

## ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ENGINEERING TECHNOLOGY

УДК 658.13.07.0012

DOI: 10.47928/1726-9946-2023-23-2-27-39

EDN: SWSERH



Научная статья

### Теоретические основы создания экранолёта с особой геометрией крыла и фюзеляжа адаптированного на эстакаде

**А. Ф. Закураев, Б. А. Ашабоков**

*Ассоциация изобретателей СКФО и ЮФО, г. Нальчик, Россия*

*Институт информатики и проблем регионального управления Кабардино-Балкарского  
научного центра РАН, г. Нальчик, Россия*

*aslanz@mail.ru, ashabokov.boris@mail.ru*

**Аннотация.** В статье кратко изложены основы теории создания экранолёта на эстакаде с эллиптической формой с особой геометрией крыла и фюзеляжа. Рассматриваются вопросы устойчивости и управляемости при боковом возмущенном движении экранолёта, определение условий и влияния аэродинамических характеристик, при которых обеспечивается колебательная устойчивость экранолёта на всех диапазонах режимов полета.

**Ключевые слова:** экранолёт, эллипс, эстакада, экраноплан, аэрогидродинамическая сила, продольная и боковая устойчивость, продольный момент, угол атаки.

**Благодарности:** авторы выражают благодарность рецензентам за указанные замечания, которые позволили повысить качество статьи.

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Для цитирования.** *Закураев А. Ф., Ашабоков Б. А.* Теоретические основы создания экранолёта с особой геометрией крыла и фюзеляжа адаптированного на эстакаде // Доклады АМАН. 2023. Т. 23, №. 2. С. 27–39. DOI: <https://doi.org/10.47928/1726-9946-2023-23-2-27-39>, EDN: SWSERH

© Закураев А. Ф.  
Ашабоков Б. А., 2023



Контент доступен под лицензией Creative Commons Attribution 4.0 License.  
This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 License.

## Theoretical foundations creation of an ekranolet with a special geometry of the wing and fuselage adapted on the flyover

Aslan F. Zakuraev, Boris A. Ashabokov

*Association of Inventors, North Caucasus Federal District and Southern Federal District,  
Nalchik, Russia*

*Institute of Computer Science and Problems of Regional Management of KBSC of the  
Russian Academy of Sciences, Nalchik, Russia  
aslanz@mail.ru, ashabokov.boris@mail.ru*

**Abstract.** The article briefly outlines foundations of the theory of creating an ekranolet with a special geometry of the wing and fuselage on an elliptical flyover. The issues of stability and controllability in the lateral perturbed motion of the ekranolet are considered, the determination of the conditions and the influence of aerodynamic characteristics under which the oscillatory stability of the ekranolet is ensured at all ranges of flight modes.

**Keywords:** ekranolet, ellipse, flyover, ekranoplane, planing vessels, aerohydrodynamic force, longitudinal and lateral stability, longitudinal moment, angle of attack.

**Acknowledgments:** the authors are thankful to the anonymous reviewer for his valuable remarks.

The authors declare no conflict of interest.

**For citation.** Zakuraev A. F., Ashabokov B. A. Theoretical foundations creation of an ekranolet with a special geometry of the wing and fuselage adapted on the flyover. *Adyghe Int. Sci. J.* 2023. Vol. 23, No. 2. P. 27–39. DOI: <https://doi.org/10.47928/1726-9946-2023-23-2-27-39>, EDN: SWSERH

© Zakuraev A. F.

Ashabokov B. A., 2023

**Актуальность.** Создание нового вида гибридного высокоскоростного наземного транспорта, основанного на использовании экранного эффекта при движении экранолёта вдоль (поверх лотка) специально подготовленной поверхности для повышения аэродинамического качества (отношение аэродинамической подъёмной силы к аэродинамическому сопротивлению) по сравнению с существующими экранопланами самолётного типа является весьма актуальным.

**Новизна и оригинальность.** Впервые разработана компоновка конструкции летательного аппарата с криволинейным крылом и удлиненным вогнутым фюзеляжем эллиптической формы адаптированного на эстакаде в виде параболической формы из составных композиционных материалов модульного типа. Для создания экранного эффекта между созданным летательным аппаратом и эстакадой на высоте не более двух метров с хвостиком, установлены 6 двухконтурных электровентиляторных двигателей. Такая новая комплексная транспортная система летательного аппарата с эстакадой эллиптической формой получила название «экрanoлёт» на эстакаде.

Оригинальность заключается в том, что разработанная компоновка экранолёта вместе с эстакадой образуют разорванный пологий эллипс для обтекаемости и осуществления устойчивости при полёте от внешних возмущений всех типов, а также для целенаправ-

ленного факториального уплотнения воздушного потока под криволинейным крылом с вогнутым цельнометаллическим фюзеляжем и поверхностью эстакады.

Основываясь на разработанной концепции и изобретенной компоновке конструкции экранолёта на эстакаде эллипсного типа, патент РФ от 15 января 2019 года за № 2677215, как описано в статье [1], в научной статье поставлена цель разработки основ фундаментальной теории по адаптации эллиптического экранолёта на эстакаде эллиптической формы.

На основании вышеизложенного, целью является разработка теоретических основ для создания перспективных конструкционных компоновок экранолётов разных модификаций, адаптированных с параболической формой эстакады.

В рамках данной статьи мы остановимся на решениях задач: условие колебательной устойчивости и управляемости, степени продольной и боковой устойчивости экранолёта при поддуве электродвигателями.

Экранный эффект – это изменение несущих свойств крыла и фюзеляжа на малых высотах – открыт авиаторами еще на заре XX в. Поскольку лётные данные самолета, в частности его устойчивость, не были рассчитаны на этот эффект, имели место аварии и катастрофы на взлетно-посадочных режимах движения. Поэтому новый вид летательных аппаратов с названием «экранопланы» создавался на основе большого числа экспериментальных данных, и аппараты, естественно, получались несовершенными.

Непреодолимой задачей стала проблема продольной и поперечной устойчивости конструкций. На базе такой новой компоновки был разработан проект и построена модель экраноплана СМ-1. В ходе испытаний достигнута скорость около 180 км/ч при оптимальных характеристиках устойчивости и управляемости вблизи экрана (вода, твердая поверхность). Недостатком такой конструкции является высокая взлетно- посадочная скорость и высокая чувствительность экраноплана к неровностям экрана, особенно при волнении на воде (рис. 1) [2]–[4].

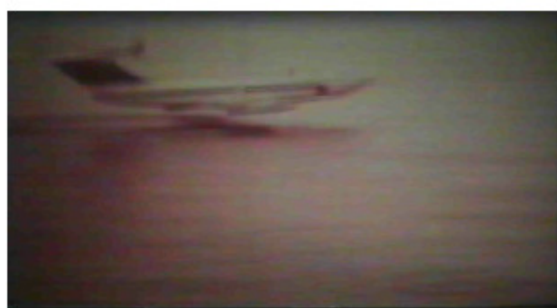


Рис. 1. Полёт экраноплана над водой с реактивными двигателями с «поддувом» под несущее крыло.

Fig. 1. Flight of a screen glider over water with jet engines with «blowing» under the supporting wing.

Именно, в предложенных инженером Р. Е. Алексеева конструкционных схемах компоновки экранопланов были заложены основные принципы обеспечения продольной и боковой устойчивости движения вблизи экрана с «поддувом» под несущее крыло [4]. Максимальный эффект от поддува, когда один килограмм тяги двигателя может обеспечивать возникновение до 15 кг подъемной силы. Оптимальная конструкционная схема расположение двигателей с «поддувом» создали предпосылки для значительного снижения взлетно-посадочных скоростей экранолёта и повышению весовой отдачи.

Такая система получила впоследствии наименование «самолетной». Дальнейший процесс совершенствования СМ-1 был направлен на преодоление этих недостатков с применением системы «поддув» реактивными двигателями под несущее крыло. Для анализа эффективности поддува  $b$  – реактивных двигателей под крылом, вводится обобщенный параметр, называемый приведенной высотой  $\overline{h}_{пр}$ , которая выражается в следующем виде:

$$\overline{h}_{пр} = 0,42 \frac{b}{l} \left[ \frac{h}{b} + 1,89 * 10^{-4} \frac{\varphi b}{h} + 0,5 \frac{\Delta S}{bl} \right], \quad (1)$$

где:  $\Delta S = lh_n - n\pi\delta^2$  избыток площади сечения под носовой кромкой крыла над суммарной площадью воздушной струи двигателей в районе сечения;  $\delta$  – прямоугольная воздушная струя двигателя с учетом ее расширения на участке среза сопла до сечения под носовой кромкой крыла и фюзеляжа,  $\bar{h} = \frac{h}{b}$  – относительная высота ( $b$  – хорда крыла с фюзеляжем).

Надо отметить, что в работах [2], [3], [5]–[7] посвященных исследованию динамики, устойчивости, управляемости экранопланов, не рассматриваются аэродинамические характеристики в обеспечении продольной и боковой устойчивости движения вблизи экрана при порыве ветра различной направленности. Поэтому в разрабатываемой теоретической основе для экранолёта на эстакаде комплексно учтены влияния этих параметров на аэродинамические характеристики в обеспечении продольной и боковой устойчивости движения вблизи экрана при порыве ветра во время движения. Теоретическим пределом аэродинамического качества экранолёта является аэродинамическое качество профиля вблизи экрана, как показано на рис. 2.



Рис. 2. Подготовленная поверхность направляющей для создания экрана.

Fig. 2. Prepared surface of the guide to create the screen.

Что же такое экранолёт и экранный эффект? Экранолёт – конструкция самолетного типа с модифицированной формой крыла и фюзеляжа в виде эллипса. Конструкция такого аппарата позволяет ему летать близко от экрана параболической формы эстакадной поверхности.

Поэтому специально подготовленная поверхность в виде эллипсной эстакады позволяет в наибольшей мере реализовать преимущества экранного эффекта в повышении аэродинамического качества (отношение аэродинамической подъёмной силы к аэродинамическому сопротивлению) по сравнению с существующими экранопланами водного базирования.

Система управления поддувной системы (УПС), рис. 3а, обеспечивает безотрывное обтекание корпуса ЛА при низких уровнях энергозатрат, поскольку эстакада построена желобообразной формой в виде параболы (см. рис.3б), обеспечивающей уплотнение

управляемого динамического турбулентного потока воздуха  $\rho_a = 12$ , при этом значение приведенного коэффициента сопротивления с вышеприведенными характеристиками  $C_{xg} = 0.001$ . Это обеспечивается за счет рекуперлируемых двигателей, состоящих из 6 шт., что позволяет при установившемся режиме отключить четыре двигателя для генерации энергии.



Рис. 3. а – поддувная система ЛА; б – эстакада желобообразной формой в виде параболы.  
Fig. 3. a - blow-up system of the LA; b - trestle with a trough shape in the form of a parabola.

Для экранолёта на эстакаде эффект поддува зависит от расположения двигателей относительно крыла и фюзеляжа, удаления характерной точки крыла и фюзеляжа от экрана  $h$ , в качестве которой выбирается, как правило, задняя кромка крыла (чаще употребляется относительная величина  $\bar{h} = \frac{h}{b}$ ) и угла дифферента  $\varphi$  при неизменной высоте  $\bar{h}$  (при положительном  $\varphi$  стеснение потока под крылом увеличивается, при отрицательном – уменьшается), числа работающих на поддув двигателей  $r$  равно 6 и удлинения крыла с фюзеляжем  $\lambda = \frac{l^2}{S}$  (при увеличении хорды подъемная сила крыла увеличивается за счет увеличения его площади без увеличения тяги двигателей). Обеспечение безопасного полёта экранолёта на эстакаде, чтобы при этом пилот не боялся перевернуться по нему, необходимо выбором аэродинамической компоновки добиться положения фокуса по высоте впереди фокуса по углу атаки, что в математическом расчете выражается как неравенство:

$$X_{Fn} - X_{Fh} < 0, \quad (2)$$

где  $X_{Fn}$  – положение фокуса крыла и фюзеляжа по углу атаки вблизи экрана;  $X_{Fh}$  – фокус по высоте при увеличении толщины профиля крыла.

«Привязка» экранолёта к экрану на эстакаде в значительной степени определяется градиентом (производной) изменения его подъемной силы по высоте экранного полета  $c_y^{\bar{h}}$ .

Одним из показателей «привязки» экранолёта к экрану может служить производная  $Dh/Dv$  определяющая изменение высоты полета на единицу изменения скорости при неизменном положении органов продольного управления. Выражение для  $Dh/Dv$  можно получить из линеаризованных уравнений продольного возмущенного движения экранолёта на эстакаде.

В случае внезапного встречного порыва ветра экранолёт прижмет к эстакаде, приращение подъемной силы в фокусе по высоте относительно центра тяжести создает пикирующий момент. Угол атаки из положительного превратится в отрицательный, в этот момент в фокусе по углу атаки появится отрицательное приращение, восстанавливающее равновесие.

Это объясняется весьма важным и благоприятным с точки зрения безопасности полета свойством – естественной аэродинамической стабилизацией угла крена при полете вблизи экрана на поверхности эллиптической эстакады в предлагаемой конструкции экранолёта с эллипсной формой крыла и фюзеляжа (см. рис. 2, [1]).

**Наиболее важные результаты, полученные к настоящему времени в области экранной аэродинамики.**

Для комплексного анализа закономерностей разбега фокусов были исследованы различные типы крыла и фюзеляжа, сначала отдельно, крыло от фюзеляжа, затем вместе. Оказалось, что в присутствии вблизи экрана степень разбега находится в прямой зависимости от формы крыла вместе с фюзеляжем и неровности экрана, т. е. эстакады. В силу самой геометрической формы крыла и фюзеляжа, а также параболической формой направляющего (эстакады), фокус по высоте размещается впереди фокуса по углу атаки. А это главное условие продольной устойчивости.

Критерием его продольной устойчивости служат: запас устойчивости по высоте, то есть расстояние средней аэродинамической хорды (САХ) от центра тяжести экранолёта до фокуса, возникающее при изменении высоты полета. Нужно отметить, что экранолёт имеет два основных режима движения: взлетно-посадочный и полётный, – поэтому для каждого из них используются методы расчета и экспериментального определения устойчивости и управляемости, которые отвечают специфике режима движения. Это:

- влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла и фюзеляжа характеризуется значительным ростом его подъемной силы и аэродинамического качества при практически неизменном сопротивлении;

- из геометрических параметров наибольшее влияние на аэродинамические характеристики крыла и фюзеляжа, движущегося вблизи экрана, оказывает его удлинение. Уменьшение величины удлинения приводит к снижению значений подъемной силы и аэродинамического качества и увеличению сопротивления, причем более интенсивно, чем для крыла и фюзеляжа в безграничной направляющей эстакады;

- величина толщины профиля и криволинейность крыла и фюзеляжа, движущегося вблизи экрана, при малых углах атаки приводит к увеличению коэффициентов подъемной силы  $\Sigma c_y$  и ее производной по высоте  $c_y^h$  с увеличением ее производной по углу атаки  $c_y^\alpha$ . Одновременно увеличивается вредное сопротивление;

- положение фокуса крыла и фюзеляжа по углу атаки  $X_{F\alpha}$  вблизи экрана слабо зависит от толщины профиля крыла. Фокус по высоте  $X_{Fh}$  при увеличении толщины профиля смещается к передней кромке.

Под динамической устойчивостью экранолёта понимается его способность самостоятельно, без участия летного состава, сохранять заданный режим движения, а в случае отклонения от него под действием различного вида возмущений – возвращаться к исходному режиму после прекращения их действия.

**Устойчивость и управляемость экранолёта находятся в тесной взаимосвязи.**

При скоростях 250–450 км/ч аэродинамическая эффективность экранолёта, определяемая произведением  $KV$ , значительно выше, чем у других транспортных средств. С точки зрения перспектив развития экранолёта, представляет интерес оценка значений величины их  $KV$ , которая широко используется при прогнозировании развития летательных аппаратов, а также при сравнительном анализе достигнутого уровня в области аэродинамики и проектирования. Поэтому каждому уровню технического развития какого-либо транспортного средства соответствуют свои значения  $KV = const$ .

Например, уровень 2005–2020 гг. для самолетов оценивался величиной  $KV = 15 * 10^4$ . В основе этой оценки лежит известная гипотеза Кармана. Управляемость при хорошей устойчивости обеспечит экипажу экранолёта простоту управления, позволит полнее использовать маневренные возможности экранолёта, повысит его безопасность. Заметное влияние экрана на характеристики крыла с фюзеляжем проявляется на высотах меньших, чем длина его средней аэродинамической хорды (САХ). При очень малом расстоянии до него, исчисляемом дециметрами, повышение давления под крылом и фюзеляжем близко к значению скоростного напора и подъемная сила резко возрастает за счет давления в заторможенном потоке, поэтому с уменьшением относительной высоты полета растет  $C_y$  и снижается  $C_x$ , что доказано при эксперименте на действующем макете в масштабе 1:8 при скорости движения 200 км/час.

На рис. 4. приведена характерная зависимость коэффициента подъемной силы  $c_y^-$  от его отстояния до опорной поверхности (экрана)  $\bar{h}$ :  $c_y^- = f(\bar{h})$ , где  $\bar{h} = h/b$  – относительная высота ( $b$  – хорда крыла с фюзеляжем).

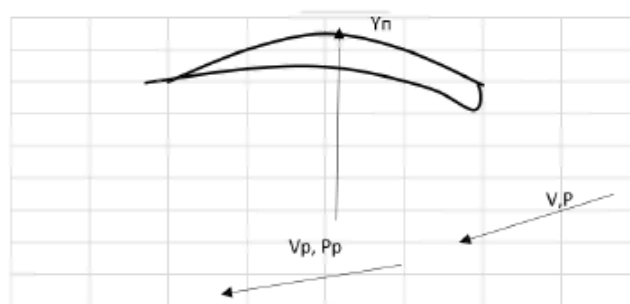


Рис. 4. Образование подъемной силы крыла и фюзеляжа ЭЛ от поддува:

$V$  – скорость воздушного потока;  $V_p$  – скорость потока в поддувной зоне;

$P$  – давление в воздушном потоке;  $p_p$  – давление в поддувной зоне.

Fig. 4. Formation of the wing and fuselage lift of the EL from blowing:

$V$  - air flow velocity;  $V_p$  - flow velocity in the blowing zone;

$P$  - pressure in the air stream;  $p_p$  - pressure in the blow zone.

При накренивании крыла, движущегося вблизи экрана, в связи с тем, что  $C_y^- = f(\bar{h})$ , происходит перераспределение давления по размаху крыла. Центр действия суммарной подъемной силы  $Y_0$  при этом смещается относительно ЦТ в сторону накренивания, создавая эффективный момент относительной оси, проходящей через ЦТ, и восстанавливая первоначальное положение крыла.

Под устойчивостью экранолёта понимается его способность самостоятельно, без участия экипажа, сохранять заданный режим движения, а в случае отклонения от него под воздействием различного вида возмущений – возвращаться к исходному режиму после прекращения их действия.

При очень малом расстоянии до него, исчисляемом дециметрами, повышение давления под крылом близко к значению скоростного напора и подъемная сила резко возрастает за счет давления в заторможенном потоке, поэтому с уменьшением относительной высоты полета растет  $C_y$  и снижается  $C_x$ . Отличительной особенностью конструкции крыла и фюзеляжа экранолёта является малое, в сравнении с самолетами, удлинение и криволинейная форма, как у парашюта.

$$\lambda_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр} + S_{фю}} \leq 3, 5, \quad (3)$$

где  $\lambda_{кр}$  – размах крыла, м<sup>2</sup>;  $S_{кр}$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>;  $S_{фю}$  – площадь фюзеляжа, м<sup>2</sup>.

Заметное влияние экрана на характеристики крыла и фюзеляжа проявляется на высотах меньших, чем длина его средней аэродинамической хорды (САХ). Для снижения потерь подъемной силы и уменьшения индуктивного сопротивления такого крыла и фюзеляжа, вызванных интенсивным перетеканием потока воздуха из области повышенного в область пониженного давления, на крыле устанавливаются односторонние концевые шайбы [1], [5]. Такая конструкция и низкое расположение крыла и фюзеляжа позволяют создать под крылом и фюзеляжем экранолёта замкнутую область, что помогает устойчивости полёта.

#### Условие колебательной устойчивости экранолёта.

Анализ условий обеспечения колебательной устойчивости экранолёта в общем виде весьма сложен. В теоретическом и экспериментальном плане несколько обстоятельств роднит экранолёт при полёте с привязкой к экрану на эстакаде с экранопланом. В установившемся режиме полёта действующие закономерности одинаковы. Разница в том, что экранолёт находится в замкнутой системе на эстакаде, а экраноплан может лететь в самолётном режиме, как было отмечено выше. Учитывая, что для экранных режимов полёта экранолёта выполняется условие, можно получить следующее приближенное условие колебательной устойчивости экранолёта, соответствующее малым разностям фокусов: для больших разностей фокусов оно выглядит так:

$$\dot{S}_4 B_3 - B_1 B_5 (B_1 B_2 - 2B_3), \quad \frac{B_3^2}{4B_1} \gg 0 B_3 B_4 - B_2 B_5 > 0. \quad (4)$$

Таким образом, условие колебательной устойчивости экранолёта можно заменить двумя приближенными условиями, которые должны выполняться одновременно:

$$(\Delta \bar{x}_{F_{9H}})_{min} < \Delta \bar{x}_{F_{9H}} < (\Delta \bar{x}_{F_{9H}})_{max}$$

$$B_3 B_4 - B_2 B_5 > 0 \quad \text{и} \quad \dot{S}_4 B_3 - B_1 B_5 (B_1 B_2 - 2B_3). \quad (5)$$

Это означает, что разнос аэродинамических фокусов  $\Delta \bar{x}_{F_{vH}} = \bar{x}_{F_v} - \bar{x}_{F_H}$  должен располагаться в определенном диапазоне значений. Если  $B_5$  имеет малую величину, то вместо неравенств  $\dot{S}_4 B_3 - B_1 B_5 (B_1 B_2 - 2B_3)$  можно воспользоваться условием

$$\dot{S}_4 = (B_1 B_2 - B_3) B_3 - B_1^2 B_4 \dot{S}_4 > 0 \quad (6)$$

А периодическая устойчивость экранолёта на всех режимах полёта обеспечивается соответствующим взаимным расположением координат фокусов  $\bar{x}_{F_v}$ ,  $\bar{x}_{F_H}$  центровкой экранолёта  $\bar{x}_r$ .

Так при накренивании экранолёта при плавном повороте, на его несущем крыле и части фюзеляжа происходит перераспределение давления, поскольку часть элементов несущего крыла и фюзеляжа приблизилась к экрану, а другая часть удалилась от него. Элементы крыла и фюзеляжа, приблизившиеся к экрану, испытывают положительное приращение подъемной силы. На удалившихся от экрана элементах подъемная сила падает. Это обстоятельство вызывает возникновение восстанавливающего поперечного момента.



$$m_{\chi\gamma} = f(Y) \quad \text{при} \quad Y > 0. \quad (7)$$

С учетом этого, согласно рис. 5, производная  $m_{\chi\gamma}$  может быть выражена через  $c_y^h$  в следующем виде:

$$m_{\chi\gamma} = \lambda_i c_y^h / 24, \quad (8)$$

где  $\lambda_i$  – относительное удлинение крыла и фюзеляжа.

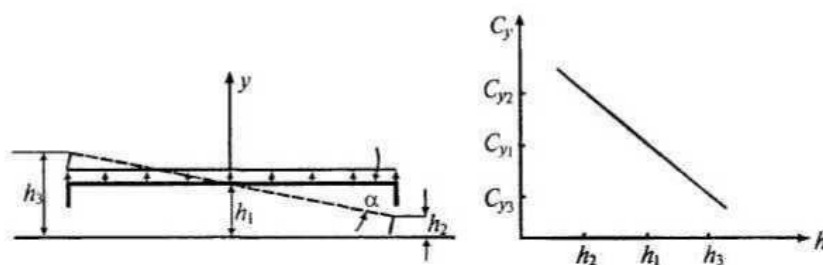


Рис. 5. Обеспечение боковой устойчивости экранолёта с криволинейным крылом и вогнутым фюзеляжем по крену при движении вблизи экрана.

Fig. 5. Ensuring the lateral stability of a screen plane with a curved wing and concave fuselage on roll when moving near the screen.

Таким с образом, с достаточной степенью точности можно считать, что подъемная сила крыла с фюзеляжем в ненакренённом положении распределяется равномерно по его размаху и форме, а ее зависимость от высоты имеет линейный характер.

Из формулы (8) следует, что степень естественной стабилизации экранолёта по углу крена, которая характеризуется производной  $\partial m$ , находится в прямой пропорциональной зависимости от степени изменения подъемной силы с высотой экранного полета на эстакаде.

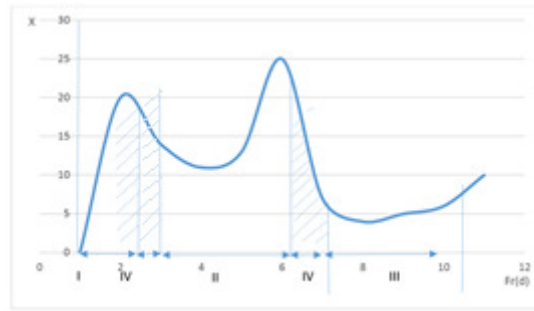
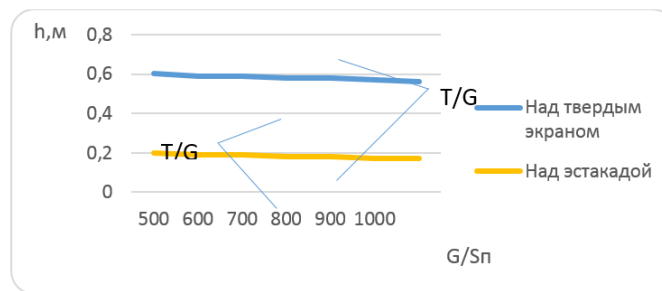
Точно так же возникновение разворачивающего момента при крене  $m_y = f(Y)$  можно связать с изменением сопротивления экранолёта по высоте.

Например, чтобы определить границы управляемости и устойчивости экранолёта на эстакаде в нестандартных условиях: погодных, при несимметричном отказе двухконтурных электродвигателей, для реализации максимальных маневренных возможностей рассчитываем сопротивление ЭЛ  $X$  от относительной скорости движения  $Fr_D$  и зависимость удельной нагрузки на крыло и фюзеляж ЭЛ  $G/S_{\Pi}$  при поддуве от высоты для различных значений тяговооруженности ЭЛ  $\frac{T}{G}$ , как показаны на рис. 6 и 7 [2], [4].

Однако в реальной эксплуатации экранолёта на эстакаде будут существовать случаи, когда исследование боковых аэродинамических характеристик необходимо из-за порыва бокового ветрового потока и др.

В общем случае комплексный анализ продольной устойчивости экранолёта следует проводить на основе дифференциальных уравнений движения пятого порядка. Согласно поставленной задаче рассмотрим систему управляемости экранолёта на эстакаде. Поэтому тяговооруженность, обеспечивающая полную разгрузку экранолёта при нулевом отрыве (при  $V = 0$ ), для крыла и фюзеляжа с  $\lambda = 1,5$  составляет  $\frac{T_0}{G} = 0,112$  при  $\frac{G}{S} = 400$  кгс/м. Уменьшение размеров крыла за счет кривизны вместе с фюзеляжем приводит к увеличению степени продольной и боковой устойчивости экранолёта при поддуве.

## Режим движения экранолёта

Рис. 6. Зависимость сопротивления ЭЛ  $X$  от относительной скорости движения  $Fr_D$ .Fig. 6. The dependence of the EL resistance  $X$  on the relative velocity  $Fr_D$ .Рис. 7. Зависимость удельной нагрузки на крыло и фюзеляж ЭЛ  $G/S_{\Pi}$  при поддуве от высоты над экраном для различных значений тяговооруженности ЭЛ  $T/G$ .Fig. 7. Dependence of the specific load on the wing and fuselage of the EL  $G/S_{\Pi}$  under blowing on the height above the screen for different values of thrust-to-weight ratio of the EL  $T/G$ .

После определения суммарной удельной нагрузки на крыло и фюзеляжа экранолёта устанавливаем режимы полета экранолёта, как показано на рис. 8. а, б, в, г.

**Управляющее воздействие.**

При увеличении удельной нагрузки в два раза за счет площади крыла и фюзеляжа значение тяговооруженности, соответствующей нулевому отрыву, равно  $\frac{T_0}{G} = 0,226$ , а поддувное качество снижается примерно на 4,5 единицы.

$$Y = Y_{\text{кр}} + Y_{\text{ф}} + Y_{\text{г.о}} + Y_{\text{вч}}, \quad (9)$$

где  $Y_{\text{кр}}$  – подъемная сила крыла;  $Y_{\text{ф}}$  – подъемная сила фюзеляжа;  $Y_{\text{г.о}}$  – подъемная сила горизонтального оперения и  $Y_{\text{вч}}$  – подъемная сила выступающих частей соответственно

$$Y_{\text{кр}} = \frac{c_{\text{укр}} \rho V^2}{2S_{\text{кр}}}, \quad (10)$$

$$Y_{\text{ф}} = \frac{c_{\text{уф}} \rho V^2}{2S_{\text{ф}}}, \quad (11)$$

$$Y_{\text{г.о}} = \frac{c_{\text{уг.о}} \rho V^2}{2S_{\text{г.о}}}, \quad (12)$$

где  $c_{\text{уг.о}}$  – коэффициент подъемной силы горизонтального оперения;  $S_{\text{г.о}}$  – площадь горизонтального оперения

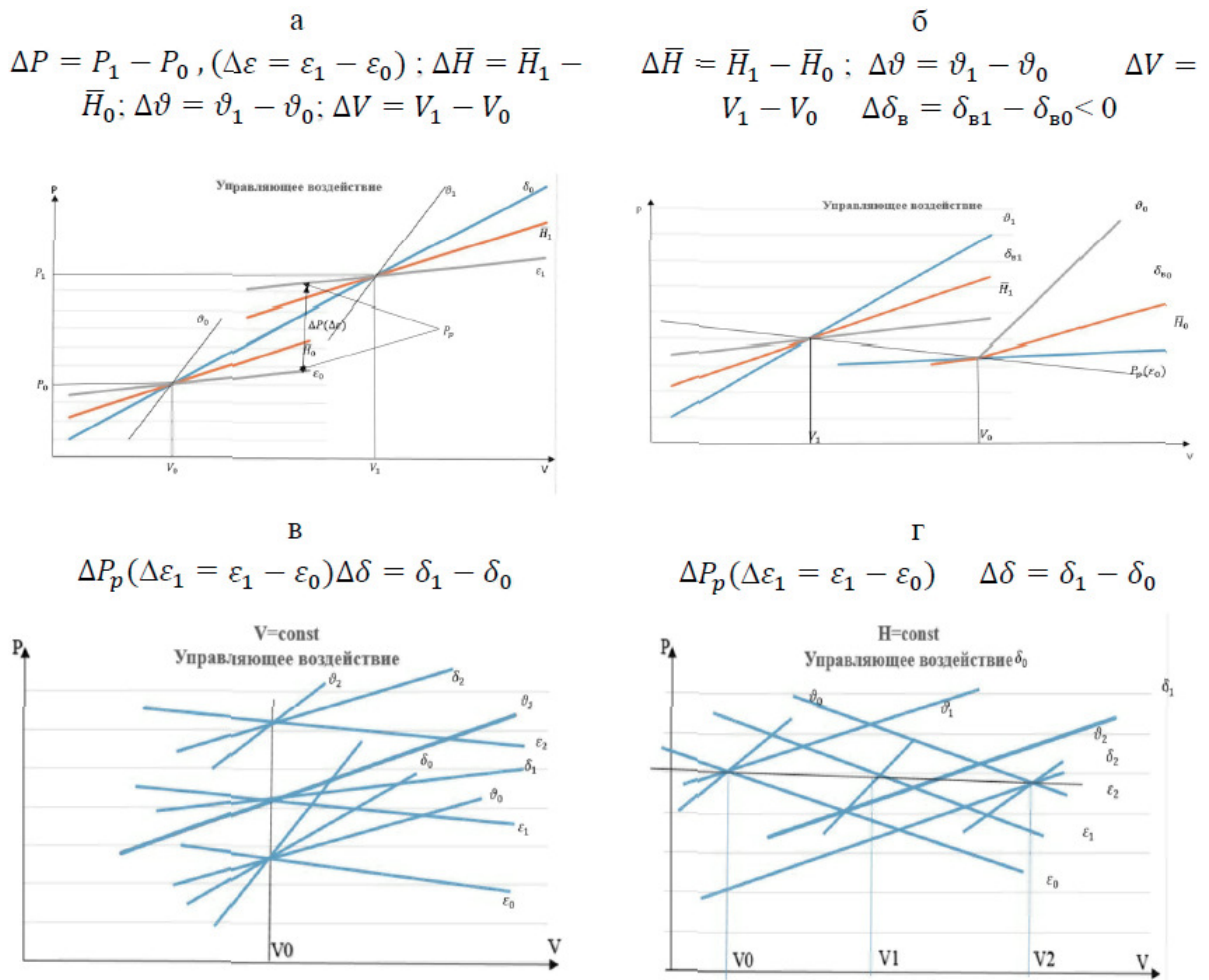


Рис. 8. Установившиеся режимы полета экранолёта.  
 Fig. 8. The steady-state flight modes of the screenplane.

$$\alpha_{г.о} = \alpha + \varphi_{г.о} - \varepsilon, \tag{13}$$

где  $\alpha$  – угол атаки крыла;  $\varphi_{г.о}$ – угол установки горизонтального оперения к основной линии экранолёта;  $\varepsilon$  – угол скоса потока за крылом и фюзеляжем.

$$X = X_{кр} + X_{ф} + X_{го} + X_{в.о} + X_{вч}, \tag{14}$$

где  $X_{кр}$ ,  $X_{ф}$ ,  $X_{го}$ ,  $X_{в.о}$ ,  $X_{вч}$  – сопротивление крыла, фюзеляжа, горизонтального оперения, вертикального оперения, выступающих частей соответственно.

**Устойчивость и управляемость экранолёта**

Управляемость наравне с устойчивостью экранолёта на малых экранных высотах можно разделить на боковую и продольную, как в работе [10] и при этом приведенные расчетные формулы для экраноплана справедливы и для экранолёта привязанных к экрану на малых высотах на эстакаде.

$$\begin{cases} m\dot{V}_x = P\cos(v - \varphi_0) - X_a\cos\theta - Y_a\sin\theta, \\ m\ddot{H} = P\sin(v - \varphi_0) + Y_a\cos\theta - X_a\sin\theta - G, \\ I_Z\ddot{v} = M_Z - Py_p, \end{cases} \quad (15)$$

где  $P(V)$  – сила тяги электродвигателя;  $\varphi_0$  – угол между направлением действия силы тяги электродвигателя и направлением хорды крыла и фюзеляжа экранолёта;  $X_a(V, H, \dot{H}, v)$  – сила лобового сопротивления экранолёта;  $\theta$  – угол наклона траектории экранолёта к горизонту,  $\theta = \arctg \frac{\dot{H}}{V_x}$ ;  $Y_a(V, H, \dot{H}, v, \dot{v})$  – подъемная сила экранолёта;  $G$  – вес экранолёта;  $I_Z$  – продольный момент инерции экранолёта;  $M_Z(V, H, \dot{H}, \ddot{H}, v, \dot{v})$  – момент аэродинамических сил;  $y_p$  – плечо силы тяги электродвигателя относительно ЦТ экранолёта ( $y_p > 0$ , если тяга электродвигателя создает пикирующий момент).

$$\begin{cases} \Delta\bar{V}' + (2c_{x0} - c_p^{\bar{V}})\Delta\bar{V} + \frac{1}{\mu}c_x^{\bar{H}}\Delta\bar{H}' + c_x^{\bar{H}}\Delta\bar{H} + c_x^v\Delta v = 0, \\ -2\mu c_{y0}\Delta\bar{V} + \Delta\bar{H}'' - c_y^{\bar{H}}\Delta\bar{H}' - \mu c_y^{\bar{H}}\Delta\bar{H} - c_y^{\dot{v}}\Delta v' - \mu c_y^v\Delta v = 0, \\ -\frac{\mu}{i_z}\bar{y}_p(2c_{x0} - c_p^{\bar{V}})\Delta\bar{V} - \frac{1}{i_z}m_z^{\bar{H}}\Delta\bar{H}'' - \frac{1}{i_z}m_z^{\bar{H}}\Delta\bar{H}' - \frac{\mu}{i_z}m_z^{\bar{H}}\Delta\bar{H} + \Delta\bar{v}'' - \frac{1}{i_z}m_z^{\dot{v}}\Delta v' - \frac{\mu}{i_z}m_z^v\Delta v = 0, \end{cases} \quad (16)$$

где производные  $\Delta\bar{V}'$ ,  $\Delta v'$  и т. д. даны по безразмерному времени  $\tau$ ;  $c_p^{\bar{V}} = \frac{2P^V}{S\rho V}$  – производная коэффициента силы тяги по относительной скорости;  $\bar{y}_p$  – плечо силы тяги, отнесенное к средней арифметической форме крыла,  $\bar{y}_p = \frac{y_p}{b_a}$ .

$$\begin{cases} m\Delta\dot{V} + (X_a^V - P^V)\Delta V + X_a^{\dot{H}}\Delta\dot{H} + X_a^H\Delta H + X_a^v\Delta v + Y_{a0}\Delta\theta = 0, \\ -Y_a^V\Delta V + m\Delta\dot{H} - Y_a^{\dot{H}}\Delta\dot{H} - Y_a^H\Delta H - Y_a^{\dot{v}}\Delta\dot{v} - (Y_a^v + P_0)\Delta v + X_{a0}\Delta\theta = 0, \\ -(M_Z^V - P^V y_p)\Delta V - M_Z^{\dot{H}}\Delta\dot{H} - M_Z^H\Delta H + I_Z\Delta\ddot{v} - M_Z^{\dot{v}}\Delta\dot{v} - M_Z^v\Delta v = 0. \end{cases} \quad (17)$$

В этих уравнениях  $\Delta\dot{V}$ ,  $\Delta\dot{H}$  и т. д. обозначают соответственно производные  $\frac{d\Delta V}{dt}$ ,  $\frac{d\Delta H}{dt}$  и т. д.,  $t$  – размерная величина времени;  $Y_{a0}$ ,  $X_{a0}$ ,  $P_0$  – соответственно подъемная сила, сила лобового сопротивления и тяга экранолёта в горизонтальном установившемся полете.

Подробное рассмотрение перечисленных проблем может составить предмет специального исследования в следующих статьях. Здесь же мы ограничились изложением основных вопросов, касающихся специфики управления движением экранолёта на эстакаде.

**Основные выводы.** Экранный эффект может использоваться в разных видах транспорта для повышения транспортной эффективности, в связи с чем целесообразно ввести термин «ЭКРАНОЛЁТ»; экранолётный транспорт находится на 1-й стадии развития, характеризующейся началом фундаментальной теории по созданию экранолётов, относящихся по признаку условий эксплуатации «для эксплуатации над эстакадой»; ввиду небольшого разнообразия компоновочных схем экранолётов целесообразно обеспечить финансирование исследований и разработок экранолётов на эстакаде разных типов и условий эксплуатации с учётом приоритетов развития транспортной системы России.

#### Список использованных источников

1. *Закураев А. Ф.* Концепция многофункционального высокоскоростного магистрального экранолёта наземно – эстакадного исполнения // Доклады АМАН. 2023. Т. 23, № 1. С. 28–36. DOI: <https://doi.org/10.47928/1726-9946-2023-23-1-28-36>; EDN: GKSFFJ

2. *Дроговоз И. Г.* Странные летательные объекты. Мн.: Харвест, 2003. 384 с.+24 с. Ил. (Серия «Профессионал»).
3. *Васильев Э. В.* Транспортные суда – экранопланы. Концепция транспортных систем на базе экранопланов. Нижний Новгород, 2008.
4. *Качур П. И., Алексеев Р. Е.* Конструктор крылатых кораблей. СПб.: Политехника, 2006.
5. *Визель Е. П.* Исследование свободных вихрей крыла малого удлинения с концевыми шайбами вблизи экрана // Ученые зап. ЦАГИ. 1971. Т. 11, №3.
6. *Иродов Р. Д.* Критерии продольной устойчивости экраноплана: Ученые записки ЦАГИ. М., 1970. Т. 1, №4.
7. *Жуков В. И.* Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997.

Поступила 17.05.2023; одобрена после рецензирования 26.06.2023; принята к публикации 27.06.2023.

Об авторах:

**Закураев Аслан Фуадович**, д. т. н., проф., академик АМАН, РАТ и МАНЭБ, «Герой Науки» академии МАНЭБ при ООН, aslanz@mail.ru

**Ашабоков Борис Азреталиевич**, д. ф-м. н., проф., ФБГУН Институт информатики и проблем регионального управления Кабардино-Балкарского научного центра РАН (360000, КБР, г. Нальчик, ул. И. Арманд,37а), <https://orcid.org/0000-0002-2889-0864>, ashabokov.boris@mail.ru

Авторы прочитали и одобрили окончательный вариант рукописи.

#### References

1. Zakuraev A. F. The concept for multi-functional high-speed main ekraoilet groundflange. Adyghe Int. Sci. J. 2023. Vol. 23, No. 1. Pp. 28-36. DOI: <https://doi.org/10.47928/1726-9946-2023-23-1-28-36>; EDN: GKSFFJ
2. Drogovoz. I. G. Strange Flying Objects. Mn: Harvest, 2003. 384 p.+24 p. Ill. – (Professional Series).
3. Vasiliev E. V. Transport Vessels - Screen-Planes. Concept of transport systems on the basis of screen-planes. Nizhny Novgorod, 2008.
4. Kachur P. I., Alekseev R. E. Designer of winged ships. St. Petersburg: Polytechnika, 2006.
5. Wiesel E. P. Investigation of free vortices of a small elongation wing with end washers near a screen // Scientific Notes of TsAGI. 1971. Vol. 11, No 3.
6. Irodov R. D. Criteria of a screenplane longitudinal stability: TsAGI scientific notes. M., 1970. Vol. 1, No 4.
7. Zhukov V. I. Peculiarities of aerodynamics, stability and controllability of a screen glider. Moscow: TsAGI Publishing Department, 1997.

Submitted 17.05.2023; approved after reviewing 26.06.2023; accepted for publication 27.06.2023.

About the authors:

**Aslan Fuadovich Zakuraev**, doctor of technical sciences, professor, academician of IAAS, RAT and IAESLPS, «Science Hero» of IAESLPS under the auspices of the UN, aslanz@mail.ru

**Boris Azretalievich Ashabokov**, doctor of physical and mathematical sciences, professor, of the Department of mathematical methods of research of complex systems and processes, Institute of Computer Science and Problems of Regional Management of KBSC of the Russian Academy of Sciences (360000, KBR, Nalchik, 37-a, I. Armand street.), <https://orcid.org/0000-0002-2889-0864>, ashabokov.boris@mail.ru

The authors have read and approved the final version of the manuscript.