

Энергетический баланс самолета с шасси на воздушной подушке

© В.П. Морозов¹, В.Н. Наумов³, Д.А. Чижов³,
Ю.Ю. Мерзликин², А.С. Меньшиков²

¹ ООО «Предприятие Аэрорик», Нижний Новгород, 603035, Россия

² ФГУП «ЦАГИ», НИМК ЦАГИ, Москва, 105005, Россия

³ МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Выведено уравнение энергетического баланса самолета с шасси на воздушной подушке, включающее затраты мощности на взлет и работу шасси. Уравнение энергетического баланса в безразмерной форме позволяет связать суммарную потребляемую мощность самолета с такими безразмерными параметрами, как относительная площадь, удлинение, высота воздушной подушки и аэродинамическое взлетное качество самолета. Дан краткий анализ влияния этих параметров на энерговооруженность самолета.

Ключевые слова: баланс, самолет, шасси, воздушная подушка, энерговооруженность, аэродинамическое качество.

Для транспортных самолетов с шасси на воздушной подушке (СШВП) суммарная мощность всех двигателей, необходимых для взлета, крейсерского полета и работы воздушной подушки (ВП), определяется уравнением

$$N_{\Sigma} = N_0 + N_{\Pi}, \quad (1)$$

где N_0 — взлетная (тяговая) мощность самолета; N_{Π} — мощность, необходимая для работы шасси на воздушной подушке (ШВП).

Мощность, кВт, требуемую для работы ШВП, предварительно можно определить по известной из работы [1] формуле

$$N_{\Pi} = \frac{p_{\Pi} Q_{\Pi}}{1000 \eta_{\text{ВТ}}},$$

где p_{Π} — давление в камере ВП, Па, $p_{\Pi} = G_0 / S_{\Pi}$ (G_0 — взлетный вес самолета, Н; S_{Π} — площадь воздушной подушки, т. е. площадь, ограниченная замкнутым периметром эластичного ограждения ВП), м²; Q_{Π} — расход воздуха из ВП, м³/с; $\eta_{\text{ВТ}}$ — КПД вентилятора ШВП.

Известно, что взлетная (маршевая) мощность транспортного самолета зависит от нескольких условий [2]:

1) условия достижения заданной техническим заданием максимальной крейсерской скорости;

2) условия обеспечения нормируемой авиационными правилами длины разбега самолета по аэродрому в заданных условиях эксплуатации;

3) условия обеспечения взлета при одном отказавшем двигателе.

Для транспортных СШВП взлетная мощность в большинстве случаев определяется вторым условием (длиной взлетно-посадочной полосы и состоянием ее поверхности). В первом приближении взлетная мощность, кВт, может быть определена уравнением

$$N_0 = \frac{P_{\text{взл}} V_{\text{отр}}}{1000 \eta_{\text{в}}},$$

где $P_{\text{взл}}$ — требуемая суммарная тяга маршевых двигателей на взлетном режиме, равная полному сопротивлению самолета с выпущенным ограждением ШВП; $V_{\text{отр}}$ — скорость отрыва самолета с выпущенной во взлетное положение механизацией крыла, м/с; $\eta_{\text{в}}$ — КПД воздушного винта, работающего в режиме взлетных скоростей.

Раскрывая значения N_0 и $N_{\text{п}}$ (см. уравнение (1)) и переходя к более общему энергетическому параметру — энерговооруженности СШВП (делением правой и левой частей уравнения для N_0 на взлетный вес G_0), получаем

$$\bar{N}_{\Sigma} = \frac{N_0}{G_0} = \left(\frac{V_{\text{отр}}}{1000 \eta_{\text{в}} K_{\text{а.взл}}} \right) + \left(\frac{Q_{\text{п}}}{1000 S_{\text{п}} \eta_{\text{вт}}} \right),$$

или

$$\bar{N}_{\Sigma} = \left(\frac{V_{\text{отр}}}{1000} \right) \left[\frac{1}{K_{\text{а.взл}} \eta_{\text{в}}} + \frac{Q_{\text{п}}}{S_{\text{п}} V_{\text{отр}} \eta_{\text{вт}}} \right]. \quad (2)$$

Здесь $K_{\text{а.взл}}$ — аэродинамическое качество самолета во взлетной конфигурации (с выпущенной механизацией во взлетном положении на скоростях отрыва). Второе слагаемое в квадратных скобках в (2) определяет энерговооруженность подъемного комплекса, создающего ВП. По аналогии с $K_{\text{а.взл}}$ назовем величину, обратную второму слагаемому, *энергетическим качеством ШВП* и обозначим как $K_{\text{ШВП}}$:

$$K_{\text{ШВП}} = \frac{S_{\text{п}} V_{\text{отр}} \eta_{\text{вт}}}{Q_{\text{п}}}. \quad (3)$$

Очевидно, что этот критерий определяет «долю» ШВП в суммарной энерговооруженности самолета.

Расход воздуха из ВП определяется известной формулой [1]

$$Q_{\Pi} = \alpha_{\Pi} h_{\Pi} \Pi_{\Pi} \sqrt{\frac{2p_{\Pi}}{\rho_0}}, \quad (4)$$

где α_{Π} — коэффициент расхода воздуха из ВП; h_{Π} — высота зазора между ограждением ВП и грунтом; Π_{Π} — периметр ограждения ВП; p_{Π} — среднее давление в камере ВП; ρ_0 — плотность воздуха на взлетной полосе.

Введем следующие безразмерные величины (рис. 1):

$\bar{h}_{\Pi} = h_{\Pi} / B_{\Pi}$ — относительная высота зазора ВП (B_{Π} — ширина ВП);

$\lambda_{\Pi} = L_{\Pi} / B_{\Pi}$ — удлинение ВП (L_{Π} — длина ВП);

$\bar{S}_{\Pi} = S_{\Pi} / S_{\text{кр}}$ — относительная площадь ВП ($S_{\text{кр}}$ — площадь крыла самолета).

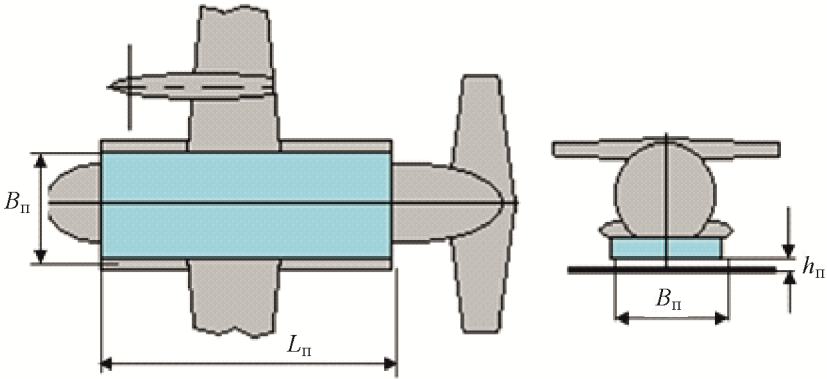


Рис. 1. Основные геометрические размеры ШВП

Выражая периметр ВП через удлинение и площадь, приведем уравнение (4) к виду

$$Q_{\Pi} = 2\alpha_{\Pi} h_{\Pi} \left(\frac{\lambda_{\Pi} + 1}{\lambda_{\Pi}} \right) S_{\Pi} \sqrt{\frac{2p_{\Pi}}{\rho_0}}. \quad (5)$$

Скорость отрыва самолета выражается известной из аэродинамики самолетов зависимостью [3]

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G_0}{C_{\text{взл}} S_{\text{кр}} \rho_0}},$$

где $C_{\text{взл}}$ — коэффициент подъемной силы самолета во взлетной конфигурации.

Задавшись целью выразить энергетическое качество ШВП через характерные безразмерные параметры самолета и ВП, преобразуем уравнение (3) в формулу с безразмерными параметрами. Для этого, заменяя в формуле (5) давление в ВП выражением $p_{\Pi} = \frac{G_0}{(S_{\Pi} \bar{S}_{\Pi})}$ и вво-

дя безразмерные параметры λ_{Π} , \bar{h}_{Π} , \bar{S}_{Π} в уравнение (3), получаем

$$K_{\text{ШВП}} = \frac{h_{\Pi}}{2\alpha_{\Pi} \bar{h}_{\Pi}} \left(\frac{\lambda_{\Pi}}{\lambda_{\Pi} + 1} \right) \sqrt{\frac{\bar{S}_{\Pi}}{C_{\text{взл}}}}. \quad (6)$$

Полная энерговооруженность СШВП выразится уравнением

$$\bar{N}_{\Sigma} = \left(\frac{V_{\text{отр}}}{1000} \right) \left[\frac{1}{K_{\text{а.взл}} \eta_{\text{в}}} + \frac{1}{K_{\text{ШВП}}} \right]. \quad (7)$$

Уравнение (7) и входящее в него уравнение (6) определяют связь суммарной энерговооруженности самолета с ШВП с его наиболее важными безразмерными параметрами, характеризующими геометрию ШВП и его аэродинамическое совершенство. Очевидно, что при прочих равных условиях самолет, имеющий лучшее энергетическое качество шасси (большее значение $K_{\text{ШВП}}$), требует меньшей мощности силовой установки подъемного комплекса.

Рассмотрим степень влияния входящих в уравнение (6) параметров на энергетическое качество шасси. Для существующих транспортных турбовинтовых и поршневых самолетов и гипотетических СШВП, выполненных на базе этих самолетов, значения параметров, входящих в формулы (6) и (7), находятся в достаточно строгом диапазоне.

Коэффициент расхода воздуха из камеры ВП α_{Π} . Этот параметр определяет степень герметичности камеры ВП и совершенство соплового аппарата периферийного ограждения. В существующих конструкциях эластичных ограждений, как правило при камерном способе создания ВП, его значения в основном зависят от формы, конструкции гибкого ограждения и высоты висения [1]. На практике $\alpha_{\Pi} = 0,4 \dots 0,6$. Большие значения свидетельствуют о неудачных форме и конструкции ограждения, меньших трудно добиться на практике. В СШВП с двухъярусным гибким ограждением и правильной организацией гибкого сопла по всему периметру можно добиться низких значений α_{Π} . Баллонное ограждение СШВП при камерной схеме создания ВП даст большее значение α_{Π} .

Удлинение воздушной подушки λ_{Π} . Выражение $\lambda/(1+\lambda)$ имеет максимальное значение 1,0 при $\lambda = \infty$. Удлинение по-разному влияет на

различные параметры СШВП. При одинаковой площади ВП уменьшение удлинения увеличивает остойчивость самолета на грунте и воде, делает самолет более безопасным при скольжениях, увеличивает профильное сопротивление и существенно повышает волновое гидродинамическое сопротивление при больших скоростях движения.

С увеличением удлинения уменьшается аэродинамическое профильное сопротивление, но увеличивается волновое сопротивление при малых скоростях движения в зоне горба сопротивления. Если запас тяги на горбе сопротивления достаточен, то выгодно увеличивать удлинение ВП.

Удлинение во многом определяется размерами фюзеляжа. Решающим фактором при выборе удлинения является поперечная остойчивость СШВП при боковом скольжении по взлетной полосе. Удлинение ВП — результат компромисса при разрешении целого ряда проектно-компоновочных противоречий. Специалисты ЦАГИ считают оптимальным с точки зрения достижения минимального гидродинамического сопротивления значение $\lambda_{\text{п}} = 1,5 \dots 2,5$. Для транспортных самолетов это значение иногда соответствует возможностям базовой конструкции.

Коэффициент подъемной силы самолета на взлетном режиме разбега $C_{\text{взл}}$. Для транспортных самолетов $C_{\text{взл}} = 1,5 \dots 2,1$. Наличие на борту СШВП энергоузла в виде силовой установки ШВП может быть использовано для организации энергетической механизации крыла (например, обдувки закрылков и зависающих элеронов). В этом случае можно рассчитывать на получение значений $C_{\text{взл}} = 3,5 \dots 6,0$ [3, 4], что понижает энергетическое качество шасси, но в целом выгодно для самолета, так как уменьшаются дистанция разбега и скорость отрыва.

Коэффициент относительной площади ВП $\bar{S}_{\text{п}} = S_{\text{п}} / S_{\text{кр}}$. Статистические исследования фюзеляжей существующих транспортных и пассажирских самолетов показали, что подфюзеляжная площадь, пригодная для оборудования под ней ШВП, зависит от взлетной массы самолета [5].

Наименьшие возможности для эффективного использования ШВП имеют легкие самолеты. Для них необходимо встраивать в конструкцию планера платформу ШВП значительных размеров. На транспортных самолетах со взлетной массой до 300...400 т (Ан-8, Ил-76, С-130, С-5А, Ан-124 и др.) планер имеет большую подфюзеляжную площадь, пригодную для организации ВП без значительной трансформации конструкции.

В зависимости от конструкции фюзеляжа исходную площадь днища фюзеляжа можно увеличить на 25...35 %, а для легких самолета-

тов, где подфюзеляжные площади слишком малы, ее нужно увеличить в 1,5–2,0 раза. Ограничениями являются допустимые пределы увеличения массы конструкции самолета (как правило, проводится сравнение с массой колесного шасси повышенной проходимости) и снижения аэродинамического качества (на основе увеличения миделя и омываемой поверхности ШВП). Чем больше значение параметра \bar{S}_Π , тем меньше относительные энергетические затраты на работу ВП. Таким образом, увеличение значения \bar{S}_Π влияет на характеристики самолета неоднозначно. С одной стороны, уменьшаются затраты мощности при работе ВП, снижаются давление в ВП и нагрузка на гибкое ограждение ВП, что уменьшает массу силовой установки и гибкого ограждения. С другой стороны, с увеличением значения \bar{S}_Π увеличиваются размеры платформы ШВП, масса конструкции, аэродинамическое сопротивление, потери на балансировку, т. е. параметр \bar{S}_Π является предметом оптимизации.

Относительная высота висения \bar{h}_Π (иначе, высота зазора) — фактор, сильно влияющий на энергетическое качество СШВП (под зазором будем понимать среднюю высоту отстояния нижней кромки идеального (без изломов, складок и прогибов) гибкого ограждения от ровной и гладкой поверхности аэродрома).

Существует два принципиальных подхода к анализу этого параметра:

- 1) сравнивают самолеты с ШВП с постоянным абсолютным зазором $h = \text{const}$;
- 2) сравнивают самолеты с ШВП с постоянной относительной высотой зазора $\bar{h}_\Pi = \text{const}$ (рис. 2).

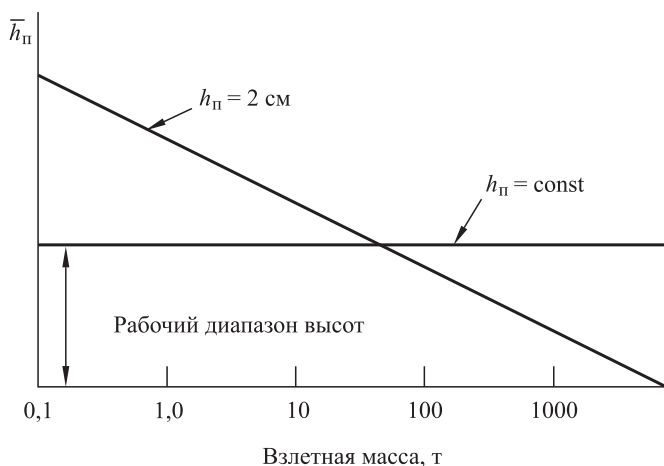


Рис. 2. Зависимость относительной высоты зазора ВП от взлетной массы самолета

Очевидно, что при $\bar{h}_{\Pi} = \text{const}$ значение $K_{\text{ШВП}}$ при прочих равных условиях с увеличением взлетной массы остается неизменным и энерговооруженность подъемного комплекса будет постоянной для СШВП разной взлетной массы. При $h = \text{const}$, т. е. при сохранении абсолютной высоты зазора, одинаковой для СШВП разной взлетной массы, энерговооруженность подъемного комплекса с увеличением взлетной массы будет уменьшаться.

Экспериментальные исследования, проведенные в Московском авиационном институте под руководством д-ра техн. наук, профессора В.В. Мальчевского, показали, что с уменьшением зазора увеличиваются силы трения и повышается интенсивность изнашивания ограждения. Однако в ходе этих же исследований выявлено, что при $h \geq 5 \dots 6$ мм дальнейшее увеличение зазора не приводит к заметному уменьшению коэффициента трения.

Сила трения гибкого ограждения по поверхности взлетно-посадочной полосы и соответственно интенсивность изнашивания и ресурс зависят от многих факторов, в том числе от нагрузки на купол ВП (веса СШВП), степени разгрузки СШВП силами ВП, конструкции гибкого ограждения, избыточного давления в пневмобаллоне, типа поверхности аэродрома (грунт, снег, песок, дерн, бетон и т. д.), неровностей аэродрома и, наконец, от высоты зазора между ограждением и поверхностью аэродрома. Последнее в основном определяется параметрами нагнетательного комплекса ШВП. Следует напомнить, что давление в ВП обуславливает степень разгрузки веса самолета, а расход — высоту висения самолета с ШВП или уровень преодолеваемых неровностей.

Считается, что увеличение зазора свыше 10 мм не приводит к заметному снижению сопротивления трения ограждения. При сохранении абсолютного зазора постоянным требуемая энерговооруженность ШВП существенно уменьшается с увеличением взлетной массы. Например, требуемая энерговооруженность подъемного комплекса ШВП самолета взлетной массой 1000 т будет в 10 раз меньше энерговооруженности силовой установки геометрически подобного самолета с ШВП взлетной массой 1 т. Таким образом, реализуется реальная возможность на тяжелых и сверхтяжелых самолетах достигать высокого весового совершенства.

На практике для легких самолетов, в силу ограничений по мощности подъемных двигателей, выгодно использовать зависимость $\bar{h}_{\Pi} = \text{const}$, т. е. с уменьшением взлетной массы уменьшать абсолютную высоту парения вплоть до полного контакта, а для тяжелых самолетов, начиная с некоторой взлетной массы, сохранять зависимость $h = \text{const}$ (см. рис. 2).

Рабочие диапазоны значений параметров, входящих в уравнение (6), приведены в таблице.

Практический диапазон изменения параметров ШВП

Параметр ШВП	Средние значения параметра	Диапазон увеличения значения параметра
Коэффициент расхода	0,40...0,60	1,50
Удлинение ВП	1,50...3,0	2,00
Коэффициент подъемной силы крыла	1,70...2,70	1,60
Относительная площадь ШВП	0,25...0,75	3,00
Относительная высота зазора	0,002...0,100	10,00
Качество шасси $K_{ШВП}$	0,600...42,500	71,00

Очевидно, что рост энерговооруженности подъемного комплекса ШВП самолета почти в 70 раз — веская причина для внимательного изучения возможных вариантов выбора параметров ШВП. Задачей конструктора является разработка таких проектных решений, которые позволят путем рационального выбора рассматриваемых параметров добиться максимального снижения общих затрат на работу ШВП. Уравнения (6)–(7) дают возможность конструктору на стадии предэскизного проектирования проанализировать допустимый уровень энергетических затрат на создание будущего СШВП.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Демешко Г.Ф. *Проектирование судов. Амфибийные суда на воздушной подушке*. Санкт-Петербург, Судостроение, 1992.
- [2] Егер С.М., Мишин В.Ф. *Проектирование самолетов*. Москва, Машиностроение, 1983, 616 с.
- [3] Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. и др. *Аэродинамика летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1993, 544 с.
- [4] Петров А.В. *Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла*. Москва, Физматлит, 2011, 404 с.
- [5] Кульбида В.Е., Морозов В.П. *Транспортная эффективность летательных аппаратов безаэродромного базирования*. Москва, Национальное информационное агентство «Природа», 2003, 220 с.

Статья поступила в редакцию 03.10.2014

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Морозов В.П., Наумов В.Н., Чижов Д.А., Мерзликин Ю.Ю., Меньшиков А.С. Энергетический баланс самолета с шасси на воздушной подушке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2014, вып. 12.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/transport/1300.html>

Морозов Виктор Петрович — канд. техн. наук, главный конструктор ООО «Предприятие Аэзорик». Специалист в области расчета и проектирования систем самолета, в том числе шасси на воздушной подушке; аэродинамики летательных аппаратов. e-mail: vpmorozovnn@mail.ru

Наумов Валерий Николаевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Многоцелевые гусеничные машины и мобильные роботы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии Президента РФ. Специалист в области проектирования и расчета транспортных систем. e-mail: naumovvn@yandex.ru



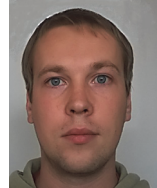
Чижов Дмитрий Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Многоцелевые гусеничные машины и мобильные роботы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики мобильных роботов. e-mail: tankist_83@mail.ru



Мерзликін Юрий Юрьевич — главный инженер НИО-12 ФГУП ЦАГИ. Специалист в области стационарной и нестационарной аэродинамики летательных аппаратов. E-mail: ymerzlikin@gmail.com



Меньшиков Алексей Сергеевич — инженер отдела № 2 НИО-12 ФГУП ЦАГИ. Специалист в области аэродинамики летательных аппаратов. E-mail: lyoshamenshikov@yandex.ru



Power balance of an aircraft with air-cushion undercarriage

©V.P. Morozov¹, V.N. Naumov³, D.A. Chizhov³,
Yu.Yu. Merzlikin², A.S. Menshikov²

¹ “Aerorick” Enterprise, Ltd, Nizhny Novgorod, 603035, Russia

² Central Aerohydrodynamic Institute, NIMK TsAGI, Moscow, 105005, Russia

³ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article presents an equation of power balance of the aircraft with air-cushion landing gear. It includes the total power of all engines necessary for take-off, cruise flight and air-cushion operation which are determined from the equation. A short analysis of influence of the said parameters on power of the aircraft with air-cushion undercarriage is given.

Keywords: *balance, aircraft, undercarriage, air-cushion, power-weight ratio, thrust-weight ratio.*

REFERENCES

- [1] Demeshko G.F. *Proektirovanie sudov. Amfibiynye suda na vozdushnoy podushke.* [Design of ships. Amphibious hovercraft]. St. Petersburg, Sudostroenie Publ., 1992.
- [2] Eger S.M., Mishin V.F. *Proektirovanie samoletov* [Design of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
- [3] Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailyuk A.A., et al. *Aerodinamika letatelnykh apparatov* [The Aerodynamics of Aircraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1993, 544 p.
- [4] Petrov A.V. *Energeticheskie metody uvelicheniya pod'emnoy sily kryla* [Energy methods to increase the lifting force of the wing]. Moscow, Fizmatlit, 2011, 404 p.
- [5] Kulbida V.E., Morozov V.P. *Transportnaya effektivnost' letatelnykh apparatov bezaerodromnogo bazirovaniya* [Transport efficiency of aircraft basing without of airfield]. Moscow, Priroda National Information Agency, 2003. 220 p.

Morozov V.P., Ph.D., chief designer, in “Aerorick” Enterprise, Ltd. Specialist in the field of analysis and design of aircraft systems, including air-cushion undercarriage, aerodynamics of aircraft. e-mail: vpmorozovnn@mail.ru

Naumov V.N. (b. 1941) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1965. Dr. Sci. (Eng.), Professor, Honoured Scientist of the Russian Federation. Head of the Tracked Vehicle and Mobile Robots De-partment at Bauman Moscow State Technical University. Author of 300 publications in the field of transport machinery. e-mail: naumovvn@yandex.ru

Chizhov D.A., Ph.D., assoc. professor of the Tracked Vehicle and Mobile Robots De-partment at Bauman Moscow State Technical University. Specialist in the dynamics of mobile robots. e-mail: tankist_83@mail.ru

Merzlikin Yu.Yu., chief engineer in the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in the field of stationary and nonstationary aerodynamics of aircraft.
e-mail: ymerzlikin@gmail.com

Menshikov A.S., an engineer of the Department no. 2 at the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in aircraft aerodynamics.
e-mail: lyoshamenshikov@yandex.ru