

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ МНОГОВИНТОВОЙ СИСТЕМЫ ОБДУВКИ КРЫЛА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНОЙ РАБОТЫ САМОЛЕТА КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Егошин С.Ф.

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия  
e-mail: sergey4791@yandex.ru*

Разработана математическая модель многовинтовой электросиловой установки, предназначенной для обдувки крыла с целью уменьшения длины разбега самолета короткого взлета и посадки (КВП). Сформулированы допущения, позволяющие вычислить длину разбега аналитически, и область применимости модели. Произведенные расчеты представлены в виде трехмерных графиков, позволяющих оценить влияние ключевых параметров на длину разбега. Произведен оценочный анализ уменьшения транспортной работы самолета КВП, созданного на основе L-410, в том числе для случая применения в электросиловой установке обдувки высокотемпературных сверхпроводников.

*Ключевые слова:* обдувка крыла винтом, самолет короткого взлета и посадки, местные воздушные линии, высокотемпературные сверхпроводники.

### Введение

В настоящей работе рассматривается математическая модель, предназначенная для аналитической оценки влияния системы обдувки крыла на показатели транспортной работы самолета короткого взлета и посадки с двумя турбовинтовыми двигателями (ТВД), оснащенного многовинтовой установкой обдувки крыла с целью уменьшения взлетной дистанции.

Первые теоретические и экспериментальные работы по тематике влияния винта на крыло проводились Л. Прандтлем, Б.Н. Юрьевым и др. [1]. Было доказано, что действие струи винта не достигает той величины, которую дает бесконечный поток, а аналитический расчет этого влияния является крайне трудной научной задачей.

Тем не менее, полезный эффект увеличения подъемной силы крыла за счет обдувки винтом в той или иной мере проявляется на любых винтовых самолетах [2]. Более того, в истории авиации известны примеры, когда летательный аппарат целенаправленно проектировался для получения максимальных преимуществ от использования этого эффекта (самолет Breguet 941 [3]).

Исследования в этой области продолжаются [4, 5], и наибольший научно-практический интерес к данной проблеме наблюдается в России [6–8]. Это

вызвано историческими, экономическими и географическими особенностями нашей страны. Последовавшее за распадом СССР сокращение пассажиропотоков и закрытие многих аэропортов обострили проблему транспортного сообщения в труднодоступных регионах. Кроме того, в ближайшее десятилетие ожидается массовое списание гражданских самолетов, в том числе использующихся на местных воздушных линиях (МВЛ) [9].

По этой причине наиболее перспективным направлением применения многовинтовой системы обдувки крыла представляется создание небольшого пассажирского самолета МВЛ [10]. Экономический эффект от применения самолета КВП, как предполагается, позволит сократить расходы государства на восстановление и содержание аэропортов МВЛ.

С этой точки зрения, представляется актуальным произвести оценочные расчеты характеристик транспортной работы такого перспективного самолета КВП. Созданная модель позволяет учесть затраты мощности на обдувку и, как следствие, изменение транспортной работы самолета КВП в сравнении с классическим.

Чтобы проверить обоснованность теоретических результатов в отсутствие экспериментальных данных, будем считать, что подобный самолет КВП создан на базе существующих Ан-24 и L-410. Для

оценки технологии обдувки крыла рассматривается только длина разбега самолета. Не рассматриваются воздушный участок взлетной дистанции и в целом взлет с одним отказавшим двигателем. Также не рассматривается посадка самолета, хотя в некоторых случаях именно этот режим полета является определяющим для расчета потребной длины взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Кроме того, целью работы является оценка преимуществ применения высокотемпературных сверхпроводников (ВТСП) вместо обычных электротехнических материалов при создании подобного самолета КВП.

### Геометрическая модель вспомогательной системы обдувки крыла

Вводимая математическая модель обдувки предполагает, что для функционирования обдувающих винтов производится отбор мощности от ТВД, а оставшаяся часть мощности передается на основные винты. Основные и вспомогательные винты обдувают часть поверхности крыла (параметры  $A$  и  $a$  соответственно, рис. 1):

$$A = \frac{S_0}{S} = \frac{2D_0}{L} = \text{const}, \quad a = \frac{S_1}{S} = \frac{n_b D_1}{L}. \quad (1)$$

В целях упрощения расчетов условно считается, что влияние мотогондол на обдувку крыла незначительно и сужением крыла можно пренебречь.

Варьируемыми параметрами математической модели являются параметры  $a$  — как геометрическая доля поверхности крыла, пропорциональная

размаху и обдуваемая вспомогательными винтами, и  $b$  — как доля отбора мощности от ТВД для функционирования системы обдувки. Связь варьируемого параметра  $a$  с площадью вспомогательных винтов  $F_1$ :

$$F_1 = n_b \frac{\pi}{4} \left( \frac{aL}{n_b} \right)^2. \quad (2)$$

Диапазон допустимых значений параметра  $a$  задается условием, что дополнительная обдувка крыла возможна лишь там, где нет обдувки от основных винтов и нет фюзеляжа (шириной  $L_\Phi$ ):

$$0 \leq a < \left( 1 - A - \frac{L_\Phi}{L} \right). \quad (3)$$

### Уравнения, определяющие длину разбега самолета

Чтобы вычислить длину разбега самолета, рассмотрим баланс сил, действующих на него при движении по горизонтальной ВПП:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X - f_{\text{тр}}(mg - Y), \quad (4)$$

где  $m$  — масса самолета;  $\frac{dV}{dt}$  — ускорение при разбеге;  $P$  — тяга силовой установки;  $X$  — сила аэродинамического сопротивления;  $Y$  — подъемная сила;  $f_{\text{тр}}$  — коэффициент трения;  $g$  — ускорение свободного падения;  $V = \frac{dl}{dt}$  — скорость движения ЛА;  $l$  — пройденный путь.

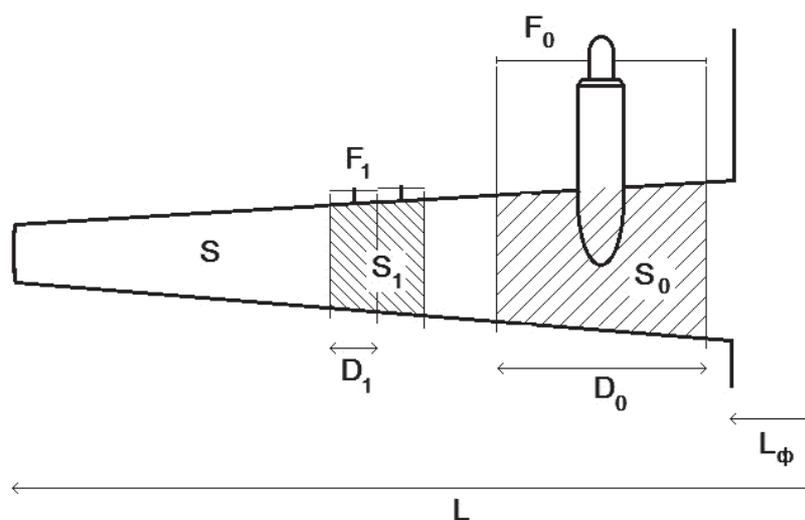


Рис. 1. Геометрические параметры модели системы обдувки крыла:  $F_0$  — суммарная ометаемая площадь основных тянущих винтов;  $D_0$  — диаметр основного винта;  $S_0$  — суммарная площадь крыла, обдуваемая основными винтами;  $F_1$  — суммарная ометаемая площадь вспомогательных винтов обдувки;  $D_1$  — диаметр одного из  $n_b$  штук одинаковых вспомогательных винтов;  $S_1$  — суммарная площадь крыла, обдуваемая вспомогательными винтами;  $L$  — размах крыла самолета общей площадью  $S$

Длина разбега самолета — это интеграл

$$l_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{mVdV}{P - X - f_{тр}(mg - Y)}, \quad (5)$$

где  $V_{отр}$  — скорость отрыва ЛА от ВПП, который выполняется по достижении условия

$$mg = Y_{отр}. \quad (6)$$

(Расходом топлива при разбеге пренебрегаем.)

Чтобы вычислить интеграл, рассмотрим подробнее каждую из величин, входящих в правую часть формулы (5).

### Энергомассовые характеристики

Рассчитывается случай самолета с максимальной взлетной массой  $m_{max}$ . Масса устанавливаемой на самолет системы обдувки входит в  $m_{max}$ , что приводит к вынужденному уменьшению или массы топлива, или массы полезной нагрузки. Это влечет за собой уменьшение искомых характеристик транспортной работы самолета. В такой постановке величина  $m$  может быть вынесена за знак интеграла (5) как константа. При этом суммарная масса агрегатов системы обдувки крыла  $\Sigma m_j$ :

$$\Sigma m_j = m_{эл}(N_{эл}) + m_{со}(N_{эл}) + m_b, \quad (7)$$

где  $m_{эл}(N_{эл})$  — масса электрического оборудования, зависящая от  $N_{эл}$  — мощности, отбираемой электросиловой установкой от ТВД;  $m_{со}(N_{эл})$  — масса системы охлаждения электроагрегатов;  $m_b$  — масса вспомогательных винтов ( $n_b$  штук).

Формула (7) вводится при допущении, что подобное конструктивное усовершенствование возможно и другие источники утяжеления самолета или отсутствуют, или пренебрежимо малы: размещение агрегатов не влияет на аэродинамические характеристики и не требует усиления конструкции крыла и т.д.

Вводится предположение, что система обдувки крыла может быть выполнена по принципу электрической трансмиссии. Тогда состав электрооборудования, входящего в  $m_{эл}$ , включает в себя: два генератора (по одному на каждый из двух ТВД, от которых производится отбор мощности); электродвигатели в количестве  $n_b$  (по одному на один вспомогательный винт); силовые провода и систему управления, формирующие электрическую цепь электросиловой установки. Оценка величин  $m_{эл}(N_{эл})$  и  $m_{со}(N_{эл})$  может быть произведена на основе формулы из [11]:

$$m_{эл} + m_{со} = 2k_{об} \left( \frac{N_{эл}}{2k_{эл}} \right)^{0,77} + n_b k_{об} \left( \frac{\eta_{эл} N_{эл}}{n_b k_{эл}} \right)^{0,77} + 0,0001 N_{эл}, \quad (8)$$

где  $N_{эл}$  — передаваемая электрическая мощность;  $\eta_{эл}$  — КПД передачи электрической мощности;  $k_{эл}$  — удельная мощность электрических машин;  $k_{об}$  — поправочный коэффициент, учитывающий массу прочего оборудования.

Параметр  $b$  вводится как

$$N_{эл} = bN_0, \quad (9)$$

где  $N_0$  — суммарная мощность двух ТВД, а область допустимых значений  $b$ :

$$0 \leq b \leq 1. \quad (10)$$

Масса обдувающих крыло винтов  $m_b$  может быть оценена с помощью статистики массы  $m_{b0}$  существующих двухлопастных винтов постоянного шага диаметром  $D_1$  [12]. Если для этих винтов ввести удельную характеристику «масса винта, приходящаяся на единицу ометаемой площади»  $m_{вуд}$ , то ее значения окажутся в пределах 1.2–1.8 кг/м<sup>2</sup>. Тогда суммарная масса винтов, обдувающих крыло, может быть оценена как

$$m_b = n_b m_{вуд} F_{в0}, \quad (11)$$

где  $F_{в0}$  — площадь, ометаемая одним винтом.

### Тяга винта

Зависимость тяги  $R$ , создаваемая винтом, от мощности струи  $N_R$ , исходящей от винта, может быть получена в рамках теории пропульсивного винта:

$$R^3 = 2\rho F(N_R^2 - VRN_R), \quad (12)$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;  $F$  — площадь, ометаемая винтом;  $V$  — скорость ЛА.

Формула (12) легко преобразуется к кубическому уравнению относительно  $R$ , корень этого уравнения — единственен и имеет вид:

$$R = \sqrt[3]{N_R^2 \rho F + \sqrt{\left(\frac{2}{3} N_R V \rho F\right)^3 + (N_R^2 \rho F)^2}} + \sqrt[3]{N_R^2 \rho F - \sqrt{\left(\frac{2}{3} N_R V \rho F\right)^3 + (N_R^2 \rho F)^2}}. \quad (13)$$

Мощность исходящей струи  $N_R$  связана с мощностью двигателя  $N$ , который приводит винт во вращение, через коэффициент потерь винта  $\eta_b$  :

$$N_R = \eta_b N. \tag{14}$$

С целью упрощения выражение (14) вводится в предположении, что мощность двигателя  $N$  и располагаемая мощность на валу — это одна и та же величина (т.е. возможным наличием редуктора можно пренебречь). Качественно зависимость  $R$  от  $V$  имеет вид монотонной функции с максимумом при  $V = 0$  (самолет стоит на месте) и убывающей с ростом скорости. На начальном участке разбега, когда скорость  $V$  невелика, зависимость тяги от скорости носит характер, близкий к линейному. Это подтверждается измерениями фактических характеристик [13] (рис. 2).

Аппроксимация тяги в пределах 240—260 км/ч (скорость отрыва самолета, в зависимости от условий взлета) имеет вид:

$$R = R_0 + \chi V, \tag{15}$$

где  $R_0$  — тяга при нулевой скорости;  $\chi$  — коэффициент пропорциональности.

Формулы для расчета  $R_0$  и  $\chi$  могут быть получены из (13) ( $R_0$  — значение  $R$  при  $V = 0$ ;  $\chi$  — значение производной от  $R$  по  $V$  при  $V = 0$ ):

$$R_0 = \sqrt[3]{N_R^2 \rho F}, \quad \chi = -1 \sqrt[3]{(2\rho F)^2 N_R}. \tag{16}$$

Суммарная тяга силовой установки самолета будет складываться из тяги основных винтов  $P_0$  и тяги вспомогательных винтов  $P_1$  :

$$P = R_{00} + \chi_0 V + R_{01} + \chi_1 V, \tag{17}$$

где  $R_{00}, \chi_0$  определяются по формулам (16) для основных винтов при  $F = F_0$  и  $N = \eta_b N_0(1-b)$ ;  $R_{01}, \chi_1$  определяются по формулам (16) для вспомогательных винтов при  $F = F_1$  и  $N = \eta_b N_0 b$ .

### Обдувка крыла

Подъемная сила, действующая на крыло при реализации обдувки:

$$Y = Y_{\text{осн}} + Y_0 + Y_1, \tag{18}$$

где  $Y_{\text{осн}}$  — подъемная сила, создаваемая частью крыла, необдуваемой винтами;  $Y_0, Y_1$  — подъемная сила, создаваемая за счет обдувки основными или вспомогательными винтами соответственно.

Каждая из этих трех сил может быть записана как [1]:

$$Y_{\text{осн}} = C_{y0} q_{\text{осн}} (S - S_0 - S_1); \tag{19}$$

$$Y_0 = k_{\text{обд}} C_{y0} q_0 S_0; \quad Y_1 = k_{\text{обд}} C_{y1} q_1 S_1, \tag{20}$$

где  $C_y, C_{y0}, C_{y1}$  — значения коэффициента подъемной силы на соответствующих участках крыла;

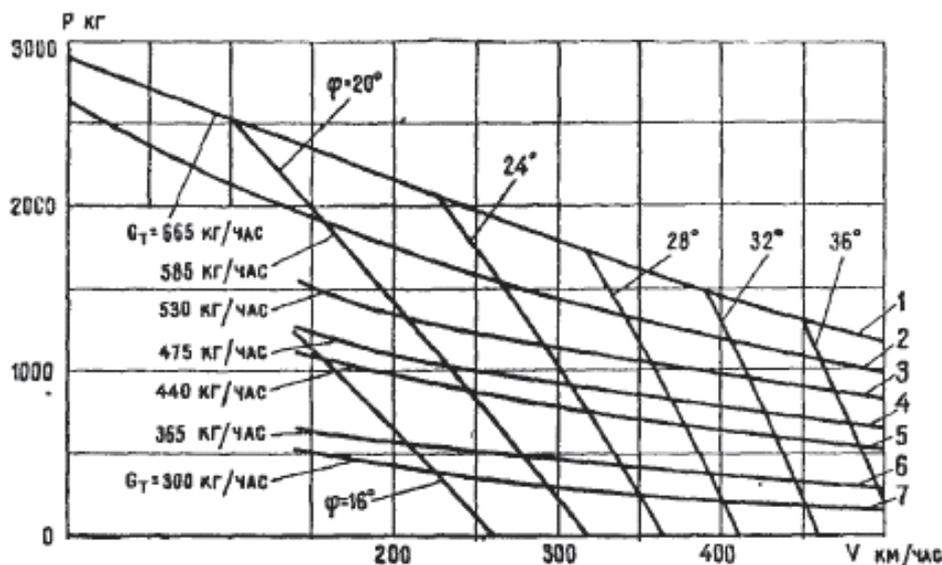


Рис. 2. Зависимость полной тяги одного двигателя с винтом АВ-72 (самолет Ан-24) от скорости полета и режима работы в условиях МСА. Режимы полета у земли: 1 — на максимальном режиме; 2 — на номинальном режиме; 3 — на режиме 0,85 номинала; 4 — на режиме 0,7 номинала; 5 — на режиме 0,6 номинала; 6 — на режиме 0,4 номинала; 7 — на режиме полетного малого газа;  $P$  — суммарная тяга двигателя;  $V$  — скорость полета;  $\varphi$  — угол установки лопасти;  $G_T$  — часовой расход топлива

$q_{осн}$ ,  $q_0$ ,  $q_1$  — скоростной напор на соответствующих участках крыла;  $k_{обд}$  — поправочный коэффициент площади обдувки крыла.

Особенности обтекания профиля при обдувке крыла винтом иллюстрирует рис. 3 [14].

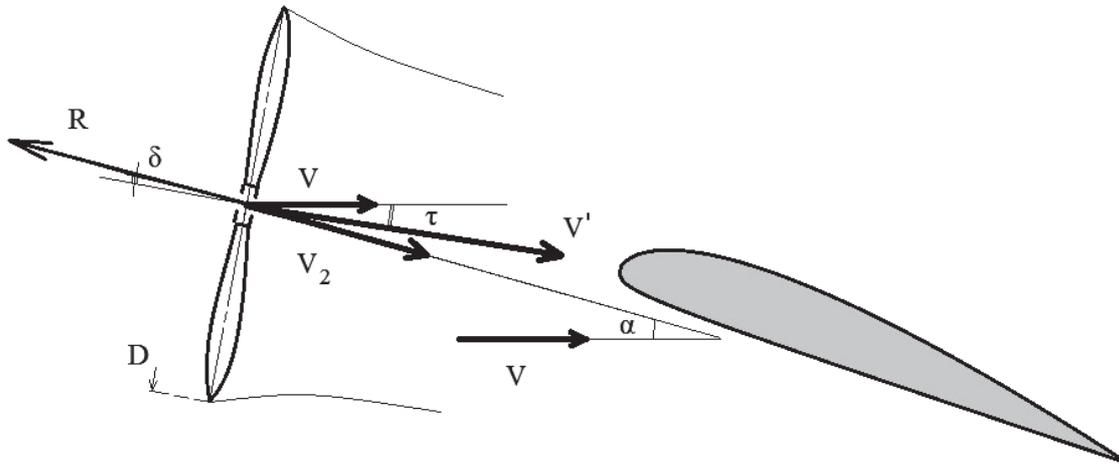


Рис. 3. Особенности обдувки крыла винтом

В отсутствие обдувки обтекание профиля характеризуется вектором скорости набегающего потока  $V$ , углом атаки  $\alpha$  и коэффициентом подъемной силы  $C_y = C_y(\alpha)$ . При установке обдувающего винта диаметром  $D$  воздушный поток приобретает дополнительную скорость  $V_2$ , соосную вектору тяги винта  $R$ . При этом вектор скорости  $V_2$  не совпадает по направлению с осью вращения винта на угол  $\delta$  в силу влияния крыла, а суммарное направление вектора скорости обдувающего потока  $V'$  отличается от направления вектора  $V$  на угол  $\tau$ . Коэффициент подъемной силы обдуваемой части крыла может быть приближенно рассчитан с помощью той же поляры, по которой он определяется в отсутствие обдувки, но с пересчетом на локальный угол атаки.

Предполагая, что конструктивно обдувающий винт установлен так, что углы  $\delta$  и  $\tau$  малы, и пренебрегая завихрением потока позади винтов, будем считать, что

$$C_y \cong C_{y0} \cong C_{y1}. \tag{21}$$

При этом необходимо отметить, что введение условия (21) накладывает дополнительные ограничения на используемые в модели параметры системы обдувки. Причина кроется в физической сущности происхождения подъемной силы: набегающий поток воздуха смещается аэродинамическим профилем вниз, и в силу законов сохранения возникает подъемная сила. Если рассмотреть самолет

в начале разбега, когда  $V_2 \gg V$  и можно пренебречь  $V$ , то с помощью закона сохранения импульса можно показать следующее.

Пусть  $C_y$  в (20) вводится как коэффициент пропорциональности между подъемной силой, с одной стороны, и скоростным напором и площа-

дью обдуваемой поверхности крыла — с другой. Тогда значение  $C_y$  оценочно составит:

$$C_y \leq 2 \frac{D}{H} \sin \varphi, \tag{22}$$

где  $H$  — хорда крыла;  $\varphi$  — угол, на который отклоняется поток за крылом.

Выражение (22) показывает, что для локальных течений, подобных изображенному на рис. 3, величина  $C_y$  зависит уже не только от параметров  $H$  и  $\varphi$ , характеризующих геометрию обтекаемого профиля, но и от параметра  $D$ , не связанного с геометрией профиля. При более доскональном рассмотрении такого течения (не пренебрегая  $V$ ) коэффициент подъемной силы будет иметь вид  $C_y = C_y(D, V)$  [1]. Поэтому при расчете локальных течений использовать значения  $C_y$ , вычисленные для бесконечного потока, возможно только с долей погрешности при условии выполнения (22). И эта погрешность будет возрастать с уменьшением относительного диаметра обдувающего винта  $D/H$ . В последнем случае для точного расчета подъемной силы необходимо использование других, более сложных способов, например численного метода конечно-разностных элементов, как в [15].

Также, если расчет обдувки крыла производить с помощью (20), то необходимо учитывать особенности формирования воздушного течения за винтом, что приводит к необходимости введения  $k_{обд}$ . Смысл введения этого коэффициента можно пояс-

нить следующим образом. Скоростной напор при обдувке крыла [14]

$$q' = q_{\text{осн}} + \frac{R}{\mu F}, \quad (23)$$

где  $q_{\text{осн}}$  — скоростной напор набегающего потока перед винтом;  $\mu$  — коэффициент, учитывающий концевые потери винта (обычно  $\sim 0,9$ ). При допущениях, что скорость разбега невелика и что установившаяся скорость  $V'$  достигает теоретического значения позади винта на расстоянии  $\sim 0,5D$ , фактическая обдуваемая площадь поверхности крыла оценочно составит 75% от геометрической площади  $S_0$  и  $S_1$  [14], или  $k_{\text{обд}} \cong 0,75$  (рис. 4).

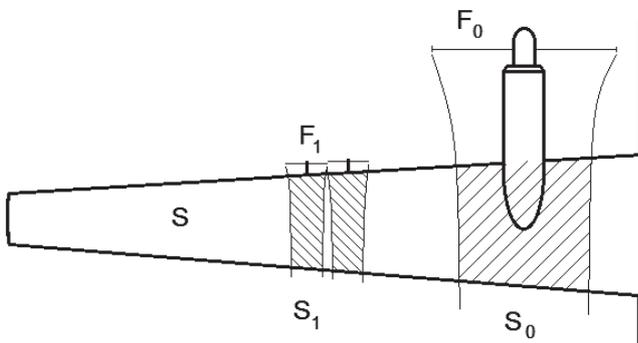


Рис. 4. Фактическая обдуваемая площадь крыла

Подводя итог вышесказанному, с учетом того, что скоростной напор  $q$  есть  $\frac{\rho V^2}{2}$  ( $\rho$  — плотность воздуха), запишем окончательное выражение для  $Y$ :

$$Y = C_y \frac{\rho S}{2} V^2 + C_y \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right) V + C_y \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right). \quad (24)$$

Аналогично можно показать, что аэродинамическое сопротивление крыла, как сумма аэродинамических сопротивлений всех участков крыла, есть:

$$X = C_x \frac{\rho S}{2} V^2 + C_x \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right) V + C_x \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right), \quad (25)$$

где  $C_x$  — коэффициент аэродинамического сопротивления, вводимый при тех же предположениях, что и  $C_y$ .

### Скорость отрыва

Скорость отрыва самолета  $V_{\text{отр}}$  определяется из (6) после его подстановки в (24) и учета условия, что отрыв происходит при  $C_{y\text{отр}}$ :

$$mg = C_{y\text{отр}} \frac{\rho S}{2} V_{\text{отр}}^2 + C_{y\text{отр}} \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right) V_{\text{отр}} + C_{y\text{отр}} \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right). \quad (26)$$

Полученное уравнение — квадратное, его дискриминант:

$$\Delta = \left( C_{y\text{отр}} \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right) \right)^2 + 2C_{y\text{отр}} \rho S \left( mg - C_{y\text{отр}} \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right) \right). \quad (27)$$

Знак дискриминанта определяется знаком второго слагаемого, которое является заведомо неотрицательной величиной. Это следует из (26) при  $V_{\text{отр}} = 0$ :

$$mg = C_{y\text{отр}} \frac{k_{\text{обд}} S}{\mu} \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right). \quad (28)$$

Формально условие (28) соответствует вертикальному взлету летательного аппарата с места: вес самолета  $mg$  уравновешивается подъемной силой, создаваемой за счет обдувки крыла (правая часть данного выражения), при этом  $\Delta = 0$ . Если же этой подъемной силы недостаточно для вертикального взлета, то для поднятия в воздух массы самолета требуется дополнительная подъемная сила, порождаемая набегающим потоком при разбеге (слагаемые в (26), в которых есть  $V_{\text{отр}}$ ), и  $\Delta > 0$ .

В результате уравнение (26) имеет единственный положительный корень, который соответствует скорости отрыва самолета:

$$V_{\text{отр}} = \left( \left( \frac{k_{\text{обд}}}{\mu \rho} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right) \right)^2 + \frac{2mg}{C_{y\text{отр}} \rho S} - \frac{2k_{\text{обд}}}{\mu \rho} \times \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right) \right)^{1/2} - \frac{k_{\text{обд}}}{\mu \rho} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right). \quad (29)$$

**Определение длины разбега самолета**

Введенные допущения позволяют преобразовать (5) к выражению вида:

$$l_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{mVdV}{a_1V^2 + a_2V + a_3}, \quad (30)$$

где

$$a_1 = \frac{\rho S}{2} (f_{тр} C_{yразб} - C_{xразб}); \quad (31)$$

$$a_2 = \frac{k_{обд} S}{\mu} \left( \frac{A\chi_0}{F_0} + \frac{a\chi_1}{F_1} \right) (f_{тр} C_{yразб} - C_{xразб}) + \chi_0 + \chi_1; \quad (32)$$

$$a_3 = \frac{k_{обд} S}{\mu} \left( \frac{AR_{00}}{F_0} + \frac{aR_{01}}{F_1} \right) (f_{тр} C_{yразб} - C_{xразб}) + R_{00} + R_{01} - f_{тр} mg. \quad (33)$$

Коэффициенты  $C_{xразб}$  и  $C_{yразб}$  соответствуют разбегу самолета при  $\alpha = 0$ . Интеграл (30) может быть найден аналитически [16], его значение определяется знаком дискриминанта  $D_i = a_2^2 - 4a_1a_3$ :

при  $D_i > 0$

$$l_p = \frac{m}{2a_1} \left( \ln \frac{a_1V^2 + a_2V + a_3}{a_3} - \frac{a_2}{\sqrt{D_i}} \left( \ln \frac{2a_1V_{отр} + a_2 - \sqrt{D_i}}{2a_1V_{отр} + a_2 + \sqrt{D_i}} - \ln \frac{a_2 - \sqrt{D_i}}{a_2 + \sqrt{D_i}} \right) \right); \quad (34)$$

при  $D_i < 0$

$$l_p = \frac{m}{2a_1} \left( \ln \frac{a_1V^2 + a_2V + a_3}{a_3} - \frac{2a_2}{\sqrt{-D_i}} \times \left( \arctg \frac{2a_1V_{отр} + a_2}{\sqrt{-D_i}} - \arctg \frac{a_2}{\sqrt{-D_i}} \right) \right). \quad (35)$$

Знак  $D_i$  зависит от характеристик самолета, но можно показать, что определяющий характер имеет  $f_{тр}$  в соотношении:

$$\xi = f_{тр} C_{yразб} - C_{xразб} = C_{yразб} \left( f_{тр} - \frac{1}{K_{разб}} \right), \quad (36)$$

где  $K_{разб}$  — аэродинамическое качество самолета при разбеге. Если полагать, что для пассажирского самолета  $K_{разб} \sim 10 \div 15$ , то при взлете с сухого бетона  $f_{тр} = 0,02 \div 0,04$  [17],  $\xi < 0$  и  $D_i > 0$ , в то время как при взлете с мокрого грунта или снега  $f_{тр} > 0,25$ ,  $\xi > 0$  и  $D_i < 0$ .

**Проверка теоретических результатов на примере самолета Ан-24**

Правильность (29), (34)-(35) была проверена на основе характеристик самолета Ан-24 [13]. Условия для взлета принимались: покрытие ВПП — сухой бетон, атмосферные условия — МСА. Разбег производится при нулевом угле атаки и закрылках, выпущенных на  $15^\circ$ , что дает  $C_{yразб} = 0,54$ ,  $C_{xразб} = 0,04$ . Коэффициент подъемной силы  $C_{yотр} \approx 1,7$ . При проведении расчетов было принято во внимание, что эти аэродинамические характеристики даны с учетом обдувки крыла основными винтами и длина разбега Ан-24 составляет  $\sim 620$  м.

Для соблюдения условия (22) вводится предположение, что угол отклонения закрылков соответствует углу  $\varphi$ . При средней хорде крыла Ан-24  $\sim 3$  м диаметр вспомогательного винта должен быть  $D_1 \geq 3$  м. Отсюда, с учетом (3), выбрано в рамках допущений максимально возможное  $n_B = 6$ .

Коэффициент потерь винта задавался как  $\eta_B = 0,86\mu$ , где  $0,86$  — максимально возможный КПД винта. Это условие соблюдается, если винт достаточно вынесен вперед от передней кромки крыла [1].

Также при проведении расчетов вводилось ограничение на мощность, передаваемую на один винт обдувки. Это ограничение связано с окружной скоростью винта  $v_{окр}$ , которая не должна превышать значение  $M = 1$  при условии эффективной работы винта:

$$\frac{\eta_B b N_0}{n_B} \leq \rho \beta \left( \frac{\sqrt{v_{зв}^2 - V^2}}{\pi} \right)^3 \left( \frac{aL}{n_B} \right)^5, \quad (37)$$

где  $\beta$  — коэффициент мощности, зависящий от геометрических параметров винта ( $\beta \sim 0,045$  для двухлопастных винтов [18]);  $n$  — обороты винта;  $v_{зв}$  — скорость звука. При расчетах условно считалось, что вспомогательные винты вращаются с постоянной скоростью, которая ограничена при  $V = 2V_{отр}$ : выключение обдувки крыла происходит по достижении самолетом достаточной полетной

скорости. Результат трехмерного параметрического построения в осях  $\{a; b; l_p\}$  представлен на рис. 5.

небольших значениях  $a$  (рис. 5) это уменьшение возможно до порогового значения (кривая  $Q_0-Q$ ), связанного с граничным отбором мощности (37).

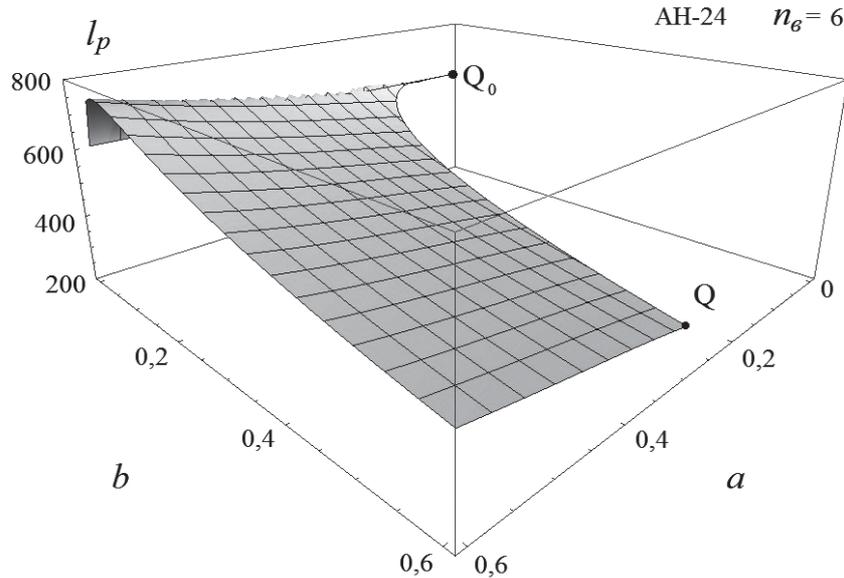


Рис. 5. Зависимость длины разбега Ан-24 от параметров  $a$  и  $b$

Как можно видеть, при  $b = 0$  (нет отбора мощности) длина разбега постоянна и с хорошей точностью совпадает с фактической длиной разбега. Малые «зубцы» при перегибе трехмерной поверхности не имеют физического смысла и являются результатом дискретности шага при построении поверхности компьютерной программой. Типовые сечения поверхности плоскостями при фиксированных  $a$  или  $b$  представлены на рис. 6 и 7.

При фиксированной обдуваемой части  $a$  размаха крыла (рис. 6) с ростом отбора мощности  $b$  сначала наблюдается небольшое увеличение длины разбега ( $b \leq 0,15$ ). При дальнейшем же увеличении  $b$  эффект, связанный с обдувкой крыла, проявляется в полной мере: длина разбега уменьшается. При

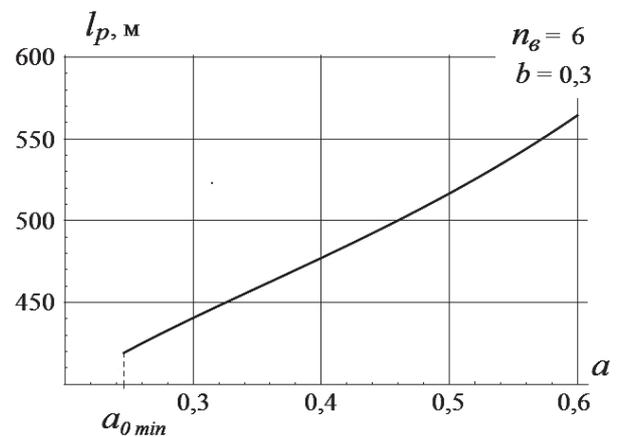


Рис. 7. Зависимости длины разбега от параметров  $a$  ( $b = \text{const}$ )

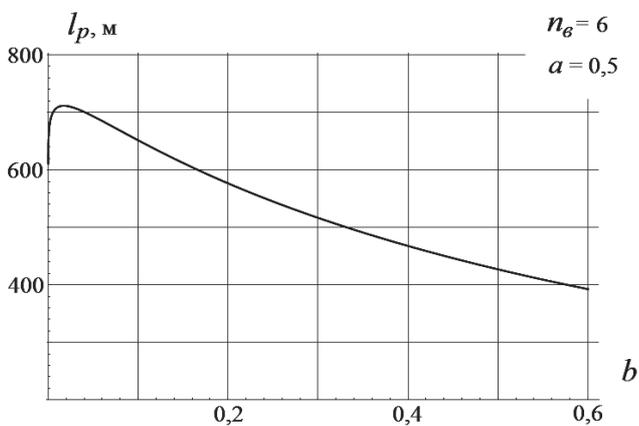


Рис. 6. Зависимости длины разбега от параметров  $b$  ( $a = \text{const}$ )

Впрочем, расчеты при этих значениях  $a$ , в силу (22), могут рассматриваться только как качественные оценки.

При фиксированном отборе мощности  $b$  (рис. 7) область допустимых значений длины разбега ограничена пороговым значением  $a_{0 \text{ min}}$ , соответствующим точке на кривой  $Q_0-Q$ . При выборе  $a$  более  $a_{0 \text{ min}}$  происходит увеличение длины разбега. В этом раскрывается физическая сущность работы винта: если винт проектируется как тянущее устройство, то для получения максимальной тяги целесообразно увеличивать его диаметр. Если же винт проектируется как устройство для обдувки, то полезный эффект связан с создаваемым скоростным

напором, и в этом случае целесообразно уменьшать размеры винта.

Таким образом, из рис. 5 можно сделать следующий вывод. При фиксированном количестве вспомогательных винтов обдувки минимальный разбег самолета (точка  $Q$ ) реализуется при двух условиях: максимально возможный отбор мощности для вспомогательных винтов; обдувка части площади крыла, соответствующей такому выбору диаметров винтов, при котором они достигают критической окружной скорости. При этом для самолета класса Ан-24 длина разбега может быть уменьшена не менее чем на 30%.

МВЛ, и с этой целью его производство начато в России на заводе УЗГА [19]. Характеристики этой модификации практически не отличаются от L-410UVP и могут быть взяты из [20, 21].

Результаты расчетов для L-410 приведены на рис. 8 (вспомогательных винтов — шесть).

На этом рисунке линия  $Q_1-Q_2$  — приблизительное разграничение для параметра  $a$  по условию (22), минимальный разбег достигается в  $Q_1$ .

Было рассмотрено два варианта электросиловой установки обдувки крыла: на основе обычных электротехнических материалов и на основе ВТСП [11]. В первом случае параметры установки задавались

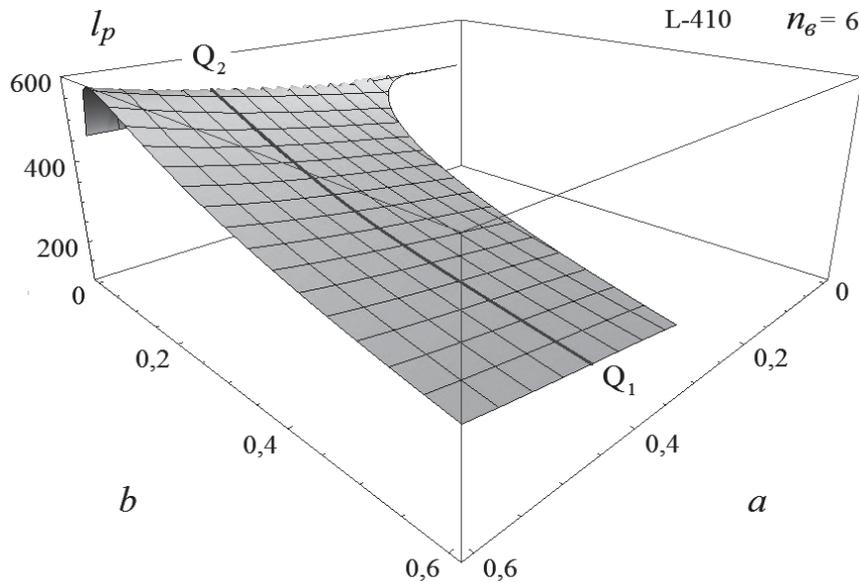


Рис. 8. Зависимость длины разбега L-410 от параметров  $a$  и  $b$

Расчеты, проведенные для  $n_b = 4$  и  $8$ , в числе прочего показали, что увеличение количества винтов приводит к уменьшению длины разбега. Причина в том, что для заданной обдуваемой площади крыла (фиксированное  $a$ ) увеличение количества винтов приводит к уменьшению их диаметров и, следовательно, к уменьшению количества воздуха, которому передается мощность. Однако этот результат следует считать лишь относительно справедливым, поскольку условие (22) делает некорректным расчеты при  $n_b > 6$ .

### Расчет характеристик перспективного самолета КВП

Представленные выше расчеты приведены для регионального самолета Ан-24, широко востребованного во времена СССР и хорошо изученного, но морально устаревшего. В качестве базисного для расчетов перспективного самолета МВЛ выбран самолет L-410UVP-E20, использование которого считается более целесообразным при организации

следующие:  $\eta_{эл} = 0,9$ ,  $k_{эл} = 1000$ ,  $k_{об} = 1,1$ . Во втором случае — как соответствующие текущему уровню развития технологии ВТСП:  $\eta_{эл} = 0,99$ ,  $k_{эл} = 5000$ ,  $k_{об} = 2$ . Графики зависимости длины разбега самолета от массы электросиловой установки обдувки и транспортной работы исходного самолета и самолетов КВП при  $b = 0,6$ , дающем сокращение длины разбега на 30% (до  $\sim 300$  м), приведены на рис. 9 и 10.

Как следует из рис. 10, при дальностях полета до 300 км применение системы обдувки приведет к снижению полезной нагрузки первого варианта самолета (обычные электротехнические материалы) на 15–20% ( $\sim 300$  кг), в то время как для второго варианта (ВТСП) это снижение можно считать незначительным. При дальностях же полета более 400 км полезная нагрузка первого уменьшается на 480 кг, а второго — на 220 кг. При полете на максимальную дальность это снижение полезной на-

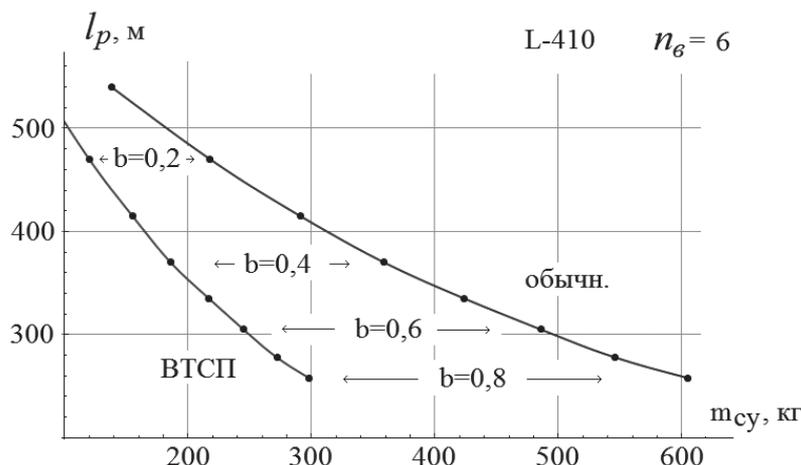


Рис. 9. Зависимость длины разбега L-410 от массы системы обдувки крыла

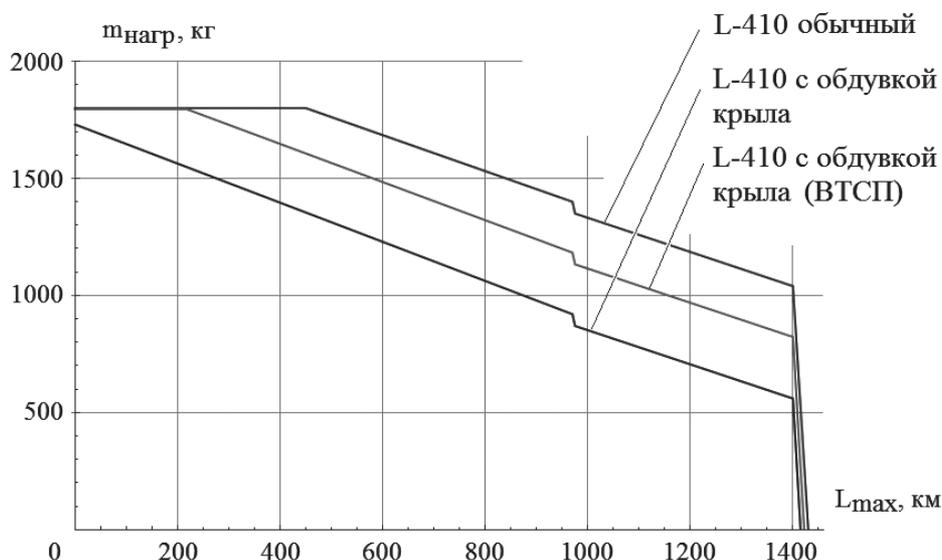


Рис. 10. Характеристики транспортной работы L-410 без/с системой обдувки крыла

грузки для первого варианта составляет до 50% от максимально возможной, для второго — 20—25%.

Таким образом, применение ВТСП-материалов в электросиловой установке обдувки крыла следует считать целесообразным с технической точки зрения. В то же время подобная ВТСП-система будет существенно дороже как в изготовлении, так и в эксплуатации. Впрочем, оценки экономической эффективности системы обдувки крыла выходят за рамки настоящей работы.

**Выводы**

Разработанная математическая модель оценки длины разбега самолета с обдувкой крыла дает удовлетворительное совпадение результатов расчетов в той области существующих данных, где такое сравнение может быть произведено, и может быть использована при дальнейших расчетах потребной

длины сбалансированной ВПП и стоимости ее строительства.

Расчеты показывают, что учет параметров электросиловой установки с отбором мощности от основных двигателей существенно влияет на длину разбега. При этом отбор мощности от основных двигателей на величину до 15% может привести к обратному эффекту — к увеличению длины разбега, несмотря на появление системы обдувки крыла. Наиболее выгодным вариантом электросиловой установки является обдувка части площади крыла с максимально возможным отбором мощности, соответствующим достижению вспомогательными винтами критической скорости вращения. Ожидаемое сокращение длины разбега перспективного самолета КВП, созданного на основе L-410UVP, — не менее 30%.

Оценки характеристик транспортной работы такого самолета следующие. Дополнительная мас-

са системы обдувки, выполненной на основе обычных электротехнических материалов, может привести к снижению коммерческой нагрузки на 480 кг, что составит 15—20% от максимальной нагрузки при полете на дальность до 300 км или до 50% при полете на максимальную дальность. В то же время создание подобной электросиловой установки на основе современных ВТСП не окажет существенного влияния на коммерческую нагрузку при полете на дальность до 300 км или снизит ее на 20—25% (до 220 кг) при полете на максимальную дальность. Таким образом, для минимизации потерь летно-технических характеристик применение электросиловой установки обдувки крыла на основе ВТСП следует считать целесообразным.

*Автор выражает признательность  
докт. техн. наук В.И. Бузулку за участие  
в подготовке настоящей статьи*

### Библиографический список

1. Юрьев Б.Н. Воздушные винты. — М.-Л.: Госмашметиздат, 1934. — 400 с.
2. Коровин А.Е., Новиков Ю.Ф. Практическая аэродинамика и динамика полета самолётов Як-52 и Як-55. — М.: Изд-во ДОСААФ СССР, 1989. — 357 с.
3. Самолет Breguet 941. URL: <http://www.airwar.ru/enc/craft/br941.html>
4. Alba C., Elham A., German B.J., Veldhuis L.L.M. A surrogate-based multi-disciplinary design optimization framework modeling wing-propeller interaction // *Aerospace Science and Technology*. 2018. Vol. 78, pp. 721-733. DOI: 10.1016/j.ast.2018.05.002
5. Vecchia P.D., Malgieri D., Nicolosi F., De Marco A. Numerical analysis of propeller effects on wing aerodynamic: tip mounted and distributed propulsion // *Transportation Research Procedia*. 2018. Vol. 29, pp. 106-115. DOI: 10.1016/j.trpro.2018.02.010
6. Дунаевский А.И., Чернавских Ю.Н. Сравнительная оценка эффективности регионального самолета КВП с вспомогательной распределенной электрической силовой установкой // *Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике*. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. С. 120.
7. Михайлов Ю.С., Петров А.В., Пигусов Е.А., Черноусов В.И., Кишалов А.И., Бирюк В.И., Тунцев В.А. Концепция легкого грузопассажирского самолета короткого взлета и посадки для местных воздушных линий // *Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике*, 27-28 февраля 2014. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. С. 192-194.
8. Бобрин А.А., Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Мануйлов В.А. Оптимизация числа двигателей распределенной силовой установки для заданной тяги // *Авиация и космонавтика-2017: Сборник тезисов конференции*. — М.: Люксор, 2017. С. 81-82.
9. Манвелидзе А.Б. Анализ состояния и прогноз списания эксплуатируемых воздушных судов // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24. № 4. С. 226-234.
10. Клочков В.В., Рождественская С.М., Фридлянд А.А. Обоснование приоритетных направлений развития авиационной техники для местных воздушных линий // *Научный вестник ГосНИИ ГА*. 2018. № 20(331). С. 93-102.
11. Егошин С.Ф., Смирнов А.В. Математическая модель силовой установки turboэлектрического самолета // *Техника воздушного флота*. 2017. Т. ХСІ. №4 (729). С. 20-29.
12. Каталог авиационных изделий и систем: В 10 т. Т. 2: Двигатели. Винты. Элементы трансмиссий. — М.: ООО ИД «Аэросфера», 2007. — 328 с.
13. Самолет Ан-24, техническое описание. Кн. 1: Летно-технические характеристики самолета. — М.: Машиностроение, 1968. — 75 с.
14. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. — М.: Машиностроение, 1970. — 352 с.
15. Анико О.Б., Логинов В.В. Анализ характеристик крыла, обдуваемого струей от винта двигателя // *Сборник научных трудов Харьковского университета Воздушных сил им. И. Кожедуба*. 2008. №1 (16). С. 12-14.
16. Двайт Г.Б. Таблицы интегралов и другие математические формулы. — М.: Наука, 1977. — 224 с.
17. Лазарев В.В. Концептуальное проектирование самолета: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2012. — 98 с.
18. Висленев Б.В., Кузьменко Д.В. Теория авиации. — М.: ГВИ Наркомата обороны СССР, 1939. — 384 с.
19. Серийное производство Л-410 в России: самолет полетит с отечественной «начинкой». URL: <https://politexpert.net/82970-seriinoe-proizvodstvo-l-410-v-rossii-samolet-poletit-s-otechestvennoi-nachinkoi>
20. Руководство по летной эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э. Кн. первая. — М.: Министерство ГА СССР, 1985. — 316 с.
21. Ковалев А.И. Самолет Л-410: конструкция и летная эксплуатация. — М.: Транспорт, 1988. — 86 с.

# IMPACT EVALUATION OF MULTI-PROPELLER WING BLOW-OVER SYSTEM ON THE STOL AIRCRAFT CHARACTERISTICS

Egoshin S.F.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,  
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia  
e-mail: sergey4791@yandex.ru

## Abstract

The article undertook the attempt to obtain an analytical solution to compute the take-off length of an aircraft equipped with the multi-propeller wing blow-over installation, and estimate the benefits of such engineering decision through the transport operation evaluation of this aircraft.

The main difficulty of this problem lies in the fact that the wing and propeller interaction is an extremely complex and insufficiently studied task. Currently, only approximate semi-empirical formulas for calculating the aerodynamic characteristics of the wing at small relative diameters of the blowing airscrew exist. The exact calculation of the wing flow-around in this case is possible only for strictly specified, nonparametric configurations using the finite-difference method.

In addition, the current complicated situation in the sphere of local air transport in Russia (reduction of airlines and operating airfields) requires the search and evaluation of effective technical solutions for a prospective aircraft of local airlines. One of the ways is envisaged as developing a short takeoff and landing (STOL) aircraft capable of carrying out transport operations in conditions of an underdeveloped airfield infrastructure. It is considered that equipping such a STOL airplane with a multi-propeller electrically powered blow-over system will be an effective solution to the problem. However, the above said complex aerodynamic task does not allow a quick search for the optimal characteristics of this aircraft.

The developed mathematical model, under certain constraints, allows obtain an evaluative analytical solution for the take-off run length of such STOL aircraft, reveal the specifics of parameters interaction and evaluate possible advantages and disadvantages of the aircraft. Within the framework of the model, it was demonstrated that the maximum possible power consumption from the main engines is the optimal value of the corresponding parameter of the electric power plant. The amount of this power consumption determines the blown part of the wing area through the relationship with the critical rotation speed of the auxiliary propellers.

As for performance of a transport STOL aircraft based on L-410, it was shown that a blow-over system based on conventional electrotechnical materials can reduce the take-off run by 30% (up to 300 m), while reducing the payload by 15–20% at flight ranges up to 300 km or up to 50% when flying to the maximum range. At the same time, if the electric power plant is designed based on high-temperature superconductors (HTSC), the payload reduction will be much less: negligible at flight distances up to 300 km or about 25% with flight to the maximum range. This allows conclude that the HTSC technology application for such STOL aircraft creation is rather promising.

**Keywords:** rotor wing blow-off, short takeoff and landing (STOL) aircraft, local airlines, high-temperature superconductors.

## References

1. Yuriev B.N. *Vozdushnye vinty* (Propellers), Moscow, Mosmashmetizdat, 1983, 400 p.
2. Korovin A.Ye., Novikov Yu.F. *Prakticheskaya aerodinamika i dinamika poleta samoletov Yak-52 i Yak-55* (Practical aerodynamics and flight dynamics of aircraft Yak-52 and Yak-55 airplanes), Moscow, DOSAAF, 1989, 357 p.
3. *Breguet 941*, available at: <http://www.airwar.ru/enc/craft/br941.html>
4. Alba C., Elham A., German B.J., Veldhuis L.L.M. A surrogate-based multi-disciplinary design optimization framework modeling wing-propeller interaction. *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 78, pp. 721-733. DOI: 10.1016/j.ast.2018.05.002
5. Della Vecchia P., Malgieri D., Nicolosi F., De Marco A. Numerical analysis of propeller effects on wing aerodynamic: tip mounted and distributed propulsion. *Transportation Research Procedia*, 2018, vol. 29, pp. 106-115. DOI: 10.1016/j.trpro.2018.02.010
6. Dunaevskii A.I., Chernavskikh Yu.N. *Materialy XXVIII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike*, TsAGI im. Prof. N.E. Zhukovskogo, 2017, p. 120.
7. Mikhaylov Yu.S., Petrov A.V., Pigusov E.A., Chernousov V.I., Kishalov A.I., Biryuk V.I., Tuntsev V.A. *Materialy XXV nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike*, TsAGI im. N.E. Zhukovskogo, 2014, pp. 192-194.

8. Bobrik A.A., Tkachenko A.Yu., Kuz'michev V.S., Manuylov V.A. *Aviatsiya i kosmonavtika-2017. Sbornik tezisov konferentsii*, 2018, pp. 81-82.
9. Manvelidze A.B. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 226-234.
10. Klochkov V.V., Rozhdestvenskaya S.M., Fridlyand A.A. *Nauchnyy vestnik GosNII GA*, 2018, no. 20(331), pp. 93-102.
11. Egoshin S.F., Smirnov A.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2017, vol. XCI, no. 4(729), pp. 20-29.
12. *Katalog aviatsionnykh izdeliy i system. Tom 2. Dvigateli. Vinty. Elementy transmissiy* (Directory of aviation products and systems. Vol. 2 "Engines. Screws. Transmission elements"), Moscow, Aerosfera, 2007, 328 p.
13. *Samolet An-24, tekhnicheskoe opisanie. Kniga 1: letno-tekhnicheskie kharakteristiki samoleta* (The plane An-24 technical description. Book 1 "Flight characteristics of the aircraft"), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 75 p.
14. Kurochkin F.P. *Osnovy proektirovaniya samoletov s vertikal'nym vzletom i posadkoy* (Fundamentals of aircraft with vertical takeoff and landing designing), Moscow, Mashinostroenie, 1970, 253 p.
15. Anipko O.B., Loginov V.V. *Sbornik nauchnykh trudov Khar'kovskogo universiteta Vozdushnykh sil im. I. Kozheduba*, 2008, no. 1(16), pp. 12-14.
16. Dwight H.B. *Tables of integrals and other mathematical data* (Tables of integrals and other mathematical formulas), Moscow, Nauka, 1977, 224 p.
17. Lazarev V.V. *Kontseptual'noe proektirovanie samoleta* (Conceptual design of the aircraft), Moscow, MAI, 2012, 98 p.
18. Vislennov B.V., Kuz'menko D.V. *Teoriya aviatsii* (Theory of aviation), Moscow, GVI Narkomata oborony SSSR, 1939, 384 p.
19. *Seriynoe proizvodstvo L-410 v Rossii: samolet poletit s otechestvennoy nachinkoy* (Serial production of L-410 in Russia: the plane will fly with the domestic "filling"), available at: <https://politexpert.net/82970-seriinoe-proizvodstvo-l-410-v-rossii-samolet-poletit-s-otechestvennoi-nachinkoi>
20. *Rukovodstvo po letnoy ekspluatatsii samoleta L-410 UVP-E. Kniga pervaya* (The flight manual of the aircraft L-410 UVP-E. The first Book), Moscow, Ministerstvo GA SSSR, 1985, 316 p.
21. Kovalev A.I. *Samolet L-410: konstruktsiya i letnaya ekspluatatsiya* (Aircraft L-410: design and flight operation), Moscow, Transport, 1988, 86 p.