



УДК 629. 7. 067  
ГРНТИ 55.47.29

## АДАПТИВНОЕ ОГРАНИЧЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ НА БОЕВЫХ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТАХ С АНАЛОГО- ЦИФРОВОЙ СИСТЕМОЙ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ

*Д.В. ВЕРЕЩИКОВ, кандидат технических наук, доцент  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)  
С.С. ИВАШКОВ  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

В статье проведена оценка эффективности работы ограничителя предельных режимов на боевых маневренных самолетах с аналого-цифровой системой дистанционного управления. Приведена структурная схема аналогового контура ограничителя предельных режимов и описана его работа. Показано, что проблема выхода за предельные значения угла атаки и нормальной перегрузки на самолетах с аналого-цифровой системой управления до конца не решена, и ее решение до настоящего времени остается актуальным. Предложен возможный подход к ее решению путем модернизации алгоритмов цифровой системы предупреждения критических режимов, суть которой заключается в адаптивном формировании сигналов допустимых значений угла атаки и нормальной перегрузки с целью передачи их в аналоговый контур ограничителя предельных режимов. Предложен астатический алгоритм для реализации в системе предупреждения критических режимов, адаптивным образом формирующий сигналы допустимых угла атаки и нормальной перегрузки.

*Ключевые слова:* безопасность полетов, аналого-цифровая система управления, ограничитель предельных режимов, система предупреждения критических режимов, астатический алгоритм.

## ADAPTIVE RESTRICTION OF LIMITING REGIMES ON COMBAT MANEUVERABLE AIRCRAFT WITH AN ANALOG-DIGITAL REMOTE CONTROL SYSTEM

*D.V. VERESHCHIKOV, Candidate of Technical sciences, Associate Professor  
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)  
S.S. IVASHKOV  
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

The article assesses the effectiveness of the limiting regimes restrictor on combat maneuverable aircraft with an analog-digital remote control system. A block diagram of the analog circuit of the limiting regimes restrictor is given and its operation is described. It is shown that the problem of exceeding the limit values of the angle of attack and normal overload on aircraft with an analog-digital control system has not been completely solved, and its solution remains relevant to this day. A possible approach to its solution is proposed by modernizing the algorithms of the digital critical regimes warning system, the essence of which is the adaptive formation of the attack angle acceptable values signals and normal overload in order to transmit them to the analog circuit of the limiting regimes restrictor. A static algorithm is proposed for implementing in the critical regimes warning system, which adaptively generates signals of acceptable angles of attack and normal overload.

*Keywords:* flight safety, analog-digital control system, limiting regimes restrictor, critical regimes warning system, astatic algorithm.



**Введение.** Обеспечение безопасности полетов самолетов является одной из важнейших задач современной авиации. Наиболее остро она ставится в военной авиации из-за того, что успешное выполнение боевых задач часто требует реализации в полете минимальных радиусов искривления траектории и максимальных угловых скоростей вращения за счет создания нормальных перегрузок или углов атаки, значения которых близки к предельно допустимым.

Контроль за текущими значениями угла атаки и перегрузки летчик осуществляет по имеющейся индикации и косвенно по величине скорости полета и собственным ощущениям, связанным с действием силы инерции по линии «голова – таз». Все перечисленные «обратные связи», как показывает многолетний опыт пилотирования самолетов, не являются абсолютно надежными с точки зрения предотвращения выхода за пределы установленных ограничений. В напряженных условиях воздушного боя, при необходимости энергичного вывода самолета из нисходящего маневра, при решении траекторных задач в процессе захода на посадку, сопровождающихся изменением аэродинамической конфигурации и воздействием атмосферной турбулентности, внимания летчика для оценки степени приближения к установленным ограничениям может оказаться недостаточно.

Для предотвращения выхода за пределы установленных ограничений по углу атаки и нормальной перегрузке на самолетах Су-27СМ и Су-34, не имеющих адекватного естественного предупредительного признака в виде «срывного бафтинга» (вибраций, тряски), применён ограничитель предельных режимов (ОПР), препятствующий перемещению ручки управления самолетом (РУС) «на кабрирование». Логика срабатывания такого ограничителя заключается в сравнении текущих значений угла атаки и перегрузки с допустимыми с учетом динамики их изменения и подключения дополнительного загрузочного механизма, воспринимаемого летчиком как «механический упор» на РУС. Кроме того, специальное вычислительное устройство формирует сигнал на электрогидравлический привод, создающий вибрацию РУС с темпом, характерным для «срывного бафтинга». Летчику предписывается осуществлять пилотирование «по границе срабатывания ОПР». Философия такого управления предполагает полное доверие летчика факту срабатывания ОПР в смысле того, что удержание РУС в положении «на себя» «на границе срабатывания» не приведет к выходу за установленные ограничения по углу атаки или перегрузке. При этом дополнительный контроль с использованием индикации не требуется или, по крайней мере, его степень может быть ослаблена.

**Актуальность.** Особенностью динамики полета маневренных самолетов является наличие аэродинамических, кинематических и инерционных перекрестных связей продольного и бокового каналов, способствующих появлению значительного по величине момента тангажа «на кабрирование» при пилотировании с большими скоростями крена [1]. Величина этого момента существенно зависит от числа  $M$ , центровки самолета и распределения масс относительно главных центральных осей инерции, вызванного различной конфигурацией размещения авиационных средств поражения на внешних узлах подвески [2].

Опыт летных испытаний и серийной эксплуатации самолетов Су-27СМ и Су-34, в системе управления которых установлены такие ОПР, даёт основание утверждать, что даже при пилотировании «по границе срабатывания» ОПР далеко не во всех случаях предотвращается выход за пределы допустимых значений угла атаки и перегрузки. Этот факт подтверждается в «Руководстве по летной эксплуатации» самолетов, в котором предписывается осуществлять дополнительный контроль за текущими значениями угла атаки и перегрузки при пилотировании по многофункциональным индикаторам (МФЦИ) в кабине (индикатор на лобовом стекле указанных самолетов не имеет указателя угла атаки). При этом летчик в процессе пилотирования вынужден многократно переносить взгляд с закабинной обстановки на МФЦИ и обратно, что снижает степень контроля за текущими значениями угла атаки. Ситуация обостряется в том случае, если доминирующим для летчика является контроль за окружающим пространством и работа с арматурой кабины.



На рисунке 1 представлены материалы записей объективного контроля в части изменения кинематических параметров движения самолета Су-34 при выполнении маневра с вращением по крену на малой приборной скорости (около 315 км/ч) и высоте около 7000 м.

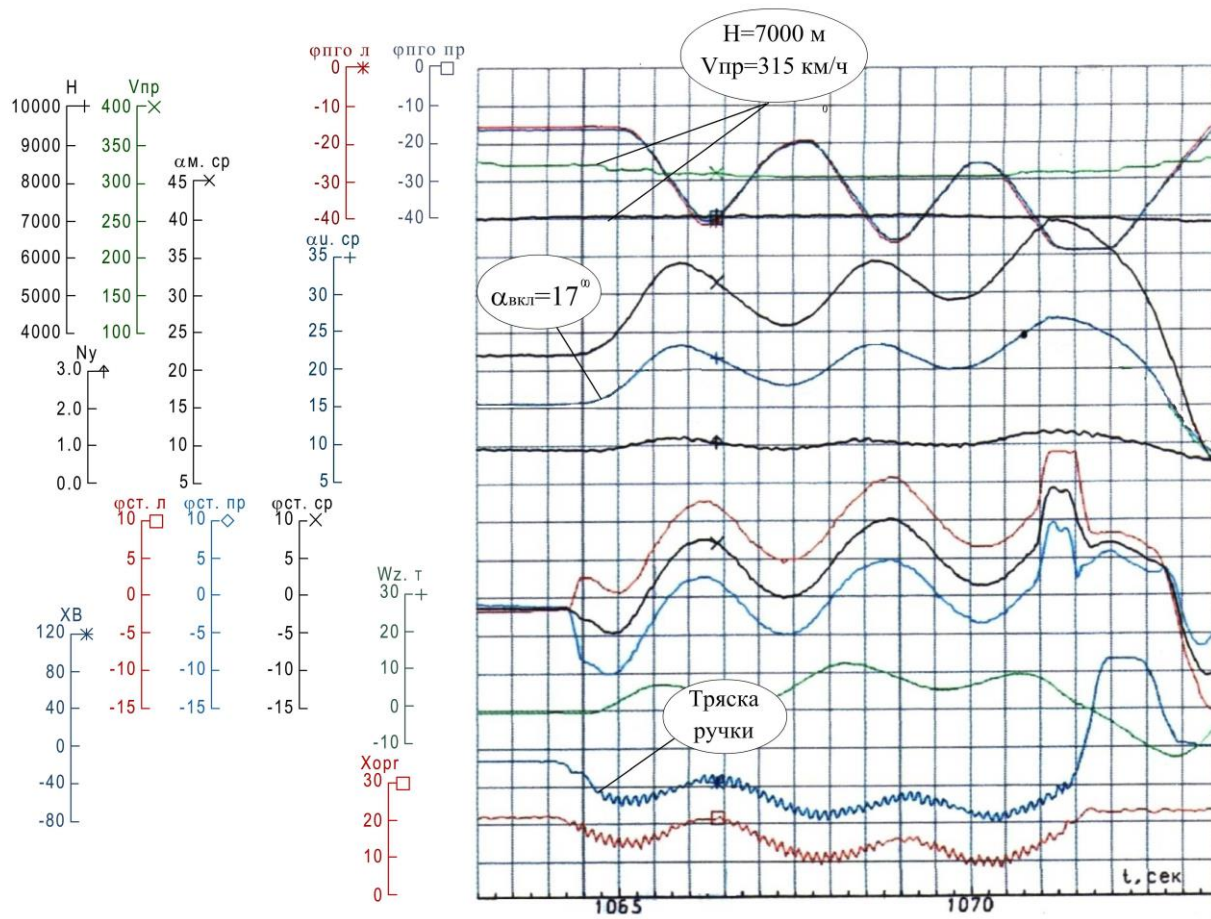


Рисунок 1 – Материалы записей объективного контроля в части изменения ряда кинематических параметров движения самолета с аналого-цифровой системой дистанционной управления при выполнении маневра с вращением по крену на малой приборной скорости

Срабатывание ОПР определяется по появлению пилообразных сигналов штока рулевой машины ( $x_{opr}$ ) и соответствующего ему положения РУС ( $XВ$ ) при угле атаки около  $17^\circ$ . Так как характер изменения этих сигналов подобен, то можно сделать вывод о том, что зазор в механической части ОПР был «выбран», дополнительный пружинный загрузочный элемент был подключен, и пилотирование осуществлялось «по границе срабатывания ОПР». Несмотря на срабатывание ОПР, самолет совершил несколько колебательных движений по тангажу, достигнув угла атаки в диапазоне  $23...27^\circ$ , хотя максимально допустимое значение угла атаки на таком режиме составляет  $24^\circ$ . Наиболее вероятной причиной такого «подхвата» по углу атаки является инерционное взаимодействие продольного и бокового движений.

Допустимые значения угла атаки и перегрузки, с которыми сравниваются соответствующие текущие значения, формируются в цифровом контуре штатной системы предупреждения критических режимов (СПКР) в зависимости только от числа  $M$  и наличия авиационных средств поражения на внешних узлах подвески. Эти значения определяются заранее и не являются функциями скорости крена, массы самолета, центровки и иных



параметров, способных оказывать существенное влияние на динамику движения самолета. Вполне естественным является желание разработчиков снизить допустимые значения ограничиваемых параметров с целью повышения безопасности, но, при этом происходит искусственное снижение располагаемых маневренных возможностей самолета и, как следствие, его эффективности при использовании по назначению.

Отчасти, рассматриваемая проблема решается за счет применения астатических ОПР [3], реализованных в цифровых комплексных системах управления самолетов Су-35С, Як-130, МиГ-АТ, МиГ-29КР. В таких системах управления ОПР не воздействует на РУС и у летчика не возникает обратной связи по усилиям и иных тактильных ощущений о приближении к предельным значениям угла атаки и перегрузки. Алгоритм такого ОПР просто «не выпускает» самолет за установленные пределы путем формирования соответствующего сигнала на электрогидравлические рулевые приводы, отклоняющие аэродинамические рулевые поверхности. Реализация таких алгоритмов на серийных самолетах Су-27СМ и Су-34 нецелесообразна в силу того, что для этого требуется коренная переделка всей системы управления и создания, по сути дела, нового самолета.

Таким образом, наблюдается противоречие между требованиями практики с точки зрения обеспечения заданного уровня безопасности полетов и с другой стороны, невозможностью применения эффективных алгоритмов астатических ОПР в рамках аналого-цифровых систем дистанционного управления (СДУ) с механическим ограничителем перемещения РУС.

Разрешение указанного противоречия может быть найдено в области применения астатического алгоритма, адаптивным образом задающего предельные значения угла атаки и перегрузки в имеющемся на борту цифровом контуре СПКР. Сигнал предельного значения угла атаки или перегрузки передается из СПКР в аналоговый контур ОПР, где формируются дополнительная нагрузка РУС в движении «на себя» и ее тряска штатными механизмами.

Структурная схема аналогового контура ОПР представлена на рисунке 2.

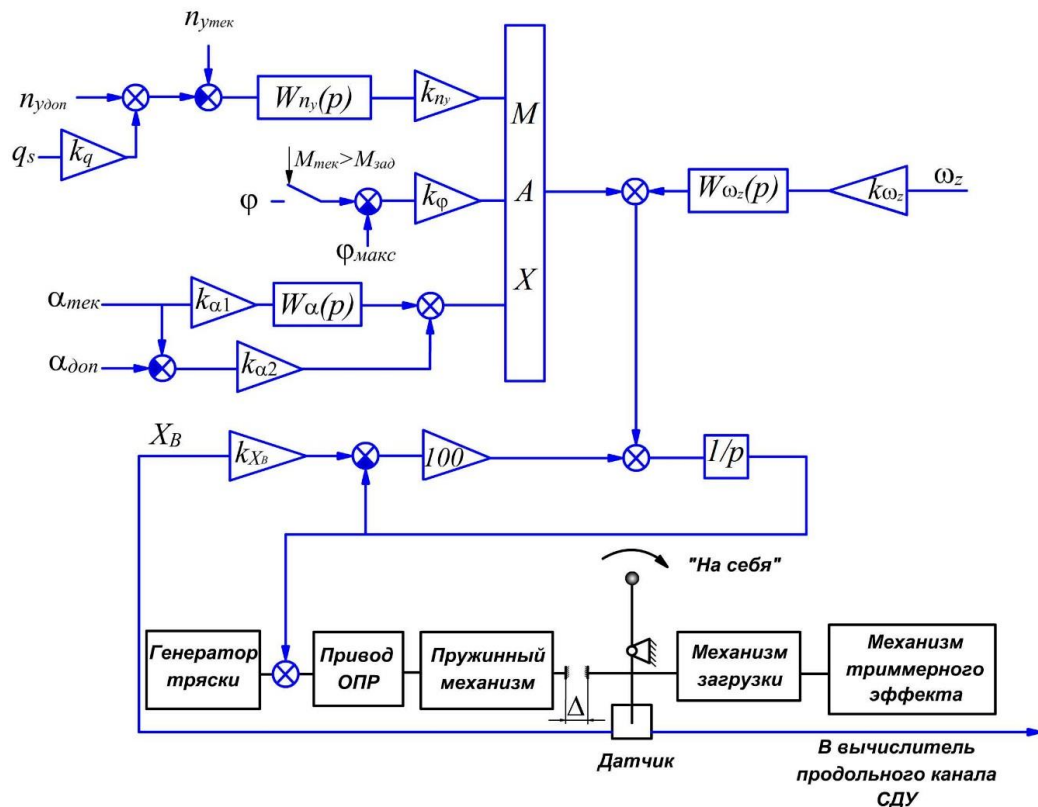


Рисунок 2 – Структурная схема аналогового контура ОПР



На рисунке обозначены:

$X_B$  – сигнал отклонения ручки управления (РУС) в канале тангажа, мм;

$n_{утек}$  – сигнал текущей нормальной перегрузки;

$\alpha_{тек}$  – сигнал текущего угла атаки, град;

$n_{удон}$  – предельно допустимое значение нормальной перегрузки;

$\alpha_{дон}$  – предельно допустимое значение угла атаки, град;

$\omega_z$  – скорость тангажа, град/с;

$\varphi$  – угол отклонения стабилизатора, град;

$\varphi_{макс}$  – максимальный угол отклонения стабилизатора на кабрирование, град;

$q_S$  – сжимаемый скоростной напор, кгс/м<sup>2</sup>;

$k_{n_y}, k_{\alpha}, k_{\omega_z}, k_{\varphi}, k_q$  – коэффициенты усиления;

$k_{X_B}$  – масштабный коэффициент передачи по сигналу от РУС;

$W_{n_y}(p), W_{\omega_z}(p), W_{\alpha}(p)$  – фильтры;

$\Delta$  – зазор между элементами РУС и штоком рулевой машины ОНР, мм.

Ограничитель содержит решающую схему, следящий привод, исполнительным агрегатом которого служит рулевая машина, пружинный механизм и генератор тряски. Остальные элементы, показанные на схеме, являются принадлежностью алгоритма системы дистанционного управления самолета.

При нейтральном положении РУС между элементами проводки, связанными с ней, и пружинным механизмом, закрепленным на штоке привода ОНР, обеспечивается зазор  $\Delta$ . При перемещении РУС «на себя» формируются положительные приращения угла атаки и нормальной перегрузки. При этом, пока выполняются условия  $(\alpha_{тек} - \alpha_{дон}) < 0$  и  $(n_{утек} - n_{удон}) < 0$ , зазор  $\Delta$  сохраняется постоянным и не препятствует перемещению РУС. Это происходит за счет перемещения штока привода ОНР по сигналу, который формируется решающей схемой.

Решающая схема имеет два основных параллельно работающих контура: контур ограничения нормальной перегрузки и контур ограничения угла атаки. В перечисленных контурах сигналы текущих значений перегрузки и угла атаки сравниваются с их допустимыми значениями. Третий (дополнительный) контур включается в работу при  $M_{тек} \geq M_{зад}$  и учитывает изменение эффективности стабилизатора на больших числа  $M$ . Сигналы из этих контуров поступают на блок выбора максимального значения и, таким образом, определяется актуальный для ограничения параметр. При достижении углом атаки или перегрузкой соответствующих предельных значений разностный сигнал одной из основных цепей обнуляется, и привод ОНР начинает препятствовать большему отклонению РУС «на себя» (его шток останавливается).

Для обеспечения устойчивости контура продольного управления в режиме ограничения и для уменьшения заброса угла атаки и перегрузки в случае резкого перемещения РУС в решающую схему введен сигнал скорости тангажа. При большой скорости тангажа ход РУС ограничивается при угле атаки или перегрузке меньших предельных. Если скорость тангажа снижается, то шток привода ОНР медленно перемещается в положение, при котором установившееся значение угла атаки или перегрузки равны предельно допустимым.

Пружинный механизм, подключенный к штоку привода ОНР, позволяет переместить РУС «на себя» и после срабатывания ОНР. При этом к ней требуется приложить дополнительное усилие, около 15 кгс.



Для формирования тактильного ощущения, характерного для «срывного бафтинга», к приводу ОПР «приходит» дополнительный сигнал от генератора тряски. Этот сигнал обеспечивает знакопеременное перемещение штока привода с частотой около 8 Гц. Именно эта тряска наблюдается на рисунке 1 при срабатывании ОПР.

Предлагаемый для реализации в СПКР астатический алгоритм призван обеспечить выдачу в аналоговый контур ОПР сигналов  $\alpha_{\text{дон}}$  и  $n_{y \text{ дон}}$ , значения которых зависят от текущих  $\alpha$  и  $n_y$ , положения РУС и, в общем случае, адаптивны по отношению к скоростям крена, рыскания и тангажа, числу М, скоростному напору, массе и центровке самолета, типу внешних подвесок и характеру их размещения на самолете, а так же иным факторам, способным повлиять на динамику продольного движения самолета.

В основе логики работы предлагаемого алгоритма лежат статическая (1) и астатическая (2) ветви характеристик  $\alpha_{\text{дон}} = f(X_B)$  и  $n_{y \text{ дон}} = f(X_B)$ , приведенные на рисунке 3. Астатической линия 2 является вследствие того, что при максимальном перемещении РУС «на себя» угол атаки или перегрузка достигают своих предельно допустимых значений точно [4]. Необходимость в наличии статической линии (1) с большим градиентом  $X_B^\alpha$  и  $X_B^{n_y}$  вызвана потребностью в энергичной реакции самолета скоростью тангажа на малые перемещения РУС в районе ее нейтрального (стриммированного) положения. В целом же обе линии ограничивают значения допустимого угла атаки и нормальной перегрузки при каждом конкретном положении РУС [5].

Исходя из описанной логики задачи адаптации сигналов  $\alpha_{\text{дон}}$  и  $n_{y \text{ дон}}$  является подбор такого расположения линий (1) и (2), которое обеспечивало бы при пилотировании «по границе срабатывания ОПР» невозможность превышения допустимых значений угла атаки и перегрузки. Вполне очевидно, что расположение ограничительных линий (1) и (2) характеризуется значениями параметров  $\alpha_0$ ,  $n_{y_0}$ ,  $X_{B(\alpha)}^*$ ,  $X_{B(n)}^*$ , смысл которых ясен из рисунка 3.

Подбор значений перечисленных параметров сопровождается двумя особенностями:

- переход с крутой (статической) линии на пологую (астатическую) при движении самолета на кабрирование должен произойти рано (по положению РУС) настолько, чтобы самолет без перерегулирования достигал  $\alpha_{\text{дон}}$ ;
- обратный переход с пологой линии на крутую при движении самолета на пикирование напротив, должен произойти как можно быстрее по ходу РУС «от себя» для ликвидации ощущения нечувствительности самолета на отклонение РУС («пустышки»).

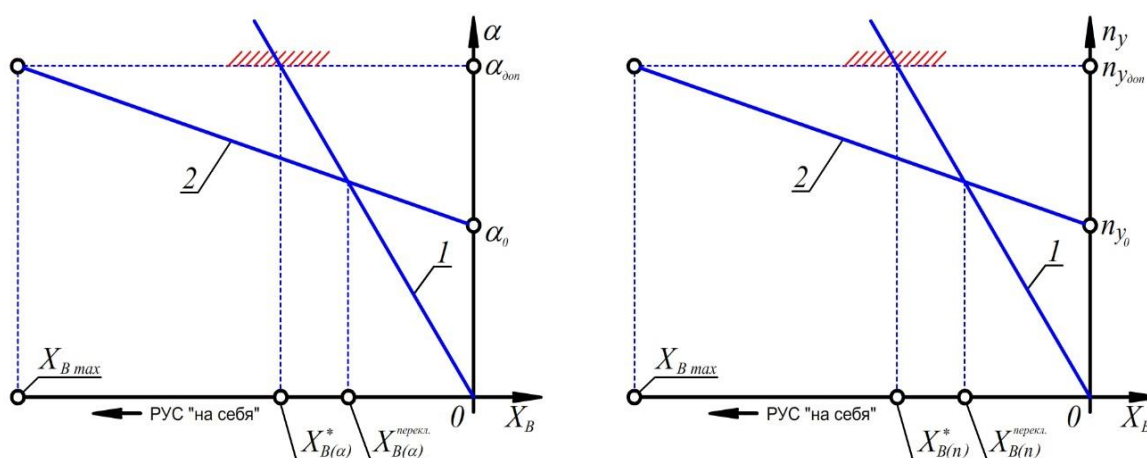


Рисунок 3 – Статическая и астатическая ветви характеристик  $\alpha_{\text{дон}} = f(X_B)$  и  $n_{y \text{ дон}} = f(X_B)$



Таким образом, адаптивный алгоритм, реализованный в цифровом вычислителе СПКР, должен в темпе управления самолетом определять значения  $\alpha_0$ ,  $n_{y_0}$ ,  $X_{B(\alpha)}^*$ ,  $X_{B(n)}^*$  и обеспечивать, таким образом, выдачу в аналоговый ОПР сигналов  $\alpha_{don}$  и  $n_{y\ dot{don}}$ , значения которых определяются мгновенным положением РУС в канале тангажа и являются адаптивными в отношении массы самолета, его центровки, аэродинамической компоновки, скоростей крена, рыскания тангажа, моментов инерции и режима полета.

**Выводы.** Опыт летных испытаний и серийной эксплуатации самолетов Су-27СМ и Су-34, оснащенных аналого-цифровой системой управления, позволяет утверждать, что проблема выхода современных маневренных самолетов за допустимые значения угла атаки и нормальной перегрузки в настоящее время является не решенной, поскольку применяемые ограничители предельных режимов не способны в полной мере обеспечивать выдерживание значений угла атаки и нормальной перегрузки в допустимой области режимов полета. Это связано с «нечувствительностью» алгоритма ограничителей к инерционному взаимодействию продольного и бокового движений.

Очевидным является то, что модернизация механической части существующих ограничителей предельных режимов является нецелесообразной, поскольку это приведет к коренным изменениям в системе управления самолетом, а, следовательно, характеру пилотирования. Для маневренных боевых самолетов, оснащенных аналого-цифровыми системами управления, рациональным является модернизация ограничителей предельных режимов механического типа путем применения в составе цифровых вычислительных контуров астатических алгоритмов, формирующих сигналы ограничения угла атаки и нормальной перегрузки, адаптивных по отношению к массово-инерционным характеристикам самолета, кинематическим параметрам его движения и положению командного рычага управления в канале тангажа.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бюшгенс Г.С. Динамика полета: Учеб. для студ. вузов / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
2. Левицкий С.В. Динамика полета: учебник для слушателей и курсантов Военно-воздушной инженерной академии имени проф. Н.Е. Жуковского / С.В. Левицкий, Н.А. Свиридов. М.: ВВИА, 2008. 527 с.
3. Аэродинамика, устойчивость и управляемости сверхзвуковых самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
4. Акимов А.Н., Воробьев В.В., Лукашов С.В. Ограничение предельных режимов полета: метод, алгоритмы, результаты. Издание Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н.Е. Жуковского. 2003. 121 с.
5. Верещиков Д.В. Системы управления летательных аппаратов: учебник / Д.В. Верещиков, С.В. Николаев, Д.В. Разуваев. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

#### REFERENCES

1. Byushgens G.S. Dinamika poleta: Ucheb. dlya stud. vuzov / A.V. Efremov, V.F. Zaharchenko, V.N. Ovcharenko. M.: Mashinostroenie, 2011. 776 p.
2. Levickij S.V. Dinamika poleta: uchebnik dlya slushatelej i kursantov Voenno-vozdushnoj inzhenernoj akademii imeni prof. N.E. Zhukovskogo / S.V. Levickij, N.A. Sviridov. M.: VVIA, 2008. 527 p.
3. A`erodinamika, ustojchivost' i upravlyaemosti sverkhzvukovyh samoletov / pod red. G.S. Vyushgensa. M.: Nauka. Fizmatlit, 1998. 816 p.



4. Akimov A.N., Vorob'ev V.V., Lukashov S.V. Ogranichenie predel'nyh rezhimov poleta: metod, algoritmy, rezul'taty. Izdanie Voенno-vozdushnoj inzhenernoj akademii im. prof. N.E. Zhukovskogo. 2003. 121 p.

5. Vereschikov D.V. Sistemy upravleniya letatel'nyh apparatov: uchebник / D.V. Vereschikov, S.V. Nikolaev, D.V. Razuvaev. Voronezh: VUNC VVS «VVA», 2018. 322 p.

© Верещиков Д.В., Ивашков С.С., 2020

Верещиков Дмитрий Викторович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, [vdvikt@yandex.ru](mailto:vdvikt@yandex.ru).

Ивашков Сергей Сергеевич, адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, [ivashkov.sereja@yandex.ru](mailto:ivashkov.sereja@yandex.ru).