \frac{K}{(Tp+1)}. \tag{2}$$

Из выражения (1) видно, что передаточная функция самолета по углу наклона траектории при малых значениях постоянной времени T приближается к интегрирующему звену, что делает динамику самолета близкой к эталону. Кроме того, использование ОНУПС с приведенными выше прямыми фильтрами изменяет выражение для свободного члена. В рассматриваемом случае он становится равным

$$a = (-\bar{M}_z^{\omega_z})(\bar{X}^\alpha - g)\bar{Y}^V - \bar{X}^V \omega_k^2.$$

Анализ показывает, что значение свободного члена всегда положительно, а следовательно, обратное управление у самолета с ОНУПС отсутствует.

Использование автомата тяги

В работе исследовалось влияние простейшего автомата тяги пропорционального типа

$$\bar{x}_{РУД} = \bar{x}_{РУД\ л} + K_V \cdot \Delta V,$$

где $\bar{x}_{РУД\ л}$ — степень дросселирования, задаваемая летчиком в процессе выполнения задачи пилотирования; K_V — коэффициент усиления. При этом динамика изменения тяги двигателя $P_{ДВ}$ учитывалась моделью аperiodического звена:

$$T_{ДВ} \frac{dP_{ДВ}}{dt} + P_{ДВ} = P_{ДВ\ max} \bar{x}_{РУД}, \quad T_{ДВ} = 0,6 \text{ с.}$$

Результаты экспериментальных исследований

Экспериментальные исследования по оценке эффективности рассмотренных средств автоматизации проводилось на пилотажном стенде МАИ с цифровой системой визуализации, синтезирующей внешнюю визуальную обстановку, адекватную исследуемой целевой задаче. Визуальная обстановка, соответствующая задаче посадки на палубу, пока-

зана на рис 2. Моделировалось несколько вариантов динамических конфигураций, часть из которых была взята из известной базы данных HavePIO [3]. Для каждой конфигурации была выполнена серия экспериментов, в каждом из которых летчик осуществлял не менее трех посадок. Всего каждым летчиком для исследуемой конфигурации было выполнено от 10 до 20 посадок, что позволило вычислять среднеквадратические показатели отклонений точки касания в продольной и горизонтальной плоскостях σ_x и σ_z , а также другие показатели. После каждого эксперимента летчиком выставлялись субъективные оценки по шкале Купера—Харпера.

Посадка на палубу авианосца

Для оценивания пилотажных свойств самолета в задаче посадки на палубу авианосца были определены показатели качества выполнения задачи, значения которых приведены в табл. 1.

Экспериментальные исследования задачи посадки на палубу показали, что передача на ИЛС дополнительной информации об угле наклона траектории приводит к уменьшению разбросов точек касания в зависимости от динамической конфигурации в 1,5 раза в продольной плоскости и 1,5—3 раза в боковой плоскости. При этом примерно вдвое улучшается точность отслеживания глиссады. Субъективные оценки летчиков PR улучшились на 4—1,5 балла. На рис. 3 приведены результаты экспериментальных исследований для одной из динамических конфигураций.

Использование ОНУПС позволяет еще в большей степени улучшить показатели качества выполнения задачи. В частности, среднеквадратическая величина отклонения продольной координаты уменьшается в 4,5—5 раз, а оценка летчика PR улучшается на 3,5—4 балла. Использование ОНУПС приводит к тому, что летчик практически не отклоняет ручку управления двигателем (РУД) (рис. 4), что свидетельствует о подавлении эффекта обращенного управления.

Совместное использование ОНУПС и индикации на ИЛС позволяет дополнительно уменьшить σ_x на 20%, а также субъективную оценку летчика PR на 1 балл (рис. 5 и 6).

Введение автомата тяги позволяет улучшить точность касания примерно на ту же величину, что и использование ОНУПС. При этом интеграция автомата тяги и указателя вектора скорости не выявляет заметного улучшения субъективной оценки летчика по сравнению с интегрированным вариантом автоматизации. Что касается точности касания, то отмечалось ее некоторое ухудшение. Субъективная оценка летчика PR улучшилась на 2—3 балла.

Посадка на сверхкороткую полосу на малых скоростях полета

Посадка на сверхкороткую полосу на малых скоростях полета в условиях отсутствия наземных радиотехнических средств характеризуется рядом проблем управления самолетом. К ним относятся:

- отсутствие информации о глиссаде, по которой должен следовать самолет, а также потеря визуального контакта с землей (в случае посадки на предельно малых скоростях $V \sim 180$ км/ч, требующих угла атаки $\alpha > 20^\circ$);
- «обращенное» управление по углу тангажа, так же как и в случае управления самолетом при посадке на палубу авианосца;
- значительное ухудшение динамических свойств самолета в боковом канале в результате взаимодействия движения крена и рыскания.

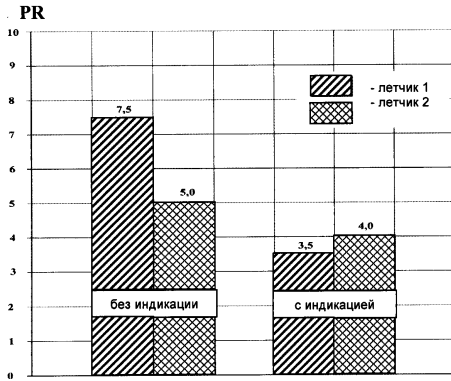
Работа была выполнена в два этапа. На первом, предварительном, были определены средства автоматизации, без которых невозможно выполнение задачи, или средства, позволяющие значительно повысить качество ее выполнения. На втором этапе исследований были дополнительно уточнены требования к средствам автоматизации и их составу. Экспериментальные исследования проводились

Таблица 1

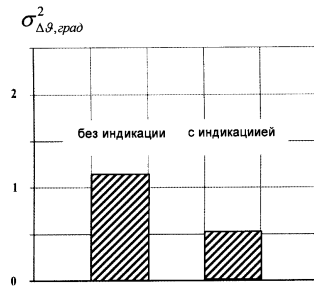
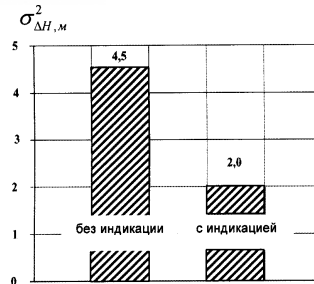
Желаемая характеристика	Удовлетворительная характеристика
Отклонение от глиссады снижения (цвета луны)	
Нахождение в трех цветах	Нахождение в пяти цветах (между мигающими)
Отклонение от точки касания	
Продольная плоскость (касание между вторым и третьим тросами)	Продольная плоскость (касание между первым и четвертым тросами)
Боковое $\pm 1,5$ м	Боковое $\pm 2,5$ м
Посадочная скорость $V_{\text{пос}} = 240 \div 250$ км/ч	Посадочная скорость $V_{\text{пос}} = 235 \div 260$ км/ч

Введение дополнительной индикации

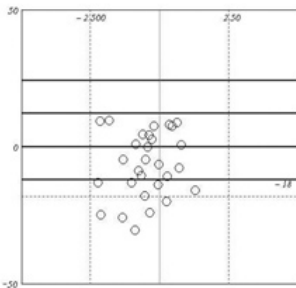
Улучшение оценки
PR на $4 \div 1,5$ балла



Улучшение точности
отслеживания глиссады

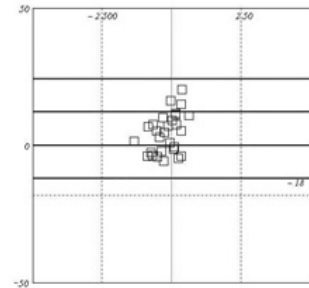


**Уменьшение разбросов
точки касания**



без индикации

уменьшение:
 σ_x в $1,5 \div 4$ раза
 σ_z в $1,5 \div 3$ раза



с индикацией

Рис. 3. Анализ полученных результатов при введении дополнительной индикации

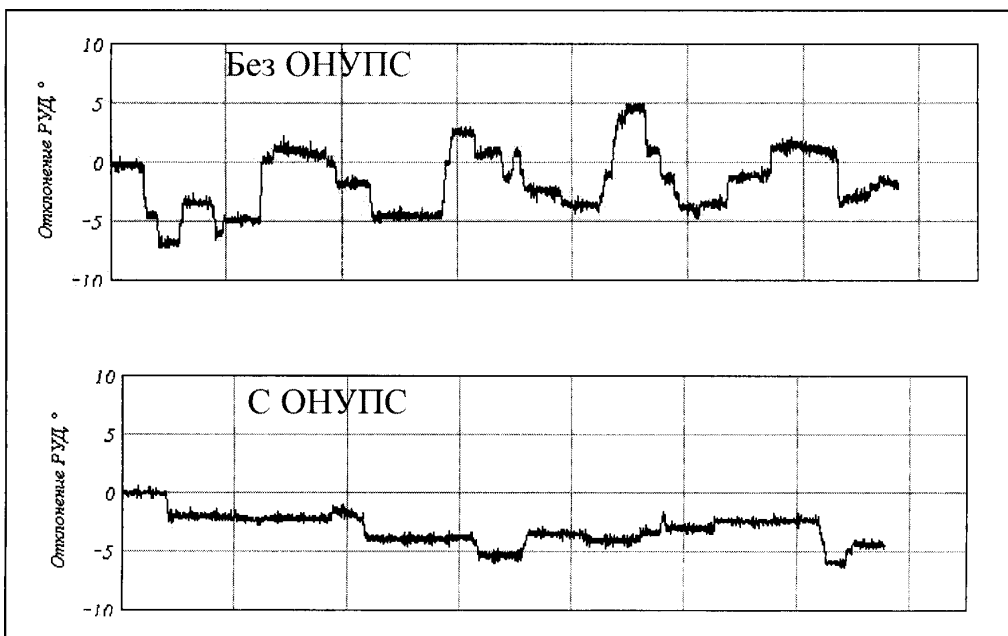
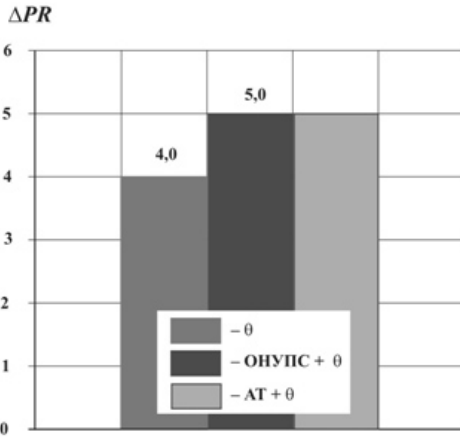


Рис. 4. Отклонения ручки управления двигателем в процессе выполнения задачи

Интегрирование перспективной индикации и дополнительных средств автоматизации

Оценка летчика (ОНУПС или автомат тяги)



Интегрирование средств автоматизации дает улучшение PR на 1 балл

Движение по глиссаде

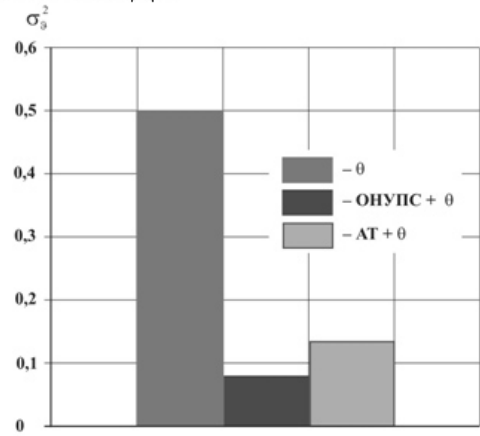
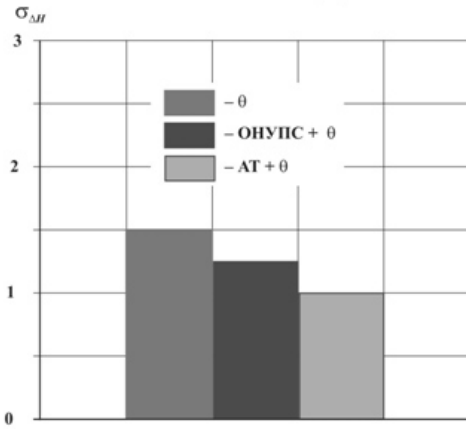
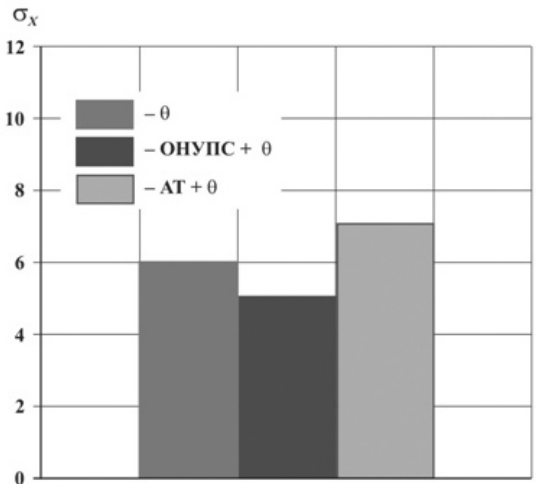
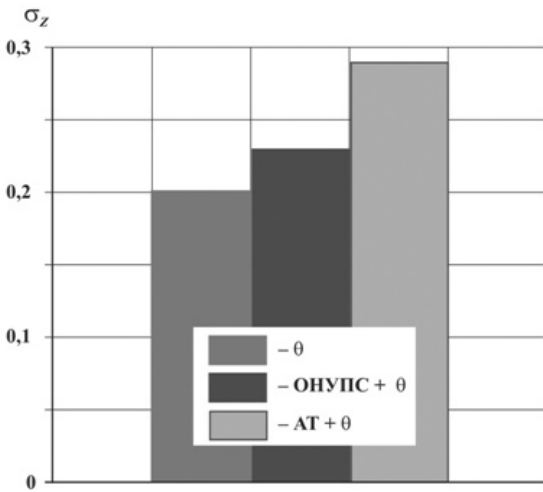


Рис. 5. Анализ полученных результатов при введении дополнительной индикации и средствах автоматизации



Интегрирование ОНУПС и индикации позволяет дополнительно улучшить характеристики процесса пилотирования на 20÷30%

Рис. 6. Точность посадки

на том же пилотажном стенде, что и исследования задачи посадки на палубу. Летчиком оценивались пилотажные свойства в продольном и боковом каналах. Кроме выставленных оценок PR_{θ} и PR_{γ} , летчики давали итоговую оценку PR. Для оценивания по шкале Купера—Харпера были определены желаемые и приемлемые характеристики задачи (табл. 2).

можным выполнение посадки. Введение автомата тяги, позволившего подавить эффект обращенного управления по углу тангажа, приводит к значительному улучшению точности посадки даже при малых значениях коэффициента усиления ($K_V = 0,05$). Дальнейшее его увеличение до $K_V = 0,1$ позволяет улучшить среднеквадратические разбросы с 16 до 3,5—3,8 м (рис. 7).

Таблица 2

Точность касания	Желаемая (хорошая) ± 10 м Приемлемая (удовлетворительная) ± 20 м
Боковое отклонение	Желаемое (хорошее) $\pm 1,5$ м Приемлемое (удовлетворительное) ± 7 м
V_y на касании	Желаемая (хорошая) 3...4 м/с Приемлемая (удовлетворительная) 2,5...4,5 м/с
Точность на глиссаде	Желаемая (хорошая) $\pm 0,5$ высоты индекса Приемлемая (удовлетворительная) $\pm 1,0$ высоты индекса
Точность управления скоростью	Желаемая (хорошая) ± 5 км/ч Приемлемая (удовлетворительная) ± 8 км/ч

В связи с тем что посадка в условиях отсутствия визуального контакта с землей, а также информация о глиссаде невозможна, было предложено осуществлять ее в условиях восприятия летчиком телевизионного изображения места посадки, передаваемого на экран монитора с внешней телевизионной камеры. При этом на телевизионное изображение должна накладываться информация о проекции вектора скорости и требуемом угле наклона траектории (такая же информация позволяет летчику совершать качественную посадку на палубу). Средства информационной поддержки, как показали исследования предварительного этапа, также делают воз-

можным выполнение посадки. Введение автомата тяги, позволившего подавить эффект обращенного управления по углу тангажа, приводит к значительному улучшению точности посадки даже при малых значениях коэффициента усиления ($K_V = 0,05$). Дальнейшее его увеличение до $K_V = 0,1$ позволяет улучшить среднеквадратические разбросы с 16 до 3,5—3,8 м (рис. 7).

Влияние Zoom'a и автоматизации бокового канала исследовалось на втором этапе работы. Разные углы обзора камеры, установленной на самолете, и обзора монитора летчиком приводят к появлению дополнительной переменной — коэффициента передаваемого изображения K_M . В связи с возможностью автоматического изменения Zoom'a современных камер в работе исследовалось влияние и выбор этого коэффициента усиления. Исследования, выполненные на втором этапе, показали, что при малом масштабе Zoom'a процесс пилотирования усложнен ($K_M < 1$), он не дает

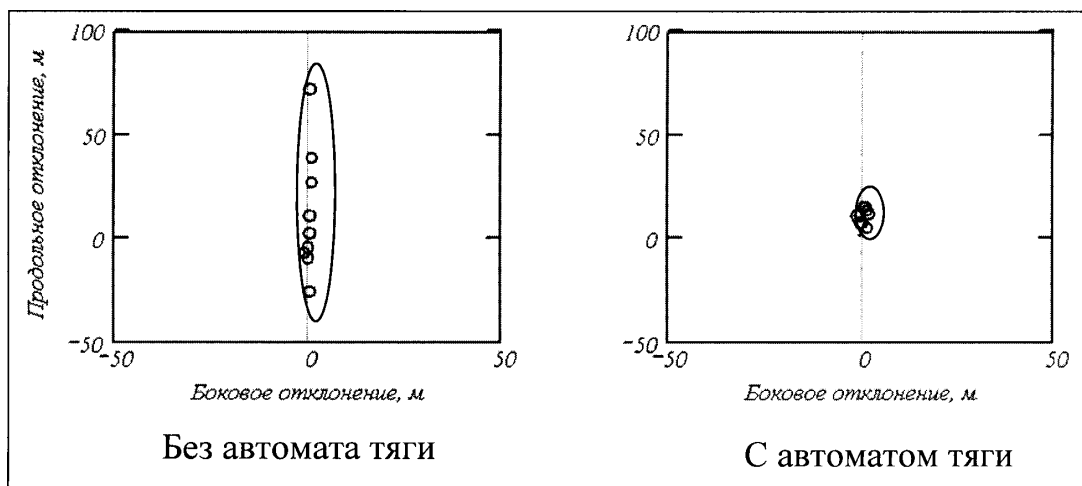


Рис. 7. Сравнение продольных отклонений

летчику возможности выделить точку посадки на значительном удалении от нее. Увеличение масштаба K_M с 0,7 до 1 приводит к уменьшению PR_ϑ на 2,5 балла при движении по глиссаде и на 2 балла на заключительном этапе. В боковом канале оценки летчика также улучшаются на 1 балл. Более детальные исследования влияния коэффициента Zoom'a выявили целесообразность дискретного изменения K_M . На начальном этапе выполнения задачи K_M может быть увеличен до значения $K_M = 1,25$, а начиная с расстояния до точки касания примерно 1 км его целесообразно уменьшать до $K_M = 1$. Такой способ управления Zoom'ом приводит к улучшению оценки летчика при входе и дальнейшем движении по глиссаде примерно на 1 балл, и оценка становится соизмеримой с оценками летчика, получаемыми при выполнении посадки с большими скоростями ($V = 250$ км/ч). Улучшение пилотажных свойств в боковом канале достигается путем введения обратной связи по углу крена. Коэффициент обратной связи K_γ выбран из условия удовлетворительных характеристик замкнутой системы в боковом движении, когда передаточная функция самолета равна

$$\frac{\gamma(p)}{\delta_\gamma(p)} = \frac{0,7}{p(p + 0,75)},$$

при этом оценка летчика PR_γ улучшается на 1 балл.

Необходимо отметить, что при посадке со скоростью $V = 250$ км/ч, выполняемой визуально с информацией о проекции вектора скорости, всеми летчиками-испытателями отмечалось, что на заключительном этапе стремление наведения вектора скорости на точку ВПП вызывало явную тенденцию раскачки самолета. Развитие такого явления связано с тем, что на заключительном этапе посадки, ввиду уменьшения параметра V/L , на динамику само-

лета по координате $\theta + \frac{H}{L}$ начинает влиять изменение высоты полета H .

Для подавления настоящей тенденции была разработана методика, согласно которой на заключительном этапе посадки (за 2—3 с до касания) летчик должен отказаться от задачи наведения вектора скорости на точку ВПП и ограничиться лишь совмещением текущего и заданного углов наклона траектории. В этом случае выходной координатой объекта управления является угол наклона траектории θ , не зависящей от дальности до точки ВПП. Такая манера пилотирования позволяла избежать явления раскачки и сохранить высокую точность приземления.

Выводы

Введение дополнительной индикации или средств автоматизации контура ручного управления позволяет существенно повысить точность выполнения целевых задач пилотирования и уменьшить нагрузку летчика. Интеграция дополнительной индикации и средств автоматизации контура ручного управления делает возможным дальнейшее улучшение качества выполнения задач пилотирования.

Библиографический список

1. Бочкарёв А.Ф., Андреевский В.В. Аэромеханика самолёта. — М.: Машиностроение, 1985.
2. Ефремов А.В., Оглоблин А.В. Задачи динамики полета самолета с органом НУПС. — М.: МАИ, 1981.
3. Bjorkman E.A. et.all. NT-33. Pilot induced oscillation prediction evaluation USAFTPS-TR-85B-S4. June 1986.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 13.04.2009