
УДК 629.7:004:331.101.1

Полунатурный исследовательский стенд для оценивания характеристик деятельности человека-оператора при управлении дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом

Бурлак Е. А.^{*}, Набатчиков А. М.^{}**

*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,
ГНИИАС, ул. Викторенко, 7, Москва, 125319, Россия*

^{}e-mail: burlak@gosniias.ru*

*^{**}e-mail: nabat@gosniias.ru*

Аннотация

В работе представлена разработка и тестирование моделирующего комплекса, позволяющего исследовать характеристики деятельности человека-оператора в режиме ручного управления ДПЛА, разработаны средства отображения информации, программно реализована математическая модель динамики ДПЛА, проведены экспериментальные исследования деятельности человека-оператора при управлении динамическими системами в виде типовых звеньев.

Ключевые слова: полунатурное моделирование, исследовательский стенд, человек-оператор, характеристики деятельности, дистанционно-пилотируемый летательный аппарат

Введение

В последние годы проявляется возрастающий интерес к созданию беспилотных авиационных систем на основе беспилотных летательных аппаратов (БЛА) и в том числе дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА), в управлении которыми весьма существенная роль отводится человеку-оператору (ЧО). По областям применения ДПЛА делятся на три основные группы: гражданского, военного и антитеррористического назначения.

Круг задач, решаемых ДПЛА, непрерывно расширяется. Если поначалу применение ДПЛА военного назначения ограничивалось решением задач разведки и радиопротиводействия, то в настоящее время разрабатываются ДПЛА-истребители, предназначенные для ведения воздушного боя, а также ударные ДПЛА, основной боевой задачей которых является уничтожение наземных средств ПВО противника и других военных объектов [1].

По мере расширения круга задач, решаемых ДПЛА, роль ЧО, его ответственность за эффективность и безопасность работы системы непрерывно возрастет. Все чаще приходится сталкиваться с ситуацией, когда от человека для поддержания нормального процесса функционирования беспилотных авиационных систем требуется, чуть ли не предельная мобилизация всех его возможностей, когда малейшее изменение в сторону усложнения деятельности или возникновение нештатной ситуации может привести к срыву. По статистике около 70% потерь ДПЛА происходит из-за ошибок ЧО [2, 3]. Из них более половины – результат завышения требований к человеку. Как показывает анализ состояния и тенденций развития систем управления и наведения ДПЛА, в предстоящие годы проблемы их проектирования во многом будут обусловлены необходимостью обеспечения оптимального взаимодействия человека с машиной частью системы. Указанные обстоятельства объясняют потребность в эффективных методах проектирования, обеспечивающих возможность учета свойств ЧО и согласования с ними машинной части системы.

Так как подготовка квалифицированных операторов по управлению ДПЛА является ресурсоемкой задачей, представляется актуальным рассмотреть вопрос оптимального согласования возможностей человека-оператора с машинной частью ДПЛА.

Целью данной работы является создание полунатурного исследовательского стенда для оценивания характеристик деятельности человека-оператора при управлении ДПЛА. На данном комплексе предполагается проведение экспериментов с большой вариативностью в задающих воздействиях, динамических структурах машинной части и др., что позволит глубже изучить возможности человека-оператора, а впоследствии эффективнее решать задачи проектирования человеко-машинных систем слежения.

1. Обоснование облика стенда.

На данном этапе исследований стоит задача разработки и апробирования полунатурного исследовательского стенда для оценивания характеристик деятельности

человека-оператора при управлении ДПЛА. Исходя из рассмотренного выше, представляется целесообразным предъявить следующие требования к облику стенда. Необходимо реализовать инструментарий, позволяющий:

- произвести математическое моделирование динамики ДПЛА различных типов;
- использовать разные способы отображения информации оператору;
- использовать в качестве органов управления различных устройств ввода;
- проведение экспериментов по управлению ДПЛА в различных режимах;
- оценивать характеристики человека-оператора при управлении ДПЛА;
- учитывать операционную напряженность человека-оператора при управлении ДПЛА;
- расширить функциональные возможности стенда для других задач.

В соответствии с вышеописанным, стенд организован таким образом, что позволяет свободно комбинировать модели динамики различных ЛА и различные методы визуализации: модель динамики реализуется при помощи динамически загружаемой библиотеки динамической компоновки, с интерфейсом, представляющим оговорённый список экспортируемых функций. Динамика моделируется при помощи специального ПО – Диспетчера (в разработке которого принимали участие авторы), выгружающего динамические характеристики в разделяемую память, откуда они считываются необходимыми программными модулями, в том числе, программой визуализации.

2. Реализация математической модели аэродинамики ДПЛА

Для уменьшения погрешностей, вызванных упрощением уравнений движения, рекомендуется выбирать модель пространственного движения самолета, например, представленную в [4, 5]. При этом обеспечивается относительная простота уравнений и одновременно весьма полный учет известных из динамики полета связей между параметрами движения. Аэродинамические коэффициенты описываются общепринятыми линейными моделями, а при необходимости учета нелинейностей – полиномами или сплайнами 1 или 3 порядков.

В настоящее время известно много различных моделей движения самолетов, отличающихся степенью сложности и принятыми допущениями [4]. Достаточно полная нелинейная модель пространственного движения самолета при допущении, что оси связанной системы координат совпадают с главными осями инерции, имеет вид [4]:

$$\begin{aligned}
\frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right], \\
\frac{d\beta}{dt} &= \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left(\frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \left(\frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha, \\
\frac{dV}{dt} &= a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta, \\
\frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y + q \frac{S b_A}{J_z} m_z - \frac{k_{\partial\theta} \omega_y}{J_z} - \frac{(P_{np} + P_{лев}) y_{\partial\theta}}{J_z}, \\
\frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z + q \frac{S l}{J_y} m_y + \frac{k_{\partial\theta} \omega_z}{J_y} + \frac{(P_{np} - P_{лев}) z_{\partial\theta}}{J_y}, \\
\frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z + q \frac{S l}{J_x} m_x, \\
\frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma, \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma), \\
\frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos\vartheta} (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma), \\
\frac{dH}{dt} &= \frac{dY}{dt} = V [\cos\alpha \cos\beta \sin\vartheta - \sin\alpha \cos\beta \cos\vartheta \cos\gamma - \sin\beta \cos\vartheta \sin\gamma], \\
\frac{dX_g}{dt} &= V [\cos\alpha \cos\beta \cos\vartheta \cos\psi + \sin\alpha \cos\beta (\sin\vartheta \cos\gamma \cos\psi - \\
&\quad - \sin\gamma \sin\psi) + \sin\beta (\sin\vartheta \sin\gamma \cos\psi + \cos\gamma \sin\psi)], \\
\frac{dZ_g}{dt} &= -V [\cos\alpha \cos\beta \cos\vartheta \sin\psi + \sin\alpha \cos\beta (\sin\vartheta \cos\gamma \sin\psi + \\
&\quad + \sin\gamma \cos\psi) + \sin\beta (\sin\vartheta \sin\gamma \sin\psi - \cos\gamma \cos\psi)].
\end{aligned} \tag{1}$$

Ускорения вдоль связанных осей:

$$\begin{aligned}
a_x &= qS(-c_x + c_p)/m - g \sin\vartheta = g(n_x - \sin\vartheta), \\
a_y &= qSc_y/m - g \cos\vartheta \cos\gamma = g(n_y - \cos\vartheta \cos\gamma), \\
a_z &= qSc_z/m + g \cos\vartheta \sin\gamma = g(n_z + \cos\vartheta \sin\gamma).
\end{aligned} \tag{2}$$

Перегрузки вдоль связанных осей:

$$\begin{aligned}
n_x &= qS(-c_x + c_p)/gm = a_x/(g + \sin\vartheta), \\
n_y &= qSc_y/gm = a_y/(g + \cos\vartheta \cos\gamma), \\
n_z &= qSc_z/gm = a_z/(g - \cos\vartheta \sin\gamma).
\end{aligned} \tag{3}$$

В системах уравнений (1)-(3) используются следующие обозначения:

α, β – углы атаки и скольжения, рад;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно связанных осей, рад./с;

ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена, рыскания, рад.;

V – истинная воздушная скорость, м/с;

$H = Y_g$ – высота полета, м;

X_g, Y_g, Z_g – координаты полета в земной нормальной системе координат;

m_x, m_y, m_z – коэффициенты аэродинамических моментов;

c_x, c_y, c_z – коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат;

J_x, J_y, J_z, J_{xy} – моменты инерции относительно связанных осей, кг×м²;

m – масса самолета, кг;

l, b_A – размах крыла и длина средней аэродинамической хорды, м;

S – эквивалентная площадь крыла, м²;

$q = \rho_H V^2/2$ – скоростной напор, Па;

ρ_H – плотность воздуха на высоте полета, кг/м³;

$c_p = P/qS$ – коэффициент тяги двигателей;

$P_{np}, P_{лев}$ – сила тяги правого и левого двигателей, Н;

$k_{дв}$ – кинетический момент роторов двигателей, кг м²;

$u_{дв}, z_{дв}$ – координаты двигателя относительно связанных осей, м;

$\varphi_{дв}$ – угол установки двигателей, рад.

Значения коэффициентов подъемной силы и сопротивления, определенные по результатам аэродинамических продувок, обычно задаются в полусвязанной системе координат $OX_e Y_e Z_e$. Для перевода данных коэффициентов из одной системы в другую используются соотношения:

$$\begin{aligned}c_x &= c_{xe} \cos \alpha + c_{ye} \sin \alpha, \\c_y &= -c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha, \\c_{xe} &= c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha, \\c_{ye} &= c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha,\end{aligned}\tag{4}$$

где c_{xe}, c_{ye} – коэффициенты составляющих аэродинамической силы в полусвязанной системе координат;

c_x, c_y – коэффициенты составляющих аэродинамической силы в связанной системе координат.

Линейная модель аэродинамических коэффициентов продольного и бокового движения имеет вид

$$\begin{aligned}c_{xe} &= c_{x0} + c_{xe}^\alpha \alpha + c_{xe}^{\alpha^2} \alpha^2 \\c_{ye} &= c_{y0} + c_{ye}^\alpha \alpha + c_{ye}^{\delta_B} \delta_B\end{aligned}\tag{5}$$

$$\begin{aligned}
m_z &= m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \frac{b_A}{V} \omega_z + m_z^{\bar{\alpha}} \cdot \frac{b_A}{V} \frac{d\alpha}{dt} \\
c_z &= c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_n} \delta_n \\
m_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2V} \omega_x + m_x^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2V} \omega_y + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x^{\delta_\delta} \delta_\delta \\
m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2V} \omega_x + m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2V} \omega_y + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\delta_\delta} \delta_\delta
\end{aligned} \tag{6}$$

где параметрами являются производные коэффициентов аэродинамических сил и моментов по углу атаки α , отклонению стабилизатора δ_B , углу скольжения β , отклонениям руля направления δ_n и элеронов δ_δ , угловым скоростям ω_x , ω_y , ω_z .

С целью оценки соответствия характеристик ЛА выполнялись стандартные контрольные режимы для определения характеристик устойчивости и управляемости: импульсы, ступенчатые дачи, перекладки органами управления и т.п. В комплексе с данными режимами выполнялись многоступенчатые тестовые режимы для уточнения параметров математической модели методами идентификации. Далее использовалась программа DatCheck [6], предназначенная для проверки правильности измерений и регистрации полетных данных, характеризующих движение самолета: углов атаки, скольжения, крена, тангажа, истинной воздушной скорости, а также угловых скоростей ω_x , ω_y , ω_z и перегрузок n_x , n_y , n_z , измеренных в связанной системе координат.

3. Разработка модели внешней среды

Для моделирования условий, приближенных к реальным условиям эксплуатации в стенде реализуется:

- модель стандартной атмосферы по [7], по которой в том числе рассчитываются значения плотности воздуха и статического давления на высоте полета;
- модель ветра, в которой ветер (скорость и направление) представлен как произвольная функция от времени, задаваемая в соответствии с целями эксперимента.

Пусть скорость ветра задается тремя проекциями на оси земной нормальной системы координат V_{xg_W} , V_{yg_W} , V_{zg_W} .

Тогда проекции воздушной скорости самолета в земной нормальной системе координат имеют вид:

$$\begin{aligned}
V_{xg-a} &= V_{xg} + V_{xg-W} \\
V_{yg-a} &= V_{yg} + V_{yg-W} \\
V_{zg-a} &= V_{zg} + V_{zg-W}
\end{aligned} \tag{7}$$

где V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} – значения проекций скорости ЛА в спокойной атмосфере на оси нормальной земной системы. Эти скорости равны правым частям последних трех уравнений системы (1).

$$V_{yg} = \frac{dY_g}{dt}, V_{xg} = \frac{dX_g}{dt}, V_{zg} = \frac{dZ_g}{dt},$$

Очевидно, что модуль вектора воздушной скорости равен

$$V_a = \sqrt{V_{xg-a}^2 + V_{yg-a}^2 + V_{zg-a}^2}. \tag{8}$$

Проекции воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции (7) на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно [8]:

$$\begin{bmatrix} V_{x-a} \\ V_{y-a} \\ V_{z-a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \gamma & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg-a} \\ V_{yg-a} \\ V_{zg-a} \end{bmatrix} \tag{9}$$

Используя проекции (9) воздушной скорости на связанные оси, запишем формулы для углов атаки и скольжения с учетом ветра:

$$\alpha_w = -\arctan \frac{V_{y-a}}{V_{x-a}}, \quad \beta_w = \arcsin \frac{V_{z-a}}{V_a} \tag{10}$$

где α_w, β_w – значения углов атаки и скольжения с учетом ветра.

Вычисления проводятся следующим образом:

- задаются проекции скорости ветра в земной системе координат и начальные условия для системы (1);
- по формулам (7)-(9) вычисляются для начальных условий значения углов атаки и скольжения α_w, β_w с учетом ветра;
- решаются численно дифференциальные уравнения для спокойной атмосферы (1) с учетом соотношений (2) и (3). В ходе решения в формулы (4)-(6) подставляются углы атаки и скольжения α_w, β_w , вычисленные с учетом ветра.

Скоростной напор $q = \rho_H V_a^2 / 2$, и формулы (5) и (6) также рассчитываются с учетом ветра, где вместо V подставляется V_a – воздушная скорость, вычисляемая по формуле (8).

4. Способы предоставления информации при посадке ДПЛА и разработка системы визуализации

Для всех моделей динамики различных ЛА возможны различные варианты предъявления информации оператору: схематичное изображение, изображение с внекабинной обстановкой (с отображением приборной информации или без). Далее рассмотрены варианты визуализации при режиме захода на посадку ДПЛА.

При посадке современного ДПЛА для управления используются либо вид с самолета на землю, то есть оператор видит взлетно-посадочную полосу (ВПП) через видеокамеру, установленную на ДПЛА, так же, как летчик из кабины самолета, либо вид с земли на самолет, то есть оператор видит ДПЛА и ВПП как находящийся на земле наблюдатель. В обоих случаях оператор мысленно строит глиссаду и привязывает её к ВПП.

В стенде используется два метода визуализации:

1) Визуализация, отображающая основные элементы информационного поля кабины и внекабинную обстановку, реализована с использованием программных библиотек Xors3d Engine и 3D-моделей местности реального аэродрома. Пример предоставляемой оператору информации показан на рис 1.

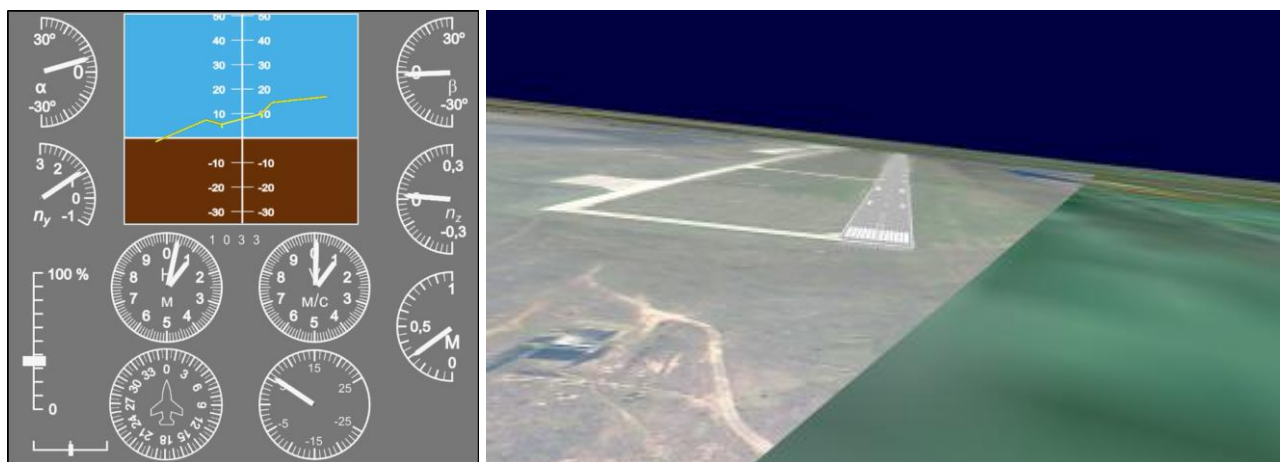
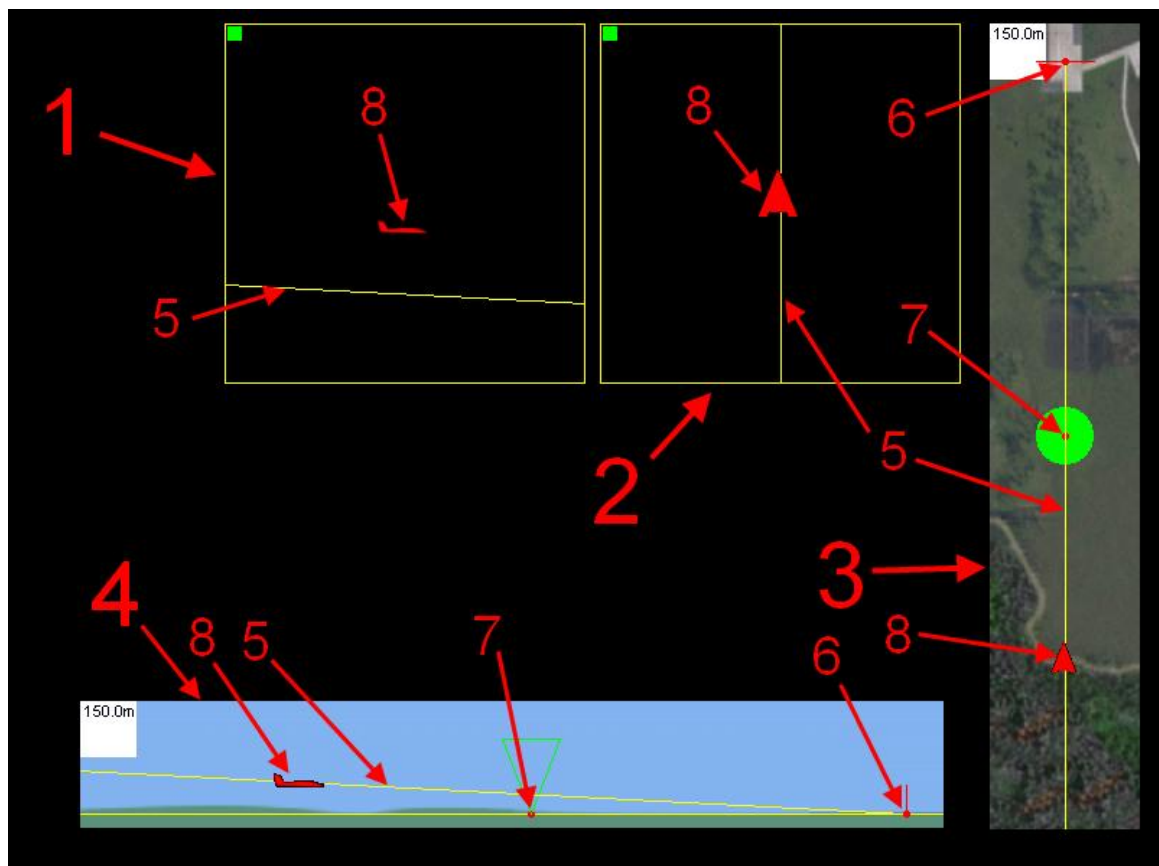


Рис 1. Визуализация вида с самолета на землю

2) Уменьшить погрешности построения глиссады и привязки к ВПП, одновременно освобождая центральную нервную систему оператора от этой работы, можно, представив оператору на мониторе схематичные изображения ВПП, глиссады и ДПЛА. Погрешность уменьшается благодаря значительно более точному, чем мысленное, представлению глиссады и получения более точной информации об отклонении ДПЛА от глиссады, а также высвобождении некоторого объёма внимания, который оператор может использовать для

более точной подстройки (в основном бессознательной) своих динамических параметров к динамической структуре контура ДПЛА.

Схематические изображения ВПП, глиссады и ДПЛА на фоне местности представлены на рис. 2. Схематические изображения на рис.2 соответствуют движению ДПЛА слева направо. При движении ДПЛА справа налево изображения зеркально изменятся.



- 1 Индикация рассогласования ДПЛА с глиссадой по высоте и тангажу.
- 2 Индикация рассогласования ДПЛА с глиссадой по горизонтали и рысканью.
- 3 Фотоснимок (вид на аэродром сверху) ВПП и прилегающей местности с наложенной схемой (глиссада, БПРМ, ДПЛА).
- 4 Фотоснимок (вид на аэродром сбоку) ВПП и прилегающей местности с наложенной схемой (глиссада, БПРМ, ДПЛА).
- 5 Глиссада
- 6 Точка касания ДПЛА и ВПП и источник света 1 (ИС1).
- 7 Зона действия ближнего приводного радиомаяка(БПРМ) и источник света 2 (ИС2).
- 8 Схематичное изображение ДПЛА

Рис. 2. Схематические изображения

5. Подключение органов управления

Немаловажной является задача как выбора органов управления, обеспечивающих максимальную производительность, приемлемую стоимость и идентичность (аутентичность, соответствие) реальным органам управления ЛА (как наиболее привычным и удобным для оператора), так и задача сопряжения органов управления с ПЭВМ.

В качестве органов управления рассматривались следующие устройства:

Название устройства	Фотография устройства
Пульт АРМ-Л с внешним АЦП	
Джойстик Thrustmaster Top Gun AfterBurner II	
Джойстик Thrustmaster Hotas Warthog	

Сравнение характеристик осуществлялось при помощи отдельно разработанного программного обеспечения, позволяющего провести серию однотипных экспериментов, выявляющих особенности работы устройств в разных режимах (неподвижное состояние,

плавное отклонение), на основе регистрируемых данных. Каждый эксперимент длился $T=119.995$ секунд. Частота регистрации сигнала от джойстика $f=200$ Гц. Полученные в ходе экспериментов данные обрабатывались в полуавтоматическом режиме при помощи пакета прикладных программ MATLAB.

Для устройств (в совокупности с программной частью, обеспечивающей необходимый интерфейс) проводилось сравнение по следующим характеристикам:

- максимальная задержка получения данных (мс.);
- средняя задержка получения данных (мс.);
- разрешающая способность (уровни);
- максимальная флуктуация при отсутствии воздействия (% от всего диапазона);
- характеристики шума сигнала от устройства.

Значения приведённых выше параметров не критичны для обычного – игрового – использования джойстиков, и могут изменяться в широком диапазоне, но в рамках выполняемой работы, требования значительно строже: в частности, это объясняется чувствительностью математических методов обработки получаемых данных.

Изучение полученных характеристик позволило обнаружить ошибки в библиотеке, обеспечивающей взаимодействие с модулем АЦП. Так как пульт, подключаемый к ПЭВМ посредством данного модуля АЦП, имел достаточно высокое разрешение по амплитуде (превосходя по этому показателю ближайшего «конкурента» – Top Gun AfterBurner II – приблизительно в 34 раза), библиотека была переписана с учётом возможностей многопоточных приложений.

Несмотря на одинаковые (пренебрежимо малые) значения времени получения данных, показанные всеми устройствами, Notas Warthog обладает многократно большим разрешением, чем пульт АРМ-Л и не имеет шума выходных сигналов, а максимальная флуктуация в ходе эксперимента составила 0.0008% от всего диапазона. К тому же, джойстик является репликой соответствующего органа управления штурмовика А-10С (ВВС США), что является дополнительным преимуществом, учитывая требования, обусловленные назначением данного устройства.

6. Разработка средств регистрации и обработки результатов экспериментов

Модуль регистрации данных имеет расширяемый интерфейс, позволяющий фиксировать интересующие в рамках эксперимента характеристики. Используемые

алгоритмы в совокупности с высокой производительностью современных ПЭВМ позволяют регистрировать данные с частотой несколько сотен герц.

Каждый записываемый параметр сохраняется как набор принимаемых им значений. Наборы агрегируются в структуру, содержащую помимо этого информацию об эксперименте: время проведения, идентификатор испытуемого и прочее. Полученная структура данных, по окончании эксперимента сохраняется в файл, откуда может быть загружена в пакет прикладных программ MATLAB.

Обработка результатов производится в среде MATLAB в полуавтоматическом режиме. На данный момент написаны процедуры автоматической вёрстки результатов серии экспериментов в отчёты, путём генерации их кода на языке разметки гипертекста и экспорта объектов из MATLAB.

Для оценки характеристик деятельности человека-оператора используются ошибки слежения, статистические параметры ошибки слежения (математическое ожидание, дисперсия, СКО и др.), спектральные и корреляционные характеристики сигналов и ошибок и т.д.

7. Результаты проведения экспериментов по изучению характеристик деятельности человека-оператора в системах слежения

Экспериментальные исследования, результаты которых приведены далее, проведены в целях изучения деятельности человека-оператора в следящей системе при установке на возможно более быструю отработку скачка входного воздействия, что соответствует, например, стробированию цели или первоначальному совмещению прицельной марки с целью для дальнейшего сопровождения.

Работа проводилась в развитие результатов, изложенных в статье [9], где, в частности, показано, что хорошо обученные, опытные операторы работают при установке на максимальное быстродействие в соответствии с принципом максимума [10]. Далее изложены результаты экспериментов, проведенных с увеличенным числом операторов, причем не имевших опыта работы со следящими системами и приобретавших его в ходе экспериментов. Более полно эксперименты описаны в [11].

Задающий символ (цель), обрабатывающий входное воздействие и отслеживающий символ (прицельная марка) предъявлялись на мониторе с экраном размером 350x250 мм и с графическим режимом 1024x768 пикселей.

На рис.4 задающий символ (ЗС) представлен кружком диаметром 15 пикселей (в 1 мм экрана 3,072 пикселей), отслеживающий символ (ОС) – окружностью размером 40 пикселей с двумя взаимно перпендикулярными диаметрами, имеющими разрыв в центре окружности.

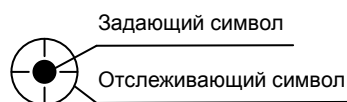


Рис.4. Задающий и отслеживающий символы

Динамическая структура машинной части системы имитировалась в ПЭВМ. Там же проводилась регистрация результатов экспериментов и их математическая обработка.

Структурная схема экспериментальной установки с оператором приведена на рис.5, где обозначено: K_d – коэффициент передачи джойстика; $W_{MЧ}$ – передаточная функция машинной части контура управления.

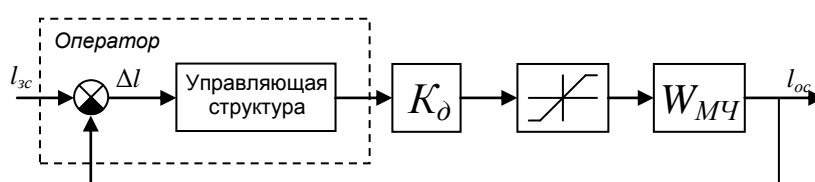


Рис.5. Структурная схема экспериментальной установки

Эксперименты проведены со следующими вариантами динамической структуры машинной части $W_{MЧ}$:

- безынерционное линейное звено с коэффициентом передачи $W_{MЧ} = 1$;
- инерционное (апериодическое) звено $W_{MЧ}(p) = \frac{K}{Tp + 1}$, где $K = 1$, $T = 1$ с;
- интегрирующее звено $W_{MЧ}(p) = \frac{K}{p}$, где $K = 1$ мм/с;
- звено 2-го порядка $W_{MЧ}(p) = \frac{K}{p(Tp + 1)}$, где $K = 1$ мм/с; $T = 1$ с.

В экспериментах, результаты которых приведены далее, принимали участие восемь мужчин 20–22 лет (студенты старших курсов). Исследовалось поведение оператора в качестве управляющего звена в контуре, представленном на рис.5, при подаче на вход контура скачка задающего символа. Величина скачка составляла 250 пикселей. Перед оператором ставилась задача перевода отслеживающего символа в новое положение задающего символа за минимальное время с помощью джойстика.

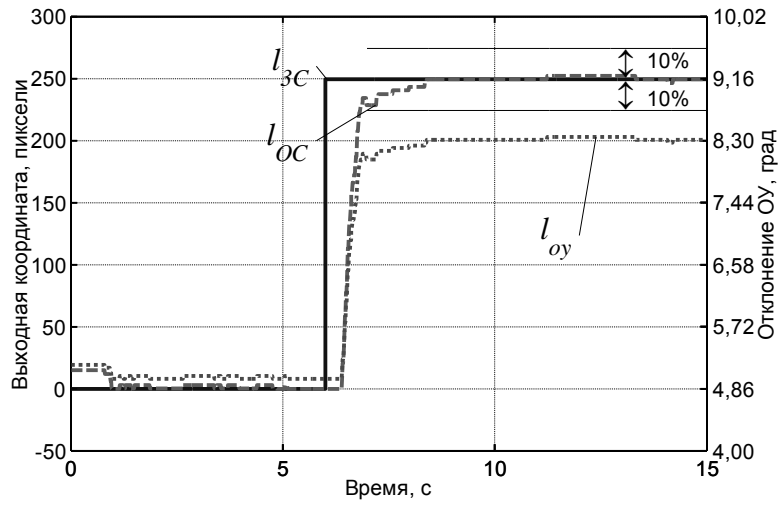


Рис.6. График переходного процесса для $W_{MЧ} = K = 1$

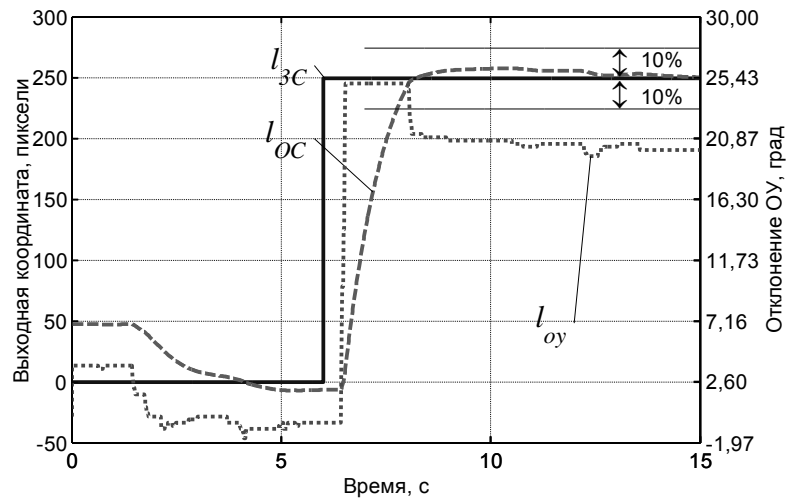


Рис.7. График переходного процесса для $W_{MЧ}(p) = \frac{K}{Tr + 1}$

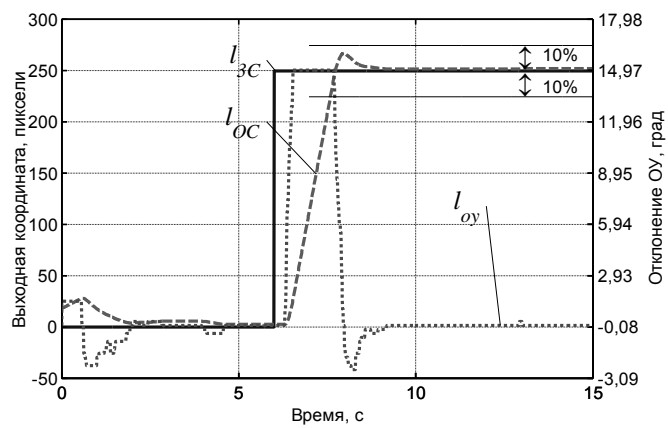


Рис.8. График переходного процесса для $W_{MЧ}(p) = \frac{1}{p}$

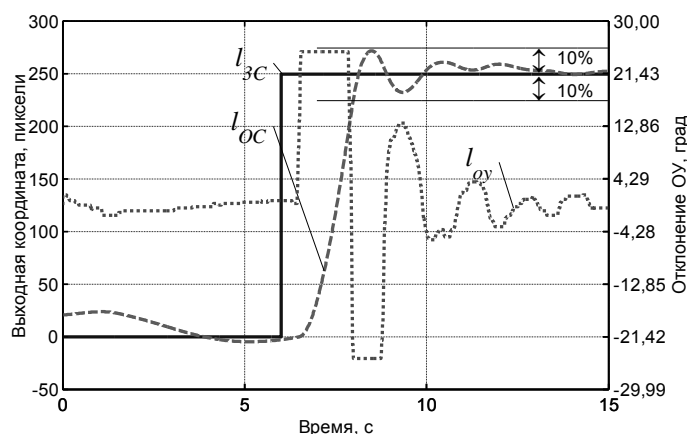


Рис.9. График переходного процесса для $W_{MЧ}(p) = \frac{K}{p(Tp + 1)}$

Результаты экспериментов позволили сделать следующие выводы:

- операторы после тренировки обрабатывали примерно 90% скачка входного сигнала как регуляторы, оптимальные по быстродействию, строя управление в соответствии с принципом максимума, а оставшиеся относительно малые рассогласования – как линейное звено;
- операторы при обработке 90% скачка входного воздействия имели дело с машинной частью нулевого, первого и второго порядков в соответствии с теоретическими положениями принципа максимума:
 - для машинной части нулевого порядка – перевод органа управления в новое положение (рис.3);
 - для машинной части первого порядка:
 - для апериодического звена – перевод органа управления в крайнее положение и возвращение в новое (заданное входным сигналом) положение (рис.4);
 - для интегрирующего звена – перевод органа управления в крайнее положение и возвращение в нулевое положение (рис.5);
 - для машинной части второго порядка – перевод органа управления в крайнее положение, затем переброс органа управления в противоположное крайнее положение, затем возврат в нулевое положение для машинной части с интегратором (рис.6);
- часть операторов, хорошо освоивших работу с машинной частью первого порядка, переносили свой опыт на работу с машинной частью второго порядка, формируя

управление в виде одного максимального отклонения органа управления. Переучивание этих операторов для работы с машинной частью второго порядка в соответствии с принципом максимума (два крайних положения и одно переключение органа управления) потребовало значительных временных затрат.

8. Заключение

В настоящей работе рассмотрены возможности применения полунатурного исследовательского стенда для оценивания характеристик деятельности человека-оператора при управлении ДПЛА.

Стенд организован таким образом, что позволяет свободно моделировать динамику различных ЛА и различные методы визуализации: модель динамики реализуется при помощи динамически загружаемой библиотеки динамической компоновки, с интерфейсом, представляющим оговоренный список экспортируемых функций. Динамика моделируется при помощи специального ПО – Диспетчера (в разработке которого принимали участие авторы), выгружающего динамические характеристики в разделяемую память, откуда они считываются необходимыми программными модулями, в том числе, программой визуализации.

На разработанном комплексе моделирования проведены эксперименты по оценке деятельности человека-оператора при управлении динамическими объектами различной сложности [11]. Эффективность стенда апробирована при решении следующих задач:

- оценка алгоритма проверки правильности регистрации полетных данных;
- оценка алгоритмов определения погрешностей бортовых измерений высотно-скоростных параметров;
- исследование деятельности человека-оператора по управлению ДПЛА при разных типах решаемой задачи (взлет, полет по маршруту, посадка).

"Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 12-08-31290"

Библиографический список

1. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов/ Под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Себрякова – М.: Физматлит, 2009. – 556 с.
2. Моисеев С. Состояние и перспективы развития боевых беспилотных авиационных систем США // Аэрокосмическое обозрение. – 2010. – №3. – с. 34-39.

3. C4ISR Journal, September 2009. – 68 с.
4. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. /Под редакцией Г.С. Бюшгенса. М.: Наука, 1998, – 811 с.
5. Корсун О.Н., Семенов А.В. Методика определения характеристик устойчивости и управляемости высотного дозвукового самолета М-55 «Геофизика» по результатам летного эксперимента и моделирования // Полет, – 2006. – № 2. – с. 22-29.
6. Корсун О.Н. Методы параметрической идентификации технических систем: электронное учебное пособие. М., МГТУ им. Н.Э. Баумана. <http://db.inforeg.ru/deposit/Catalog/mat.asp?id=286062>, зарегистрировано во ФГУП "Информрегистр" № 0321100941, 2011 г.
7. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Издательство стандартов, 1982. – 181 с.
8. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 54 с.
9. Себряков Г.Г. Экспериментальное исследование характеристик деятельности человека-оператора в динамических системах слежения и наведения летательных аппаратов // Характеристики деятельности оператора, под ред. Б.Ф. Ломова. – М.: ВНИИТЭ, 1983. – с.42-80
10. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкредидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. – изд. 4-е. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1983. – 393 с.
11. Огинский А.А., Бурлак Е.А., Набатчиков А.М. Экспериментальные исследования работы человека-оператора в режиме слежения при установке на максимальное быстроедействие // Труды ГосНИИАС. ВОПРОСЫ АВИОНИКИ. – М.: ГосНИИАС, 2010. – №19. – с.22-32.