

УДК 629.733.33.015.017.2

DOI: [https://doi.org/10.34169/2414-0651.2019.1\(21\).54-58](https://doi.org/10.34169/2414-0651.2019.1(21).54-58)**В.А. СМІРНОВ**, кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник,*(Центральний науково-дослідницький  
інститут озброєння і військової техніки  
Збройних Сил України, м. Київ)*

## Методические аспекты оценки эффективности активных систем ограничения предельных режимов полета самолетов при математическом моделировании и в летных испытаниях

*В системі заходів по забезпеченню безпеки польотів і підвищенню бойових можливостей сучасних літальних апаратів важливе значення надається оснащенню їх відповідними технічними пристроями. Настоящая статья посвящена анализу применения на самолетах активных систем ограничения предельных режимов полета, предназначенных для предотвращения выхода самолета за допустимые значения угла атаки (перегрузки) при его боевом применении. В работе приведена математическая модель движения самолета с работающим активным автоматом ограничения предельных режимов полета, которая позволяет осуществлять предварительную оценку поведения самолета с работающим ограничителем на различных режимах полета, влияние изменений в пределах эксплуатационных допусков параметров автомата, центровки самолета и т. д. Изложены методические подходы оценки активных автоматов ограничения предельных режимов полета в летных испытаниях.*

*У системі заходів щодо забезпечення безпеки польотів і підвищення бойових можливостей сучасних літальних апаратів важливе значення надається оснащенню їх відповідними технічними пристроями. Дана стаття присвячена аналізу застосування на літаках активних систем обмеження граничних режимів польоту, призначених для запобігання виходу літака за допустимі значення кута атаки (перевантаження) при його бойовому застосуванні. У роботі приведена математична модель руху літака із працюючим активним автоматом обмеження граничних режимів польоту, яка дозволяє здійснювати попередню оцінку поведінки літака із працюючим обмежувачем на різних режимах польоту, вплив змін у межах експлуатаційних допусків параметрів автомата, центрування літака і т.д. Викладені методичні підходи оцінки активних автоматів обмеження граничних режимів польоту в льотних випробуваннях*

Степень реализации заложенных в летательный аппарат боевых возможностей во многом зависит от полноты использования его маневренных свойств, которые, в свою очередь, могут быть реализованы только при пилотировании вблизи ограничений по углу атаки и перегрузке. Объем летных ограничений указанных параметров, связанных с режимом полета, конфигурацией самолета, наличием подвесного вооружения и т. д., достаточно велик. Необходимость постоянного визуального контроля летчиком по индикатору за их текущими значениями в процессе пилотирования затрудняет выполнение им боевой задачи и не позволяет в полной мере использовать маневренные возможности самолета, в том числе из-за вынужденного (чтобы не превысить ограничение) уменьшения темпа выхода на допустимые значения угла атаки и перегрузки. Все это обуславливает необходимость оборудования современных самолетов активными автоматами ограничения предельных режимов полета (АОПР), предназначенными для предотвращения вывода самолета за допустимые значения угла атаки и перегрузки. Такие автоматы позволяют летчику сосредоточить основное внимание на выполнение операций, связанных с решением задач по боевому применению, не отвлекаясь на визуальный контроль угла атаки и перегрузки.

Выбор структуры закона работы АОПР, настройки параметров автомата осуществляется методами математического и полунатурного моделирования на пилотажных стендах. На этих этапах осуществляется предварительная оценка поведения самолета с работающим АОПР на различных режимах полета, влияние изменений в пределах эксплуатационных допусков настройки параметров автомата на безопасное выполнение задач пилотирования и т. д. Окончательная оценка эффективности АОПР производится на этапе летных испытаний.

**Целью работы** является изучение существующих зарубежных и отечественных автоматов ограничения предельных режимов полета самолетов, разработка математической модели, описывающей движение самолета с работающим АОПР и позволяющей осуществлять выбор рациональных параметров ограничителя, а также разработка методических подходов оценки в летных испытаниях автоматов ограничения предельных режимов полета самолетов .

### **1. Математическое моделирование движения самолета с работающим активным автоматом ограничения предельных режимов полета**

Для моделирования движения самолета с работающим АОПР может быть использована математическая модель, разработанная автором [1].

Наиболее распространенный закон работы АОПР (где управляемым параметром является угол атаки), как показал анализ существующих отечественных и зарубежных ограничительных систем [2–6], имеет вид:

$$\alpha_{cp} = \alpha_{cm} - \kappa_{\alpha} \dot{\alpha} \quad (1)$$

где  $\alpha_{cp}$  – значение угла атаки, при котором должен сработать АОПР;

$\alpha_{cm}$  – статический угол настройки ограничителя. Как правило, он равен допустимому углу атаки  $\alpha_{дон}$ ;

$\kappa_\alpha$  – коэффициент упреждения;

$\dot{\alpha}$  – скорость изменения угла атаки.

Упреждающий член  $\kappa_\alpha \dot{\alpha}$  обеспечивает более раннее срабатывание АОПР при энергичном пилотировании с целью уменьшения заброса угла атаки в переходном процессе после срабатывания ограничителя.

В момент срабатывания АОПР гидроцилиндр, установленный в продольном канале системы управления, либо отталкивает ручку управления (и стабилизатор) в направлении «от себя» с некоторым усилием в определенное положение («упор»), соответствующее балансировке самолета на углах атаки меньших допустимого, либо фиксирует ее в положении, соответствующем моменту срабатывания ограничителя. Значение положения «упора» выбирается таким, чтобы была обеспечена величина управляющего момента на пикирование, достаточная для увода самолета на безопасные режимы полета по углу атаки. Толкающее воздействие на ручку управления снимается на безопасном, меньшем по величине угле атаки, после чего летчик может вновь отклонять ручку управления самолетом (РУС) в продольном канале «на себя».

Предположим, что летчик отклоняет стабилизатор взятием ручки управления «на себя» по линейному закону. Тогда возможные схемы совместного управления самолетом летчиком и АОПР могут быть представлены в виде, изображенном на рис. 1 [1, 2].

Обозначения на рис. 1 означают:

$\varphi_{бал}$  – балансировочное отклонение стабилизатора, соответствующее исходному режиму полета;

$\varphi^*$  – положение, в которое отталкивается стабилизатор при срабатывании АОПР (промежуточный «упор»);

$\varphi_{макс}$  – максимальное отклонение стабилизатора на кабрирование (механический упор);

$T$  – текущее время в момент срабатывания стабилизатора;

$T_0$  – текущее время достижения стабилизатором положения  $\varphi_{макс}$ .

Схемы *a* и *б* соответствуют АОПР с отталкиванием РУС после срабатывания ограничителя, схема *в* – с фиксацией ручки. Выход стабилизатора на механический упор (схема *б*) возможен при пилотировании на малых скоростях и больших высотах.

Закон изменения угла атаки самолета при отклонении стабилизатора по схеме *a*, приведенной на рис. 1, имеет следующий вид [1, 2]:

$$\Delta\alpha(t) = \frac{n_\varphi(\varphi^* - \varphi_{бал})}{\Omega_\alpha^2} + e^{-n_\alpha t}(R \sin \omega_\alpha t + S \cos \omega_\alpha t), \quad (2)$$

где

$$R = \frac{e^{n_\alpha T} \cos \omega_\alpha T}{\omega_\alpha} \left\{ \Delta\dot{\alpha}_0 + \left[ \Delta\alpha_0 - \frac{n_\varphi(\varphi^* - \varphi_{бал})}{\Omega_\alpha^2} \right] \left[ n_\alpha + \omega_\alpha \operatorname{tg} \omega_\alpha T \right] \right\} \quad (3)$$

$$S = e^{n_\alpha T} \left\{ \left[ \Delta\alpha_0 - \frac{n_\varphi(\varphi^* - \varphi_{бал})}{\Omega_\alpha^2} \right] \left[ \cos \omega_\alpha T - \frac{n_\alpha}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T \right] - \frac{\Delta\dot{\alpha}_0}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T \right\};$$

$$n_\alpha = \frac{1}{2} (\bar{Y}_a^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^\alpha);$$

$$\Omega_\alpha^2 = -(\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_a^\alpha \bar{M}_z^{\omega_z});$$

$$\omega_\alpha = \sqrt{\Omega_\alpha^2 - n_\alpha^2};$$

$$n_y^\alpha = \frac{c_y^\alpha}{c_{yазен}}; \quad \bar{Y}_a^\alpha = \frac{Y_a^\alpha}{mV} = \frac{g}{V} n_y^\alpha; \quad n_\varphi = M_z^\varphi / I_z = \bar{M}_z^\varphi;$$

$$\bar{M}_z^i = \frac{M_z^i}{I_z}.$$

$\Delta\alpha_0$  и  $\Delta\dot{\alpha}_0$  определяются при  $t = T$  по формулам:

$$\Delta\alpha(t) = \frac{n_\varphi \dot{\varphi}}{\Omega_\alpha^4} \left[ \Omega_\alpha^2 t - 2n_\alpha + 2n_\alpha e^{-n_\alpha t} \cos \omega_\alpha t + \frac{2n_\alpha^2 - \Omega_\alpha^2}{\omega_\alpha} e^{-n_\alpha t} \sin \omega_\alpha t \right]; \quad (5)$$

$$\Delta\dot{\alpha}(t) = \frac{n_\varphi \dot{\varphi}}{\Omega_\alpha^2} \left[ 1 - e^{-n_\alpha t} \cos \omega_\alpha t - \frac{n_\alpha}{\omega_\alpha} e^{-n_\alpha t} \sin \omega_\alpha t \right]. \quad (6)$$

Время достижения максимального значения угла атаки  $t_{макс}$  определяется выражением:

$$t_{макс} = \frac{1}{\omega_\alpha} (\arctg \frac{R\omega_\alpha - S n_\alpha}{R n_\alpha + S \omega_\alpha} + \pi l) \quad (7)$$

где  $l = 0, 1, 2, \dots$ . Значение  $l$  определяется из условия  $t_{макс} > T$ .

Максимальное значение угла атаки определяется по формуле (2) при условии  $t = t_{макс}$ .

Для схемы *б* закон изменения угла атаки по времени будет иметь следующий вид:

$$\Delta\alpha(t) = \frac{n_\varphi(\varphi^* - \varphi_{бал})}{\Omega_\alpha^2} + e^{-n_\alpha t} (P^* \sin \omega_\alpha t + Q^* \cos \omega_\alpha t), \quad (8)$$

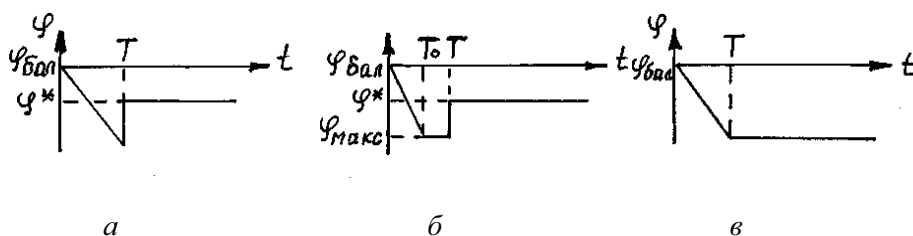


Рис. 1 Схемы совместного управления самолетом летчиком и АОПР

$$\text{где } P^* = \frac{e^{n_\alpha T} \cos \omega_\alpha T}{\omega_\alpha} \left\{ \Delta \dot{\alpha}_0^* + \left[ \Delta \alpha_0^* - \frac{n_\varphi (\varphi^* - \varphi_{\text{бал}})}{\Omega_\alpha^2} \right] [n_\alpha + \omega_\alpha t g \omega_\alpha T] \right\}; \quad (9)$$

$$Q^* = e^{n_\alpha T} \left\{ \left[ \Delta \alpha_0^* - \frac{n_\varphi (\varphi^* - \varphi_{\text{бал}})}{\Omega_\alpha^2} \right] \left[ \cos \omega_\alpha T - \frac{n_\alpha}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T \right] - \frac{\Delta \dot{\alpha}_0^*}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T \right\}; \quad (10)$$

$$\Delta \alpha_0^* = \frac{n_\varphi (\varphi_{\text{макс}} - \varphi_{\text{бал}})}{\Omega_\alpha^2} + e^{-n_\alpha T} (P_0 \sin \omega_\alpha T + Q_0 \cos \omega_\alpha T); \quad (11)$$

$$\Delta \dot{\alpha}_0^* = e^{-n_\alpha T} \left[ \omega_\alpha (P_0 \cos \omega_\alpha T - Q_0 \sin \omega_\alpha T) - n_\alpha (P_0 \sin \omega_\alpha T + Q_0 \cos \omega_\alpha T) \right]; \quad (12)$$

$$P_0 = \frac{e^{n_\alpha T_0} \cos \omega_\alpha T_0}{\omega_\alpha} \left\{ \Delta \dot{\alpha}_0 + \left[ \Delta \alpha_0 - \frac{n_\varphi (\varphi_{\text{макс}} - \varphi_{\text{бал}})}{\Omega_\alpha^2} \right] [n_\alpha + \omega_\alpha t g \omega_\alpha T_0] \right\}; \quad (13)$$

$$Q_0 = e^{n_\alpha T_0} \left\{ \left[ \Delta \alpha_0 - \frac{n_\varphi (\varphi_{\text{макс}} - \varphi_{\text{бал}})}{\Omega_\alpha^2} \right] \left[ \cos \omega_\alpha T_0 - \frac{n_\alpha}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T_0 \right] - \frac{\Delta \dot{\alpha}_0}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T_0 \right\}; \quad (14)$$

$$T_0 = \frac{\varphi_{\text{макс}} - \varphi_{\text{бал}}}{\dot{\varphi}};$$

$\Delta \alpha_0$  определяется по формуле (5) при  $t = T_0$ ;

$\Delta \dot{\alpha}_0$  определяется по формуле (6) при  $t = T_0$ .

Время достижения углом атаки своего максимального значения равно

$$t_{\text{макс}} = \frac{1}{\omega_\alpha} (\arctg \frac{P^* \omega_\alpha - Q^* n_\alpha}{P^* n_\alpha + Q^* \omega_\alpha} + \pi), \quad (15)$$

где  $l = 0, 1, 2, \dots$  определяется из условия  $t_{\text{макс}} > T_0$ .

Скорость изменения угла атаки в момент срабатывания АОПР определяется по формуле (12):  $\Delta \dot{\alpha}(T) = \Delta \dot{\alpha}_0^*$ .

Закон изменения угла атаки по времени для схемы *в* записывается следующим образом:

$$\Delta \alpha(t) = \frac{n_\varphi \dot{\varphi} T}{\Omega_\alpha^2} + e^{-n_\alpha t} (P \sin \omega_\alpha t + Q \cos \omega_\alpha t) \quad (16)$$

$$\text{где } P = \frac{e^{n_\alpha T} \cos \omega_\alpha T}{\omega_\alpha} \left\{ \Delta \dot{\alpha}_0 + \left[ \Delta \alpha_0 - \frac{n_\varphi \dot{\varphi} T}{\Omega_\alpha^2} \right] [n_\alpha + \omega_\alpha t g \omega_\alpha T] \right\}; \quad (17)$$

$$Q = e^{n_\alpha T} \left[ \left( \Delta \alpha_0 - \frac{n_\varphi \dot{\varphi} T}{\Omega_\alpha^2} \right) (\cos \omega_\alpha T - \frac{n_\alpha}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T) - \frac{\Delta \dot{\alpha}_0}{\omega_\alpha} \sin \omega_\alpha T \right]; \quad (18)$$

$\Delta \alpha_0$  и  $\Delta \dot{\alpha}_0$  определяются по формулам (5) и (6) соответственно.

Время  $t_{\text{макс}}$  определяется по формуле

$$t_{\text{макс}} = \frac{1}{\omega_\alpha} (\arctg \frac{P \omega_\alpha - Q n_\alpha}{P n_\alpha + Q \omega_\alpha} + \pi), \quad (19)$$

где  $l = 0, 1, 2, \dots$  определяется из условия  $t_{\text{макс}} > T$ .

Математическая модель работы АОПР по схеме *в* впервые была разработана А. Г. Чумаком. Как видно из приведенных выражений, она может быть легко получена из математической модели схемы *а*, при условии замены в формулах (2)–(4) управляющего воздействия на участке  $t > T$ : вместо выражения  $(\varphi^* - \varphi_{\text{бал}})$  необходимо подставить  $\dot{\varphi} T$ .

Значение угла атаки в момент срабатывания АОПР равно

$$\alpha_{cp} = \alpha_{нач} + \Delta \alpha_{cp}, \quad (20)$$

где  $\alpha_{нач}$  – значение угла атаки на исходном режиме полета;

$\Delta \alpha_{cp}$  – отклонение угла атаки от его значения на исходном режиме полета.

С учетом (20) формула (1) запишется в виде

$$\Delta \alpha_{cp} = \alpha_{cm} - \alpha_{нач} - \kappa_\alpha \dot{\alpha}. \quad (21)$$

В случае  $\kappa_\alpha = const$  уравнение (21) решается методом последовательных приближений по  $T$  при фиксированном значении  $\dot{\varphi}$  с заданной точностью  $\varepsilon$ :

$$|\Delta \alpha_{cp} - (\alpha_{cm} - \alpha_{нач} - \kappa_\alpha \dot{\alpha})| < \varepsilon. \quad (22)$$

В выражении (22)  $\Delta \alpha_{cp}$  определяется по формулам (2), (8) или (16), а  $\dot{\alpha}$  – по формулам (6) (схемы *а* и *в*) или (12) при  $t = T$ .

После определения  $T$  из условия (22) далее по формулам (7), (15) или (19) получаем  $t_{\text{макс}}$  и  $\Delta \alpha(t_{\text{макс}}) = \Delta \alpha_{\text{макс}}$ .

Оценка эффективности АОПР определяется в результате анализа зависимости  $\alpha_{\text{макс}} = f(\dot{\alpha})$  (рис.2).

Результаты исследований показали, что в рамках рассмотренного закона работы АОПР (1) и постоянных значениях параметров его настройки (угла статической настройки  $\alpha_{cm}$ , коэффициента упреждения  $\kappa_\alpha$  и фиксированного значения угла отталкивания стабилизатора  $\varphi^*$ ), не предотвращается выход самолета за допустимое значение угла атаки в процессе заброса после срабатывания ограничителя [7]. Вследствие слабого демпфирования наибольшего значения забросы угла атаки достигают при пилотировании вблизи минимально допустимой приборной скорости.

При плавном пилотировании (малых темпах увеличения угла атаки) в основной эксплуатационной области режимов полетов заброс угла атаки в переходном процессе после срабатывания АОПР не превосходит угла его статической настройки (рис. 2), а при энергичном пилотировании (больших и средних значениях  $\dot{\alpha}$ )  $\alpha_{\text{макс}} > \alpha_{\text{доп}}$ , т. е. при средних и больших темпах увеличения угла атаки автомат не предотвращает выхода не только на углы атаки большие допустимого, но даже и углы атаки сваливания. Однако при координированном пилотировании даже кратковременное превышение самолетом углов атаки сваливания в процессе заброса после срабатывания ограничителя не приводит к развитию сваливания (вследствие кратковременности пребывания самолета на этих углах атаки не успевает развиваться в достаточной степени отрыв потока с поверхности крыла).

Учитывая такие особенности поведения самолета, требуется обязательная оценка эффективности АОПР в летных испытаниях, причем с обязательной имитацией всех возможных маневров самолета на больших углах атаки в сочетании с боковым движением при различной настройке параметров АОПР с учетом неблагоприятного сочетания их настройки, эксплуатационного изменения центровки, вариантов подвески вооружения и ошибок измерения угла атаки.

## 2. Оценка эффективности активных автоматов ограничения предельных режимов полета в летных испытаниях

В процессе испытаний по оценке эффективности активных автоматов ограничения предельных режимов полета возможен выход самолета на режимы сваливания и попадания в штопор. Поэтому до начала испытательных полетов на сваливание и штопор на самолете с отключенным ограничителем, либо, если такой возможности нет, то на самолете с характеристиками сваливания и штопора, близкими к испытываемому.

Поскольку при попадании самолета в штопор не исключена возможность самовыключения двигателя, летчикам необходимо детально изучить и отработать порядок действий на случай, если заглохнет двигатель (порядок запуска двигателя в воздухе и захода на посадку с выключенным двигателем).

В процессе испытаний должна быть выполнена оценка характеристик самолета как с номинальными, так и с максимальными (минимальными) в пределах эксплуатационных допусков значениями параметров настройки угла статической настройки и коэффициента упреждения АОПР, а также значениями настройки положения стабилизатора, в которое он отталкивается при срабатывании ограничителя.

Поскольку для реализации заложенного в АОПР закона срабатывания вычислительно необходимо некоторое время, в летные испытания закладывается выполнение режимов (маневров) по оценке работоспособности (точнее, своевременности срабатывания) и эффективности автомата при пилотировании самолета вблизи угла статической настройки АОПР с выходом на его срабатывание.

Должна быть выполнена оценка влияния скольжения на измерение угла атаки, работу селектора каналов измерения угла атаки и эффективность АОПР. Это необходимо делать в том числе и потому, что не на всех самолетах устанавливаются датчики углов атаки с обеих сторон фюзеляжа.

Оценка эффективности АОПР и проверка правильности настройки его параметров (угла статической настройки  $\alpha_{ст}$ , коэффициента упреждения  $\kappa_a$  и фиксированного значения угла отталкивания стабилизатора  $\varphi^*$ ) осуществляется в летных испытаниях путем выполнения дач ручки управления по тангажу «на себя» с разным темпом увеличения угла атаки (плавным и резким) до срабатывания АОПР из режима исходного

прямолинейного горизонтального полета. Проверка эффективности АОПР должна осуществляться также не только при выполнении координированных (без скольжения) маневров, но и некоординированных (имитирующих возможные ошибки летчика при пилотировании), связанных как с предварительно созданным скольжением, так и со скольжением, создаваемым в процессе увеличения угла атаки (наряду со взятием ручки управления по тангажу «на себя» отклоняются также органы поперечного или путевого управления или оба одновременно).

В конце летных испытаний должны быть выполнены контрольные испытательные маневры при выявленном по результатам испытаний наиболее неблагоприятном сочетании параметров настройки АОПР, центровки, варианте подвесок вооружения и режиме полета.

Кроме того, по окончании основной программы испытаний выполняются полеты с использованием элементов сложного и высшего пилотажа и выходом на углы срабатывания (в том числе и по границе срабатывания) АОПР. В процессе пилотажа осуществляется оценка эффективности АОПР, приемлемость усилий «отталкивания» ручки управления при срабатывании автомата (и «пересиливания» ограничителя) и проверка разработанных по результатам основной программы летных испытаний рекомендаций летному составу по пилотированию на больших углах атаки с выходом на срабатывание ограничителя.

### Выводы:

1. Математическая модель движения самолета с работающим активным автоматом ограничения предельных режимов полета позволяет осуществлять предварительную оценку поведения самолета с работающим ограничителем на различных режимах полета, влияния изменений в пределах эксплуатационных допусков параметров автомата, центровки самолета и т. д.

2. Изложенная в статье методика оценки эффективности активных автоматов ограничения предельных режимов полета в летных испытаниях помимо оценки достаточности и своевременности вмешательства автомата для предотвращения сваливания, приемлемости создаваемых автоматом усилий для пересиливания управляющих действий летчика и отдачи РУС на уменьшение угла атаки, возможности после вмешательства автомата продолжить выполнение заданного предельного маневра (по границе  $\alpha_{дон}$ ), предусматривает обязательную имитацию всех возможных маневров самолета на больших углах атаки в сочетании с боковым движением при различной настройке параметров АОПР с учетом неблагоприятного сочетания их настройки, эксплуатационного изменения центровки, вариантов подвески вооружения и ошибок измерения угла атаки.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Смирнов В. А. Математическое моделирование работы автомата ограничения предельных режимов полета // Летательные аппараты и авиационные

- двигатели. – Вып. 8. – К.: КВВАИУ, 1990. – С. 73–79.
2. Смирнов В. А., Нерубацкий В. Е. Нормирование и оценка качества пилотажных характеристик самолетов: Монография. – К.: ЦНИИ ВВТ ВСУ, 2013. – 176 с.
  3. Котик М. Г., Филиппов В. В. Полет на предельных режимах. – М.: Воениздат, 1977. – 240 с.
  4. Пашковский И. М. Устойчивость и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.
  5. Дэвис Д. Пилотирование больших реактивных самолетов. – М.: Машиностроение, 1975. – 368 с.
  6. Активные системы управления самолетов. Часть 1. – Обзор ОНТИ ЦАГИ, 1975. – Вып. 479. – 145 с.
  7. Смирнов В. А. Оценка эффективности активных автоматов ограничения предельных режимов полета // Летательные аппараты и авиационные двигатели. – Вып. 14. – К.: КИ ВВС, 1993. – С. 70–74.

Стаття надійшла до редколегії 01.10.2018 р.

**Рецензент В. М. Сенаторов**, к.т.н., доцент  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння  
та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)  
<https://orcid.org/0000-0001-5387-5693>