

## ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕГИОНАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ С ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ УБИРАЕМОЙ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Дунаевский А.И.<sup>\*</sup>, Перченков Е.С.<sup>\*\*</sup>, Чернавских Ю.Н.<sup>\*\*\*</sup>

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия

<sup>\*</sup> e-mail: [dunaev\\_sky@mail.ru](mailto:dunaev_sky@mail.ru)

<sup>\*\*</sup> e-mail: [e\\_perchenkov@rambler.ru](mailto:e_perchenkov@rambler.ru)

<sup>\*\*\*</sup> e-mail: [urij\\_ch@mail.ru](mailto:urij_ch@mail.ru)

Статья поступила в редакцию 17.01.2020

Выполнен анализ возможности улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов местных и региональных авиалиний за счет использования обдувки механизированного крыла струями винтов распределенной электрической силовой установки (РЭСУ). Доработан алгоритм расчета взлетно-посадочных характеристик с учетом обдува. Показана связь тяговооруженности и нагрузки на крыло с аэродинамическими характеристиками самолета. Проведены параметрические исследования характеристик взлета и посадки в зависимости от уровня тяги дополнительных двигателей. Сделано сравнение взлетно-посадочных характеристик самолетов с обдувом от РЭСУ с характеристиками самолетов без использования обдува.

*Ключевые слова:* режимы взлета, режимы посадки, обдув закрылков струями от винтов, тяговооруженность, нагрузка на крыло, длина взлетно-посадочной полосы (ВПП).

### Введение

В настоящее время проявляется повышенный интерес к возможности улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов для местных и региональных авиалиний за счет применения дополнительной винтовой силовой установки, состоящей из нескольких электрических двигателей, распределенных по всему размаху крыла и работающих только на режимах взлета и посадки [1–6].

Питание двигателей РЭСУ осуществляется от электрических батарей. На крейсерских режимах полета винты от РЭСУ складываются [7–8] и не ухудшают крейсерскую аэродинамику.

Положительный эффект от применения РЭСУ на режимах взлета и посадки обеспечивается как за счет появления дополнительной тяги, так и за счет обдувки крыла и отклоненных закрылков струями от винтов РЭСУ [9–11]. Габаритные размеры винтов РЭСУ существенно меньше, чем размеры винтов маршевой силовой установки, что может приводить к отклонению струй от винтов РЭСУ закрылками на значительные углы (сопо-

ставимые с углами поворота закрылков). При этом происходит значительное увеличение подъемной силы за счет поворота струи и за счет эффекта суперциркуляции (увеличения скорости потока на участке крыла, обдуваемого винтами РЭСУ, а также ликвидации местных отрывов потока на закрылке). К положительным эффектам от применения РЭСУ можно отнести также возможность выбора размерности маршевых двигателей исходя только из условий крейсерского полета.

В статье приводятся результаты расчетных исследований влияния параметров РЭСУ на взлетно-посадочные характеристики самолета. В качестве прототипа для последующего анализа выбран самолет типа Л-410 с модифицированным крылом, который должен соответствовать требованиям АП-25. Рассмотрено влияние диаметра винтов РЭСУ, соотношения между взлетной тягой маршевой силовой установки и тягой двигателей РЭСУ, а также влияние суммарной тяговооруженности и нагрузки на крыло на аэродинамические и летно-технические характеристики самолета на режимах взлета и посадки. Исследованию само-

летов короткого взлета-посадки (КВП), использующих энергетические системы увеличения подъемной силы, посвящено достаточно большое количество работ. Так, в [11–17] рассмотрены аэродинамические особенности энергетических систем, проблемы безопасности полета на режимах взлета и посадки. В ряде работ [2, 9] рассмотрено влияние требований к длине ВПП на эффективность применения энергетических систем для улучшения характеристик самолета. В указанных работах эффект увеличения подъемной силы достигается за счет обдува крыла и отклоненных закрылков маршевыми двигателями. В настоящей статье рассматривается вариант использования обдува струями большого количества дополнительных двигателей. Отказ одного из них слабо влияет на аэродинамику самолета, что повышает безопасность полета при взлете и посадке.

**Исходные данные**

На рис. 1 показан вариант компоновки самолета с дополнительной распределенной силовой установкой (РСУ), состоящей из 34 электрических двигателей с воздушными винтами, работающих только на режимах взлета и посадки. Предполагается, что двигатели РЭСУ обеспечивают

обдув всей поверхности крыла (исключая часть, занятую фюзеляжем). Для упрощения принято, что маршевая силовая установка не участвует в создании подъемной силы.

Для анализа взлетных характеристик самолета были сформированы аэродинамические характеристики с учетом обдува крыла и закрылков струями РЭСУ. Использовалась инженерная методика учета влияния обдува на аэродинамику самолета [16, 17] в зависимости от коэффициента тяги  $C_p$ , равного отношению суммарной тяги двигателей РЭСУ ( $N_{дв} P(v)$ ) при скорости  $v$  к скоростному напору  $q$ , умноженному на площадь крыла  $S_{кр}$ :

$$C_p = \frac{N_{дв} P(v)}{q S_{кр}} \tag{1}$$

На рис. 2 показаны расчетные кривые коэффициентов подъемной силы  $C_y = f(\alpha)$  и продольной силы  $C_{x-p} = f(C_y)$  для различных значений  $C_p$  при угле отклонения закрылков на  $25^\circ$ . Там же показана линия значений  $C_y$ , соответствующих безопасной  $V_2$  скорости взлета  $C_{yV_2}$ . Полученные характеристики обладают определенной универсальностью. В случае соблюдения геометрического

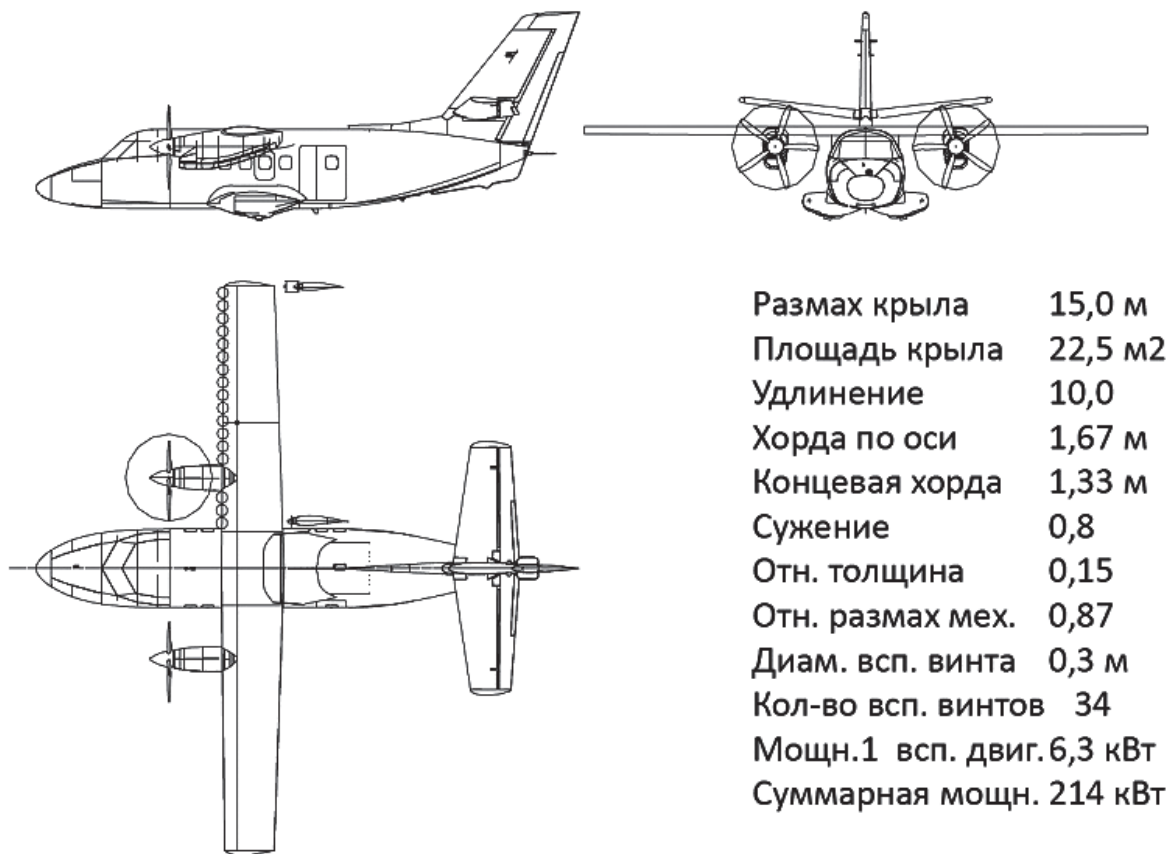


Рис. 1. Аэродинамическая компоновка самолета с дополнительной РЭСУ

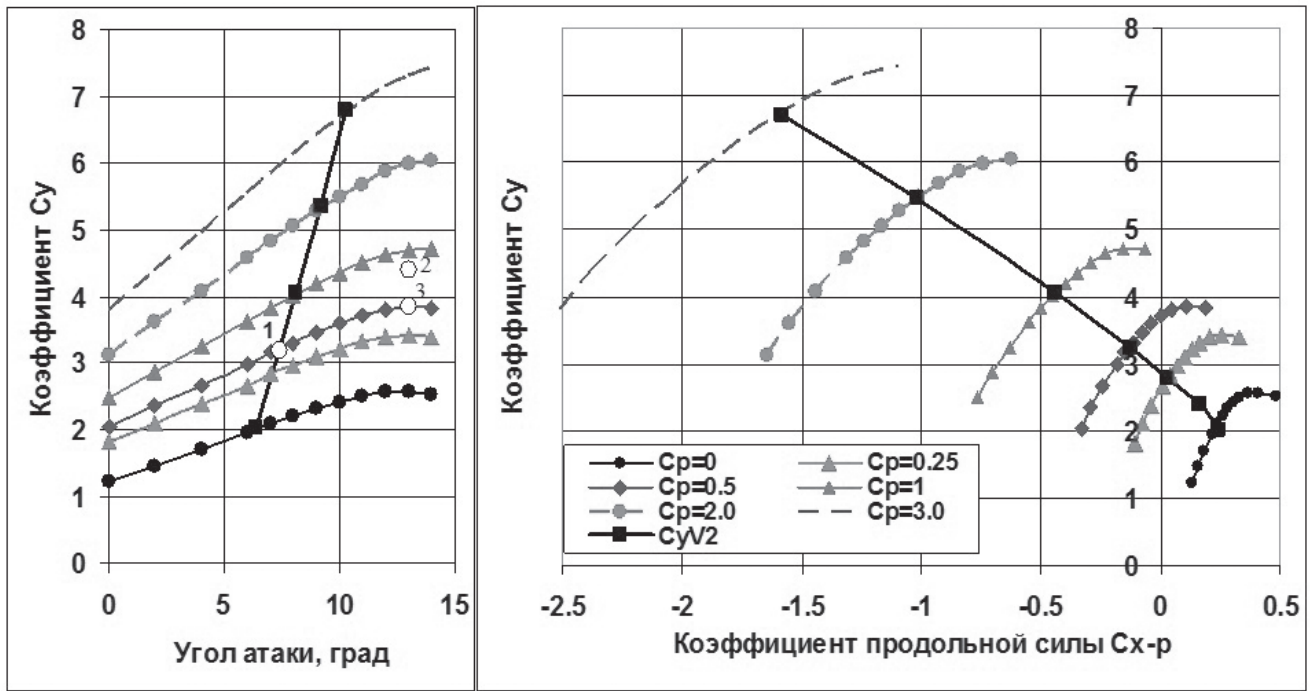


Рис. 2. Аэродинамические характеристики самолета с учетом обдува от РЭСУ при  $\delta_3 = 25^\circ$  и отношении хорды закрылка к диаметру винта  $b_3 / d_B = 0,65$

подобия (соотношение геометрических параметров крыла, закрылков и геометрических параметров винтов РЭСУ) и силового подобия по параметру  $C_p$  полученные характеристики можно использовать в широком диапазоне изменения тяговооруженности и нагрузки на крыло. При этом число двигателей РЭСУ не является критерием подобия. Важно, чтобы было соблюдено подобие по ометаемой винтами площади крыла и сохранено отношение хорды закрылков  $b_3$  к диаметру  $d_B$  винта двигателей РЭСУ. В рассматриваемом случае, при расчете аэродинамических характеристик, отношение хорды закрылка к диаметру винта принято равным 0,65. РЭСУ обслуживает все крыло, за исключением фюзеляжной части.

**Влияние тяговооруженности и нагрузки на крыло на аэродинамические характеристики самолетов с РЭСУ на режимах взлета и посадки**

У самолетов, не использующих обдув закрылков струями двигателей, аэродинамические характеристики зависят только от угла отклонения закрылков. В этом случае, имея зависимость  $C_y = f(\alpha)$ , можно однозначно определить максимальное значение коэффициента подъемной силы  $C_{y\max}$ , величину  $C_{yV_2}$  и угол атаки, соответствующие безопасной скорости взлета  $V_2$ , которая для гражданских самолетов по нормам [21] должна в 1,13 раз превышать скорость сваливания  $V_c$ :

$$C_{yV_2} = \frac{C_{y\max}}{1,13^2} \tag{2}$$

Для самолетов, использующих обдув, величина  $C_{y\max}$  зависит от реализуемого значения  $C_p$ . Значение коэффициента  $C_p$  для безопасной скорости  $V_2(C_pV_2)$  связано со значением  $C_p$ , соответствующим скорости сваливания  $V_c(C_p(C_{y\max}))$ , аналогичным соотношением:

$$C_{pV_2} = \frac{C_p(C_{y\max})}{1,13^2} \tag{3}$$

Схема определения  $C_{yV_2}$  показана на рис. 2 выделенными точками 1 и 2. Значения  $C_y$  и  $C_p$  в точке 2 соответствуют скорости сваливания. Значения  $C_y$  и  $C_p$  в точке 1 соответствуют безопасной скорости сваливания  $V_2$  и определяются выражениями (2) и (3). Следует отметить, что при использованном подходе к определению  $C_{yV_2}$  предполагаемый запас по перегрузке (отношение  $C_y$  в точке 3 к  $C_y$  в точке 1) оказывается меньше, чем для самолетов без обдува.

Для условия отрыва самолета от ВПП при равенстве подъемной силы весу самолета уравнение (1) может быть записано в виде:

$$C_{p\text{отр}} = (P/G)_{\text{отр}} C_{y\text{отр}} \tag{4}$$

где  $(P/G)_{отр}$  — тяговооруженность самолета при отрыве, значение которой не зависит от нагрузки на крыло.

При переходе от тяговооруженности при отрыве к взлетной тяговооруженности необходимо учитывать зависимость скорости отрыва от нагрузки на крыло. Разным скоростям отрыва соответствуют различные точки на кривой зависимости взлетной тяги от скорости. Поэтому для реализации одинаковых значений  $C_{y,отр}$  потребуется разная взлетная тяговооруженность. На рис. 3 показан пример зависимости реализуемых в установившемся полете  $C_y$  от тяговооруженности двигателей РЭСУ для двух значений нагрузки на крыло при угле атаки  $6^\circ$ .

Видно заметное увеличение  $C_{y,отр}$  в зависимости от тяговооруженности РЭСУ. Так, рост тяговооруженности при отрыве с нуля (взлет без обдува) до 0,15 приводит к увеличению  $C_{y,отр}$  в 1,5 раза.

Как уже отмечалось, аэродинамические характеристики при использовании обдува зависят от соотношения хорды закрылков  $b_3$  и диаметра винтов  $d_v$ . Увеличение этого отношения приводит к увеличению угла поворота струи от винтов, в результате при прочих равных условиях растет коэффициент  $C_{y,отр}$ . На рис. 4 показано влияние отношения  $b_3/d_v$  при угле отклонения закрылков  $25^\circ$  и угле атаки  $6^\circ$ . Видно, что для реализации одинакового значения  $C_{y,отр}$  (например,  $C_{y,отр} = 3,0$ ) при уменьшении отношения  $b_3/d_v$  с 0,65 до 0,35 необходимо увеличить тяговооруженность РЭСУ с 0,15 до 0,20, т.е. на 33%. На практике выбор требуемого отношения  $b_3/d_v$  может обеспечиваться за счет выбора диаметра винтов и числа двигателей РЭСУ.

Увеличение реализуемого значения  $C_{y,отр}$  при увеличении отношения  $b_3/d_v$  является с точки зрения взлета положительным фактором, так как позволяет уменьшить скорость отрыва. Однако надо учитывать, что увеличение угла отклонения струи от винтов приводит также к ухудшению разгонных характеристик как за счет уменьшения продольной составляющей вектора тяги, так и за счет роста аэродинамического сопротивления, связанного с увеличением  $C_y$ . В качестве иллюстрации на рис. 5 показано сравнение углов наклона траектории в зависимости от тяговооруженности при отрыве для двух вариантов отношения  $b_3/d_v$ . Видно, что при одинаковой тяговооруженности РЭСУ, например, 0,2 разница в градиентах составляет  $\approx 6,5\%$ .

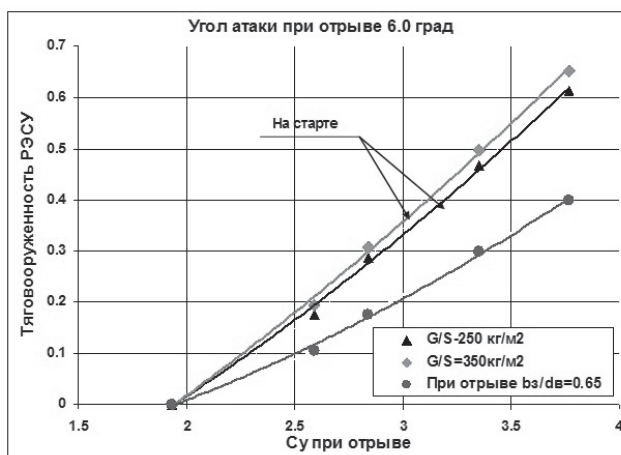


Рис. 3. Зависимость реализуемых  $C_y$  при отрыве от тяговооруженности и нагрузки на крыло при угле атаки  $6^\circ$  и отклонении закрылков на  $25^\circ$

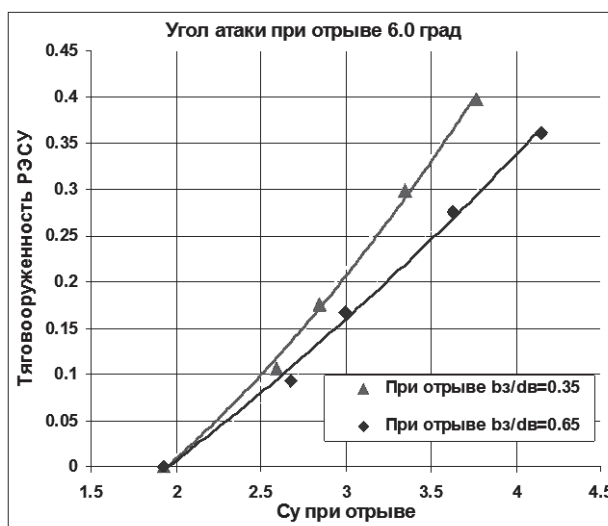


Рис. 4. Влияние диаметра винта и хорды закрылков на аэродинамические характеристики и требуемую тяговооруженность самолета при отрыве

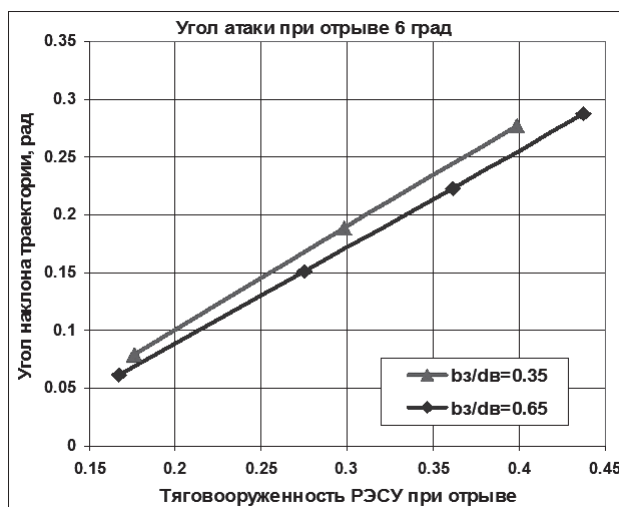


Рис. 5. Влияние диаметра винта и хорды закрылков на угол наклона траектории и требуемую тяговооруженность самолета при отрыве

### Взлетные характеристики вариантов самолета с РЭСУ

Для анализа взлетно-посадочных характеристик использовались традиционные методы и алгоритмы расчета летно-технических характеристик [18–21]. Самолет рассматривался в виде материальной точки, и его движение описывалось традиционной системой уравнений движения в продольной плоскости без крена и скольжения. Реальное пилотирование моделировалось заданием закона изменения угла атаки по времени, обеспечивающего достижение безопасной скорости взлета  $V_2$  на высоте 10,7 м с учетом возможного отказа одного маршевого двигателя. Потребная длина ВПП определялась на основании расчетов завершеного и прерванного взлета. При расчете аэродинамических коэффициентов дополнительно учитывалась их зависимость от тяги двигателей и скорости полета.

При анализе взлетно-посадочных характеристик дозвуковых пассажирских самолетов удобно представлять их в зависимости от безразмерных параметров: тяговооруженности  $P/G$  и нагрузки на крыло  $G/S$ . Такой подход позволяет использовать полученные результаты в широком диапазоне изменения взлетного веса и площади крыла. В таблице приведены результаты расчета взлетных характеристик при типичной для рассматриваемых самолетов нагрузке на крыло  $250 \text{ кг/м}^2$  в зависимости от суммарной тяговооруженности самолета. Рассмотрен вариант, при котором доля тяговооруженности, создаваемой двигателями РСУ, составляет 25% от суммарной тяговооруженности. Расчеты выполнены с использованием ограничений, предусмотренных нормами летной годности АП-25 (FAR-25).

Потребная для взлета длина ВПП определяется на основании сравнения длин прерванного и завершеного взлета. Можно отметить, что при пониженных значениях суммарной тяговооруженности  $\approx 0,30–0,35$  определяющим для выбора потребной длины ВПП является режим завершеного взлета. И, наоборот, при суммарной тяговооруженности больше 0,5 определяющим становится режим прерванного взлета.

Пример влияния нагрузки на крыло на взлетные характеристики самолета при фиксированной суммарной тяговооруженности 0,5 показан на рис. 6. Видно, что, например, при доле взлетной тяговооруженности РЭСУ, равной 20%, увеличение нагрузки на крыло с  $250$  до  $350 \text{ кг/м}^2$  приводит к увеличению длины ВПП с  $\approx 600$  до  $\approx 800$  м, т.е. на  $\approx 33\%$ . Представленные зависимости позво-

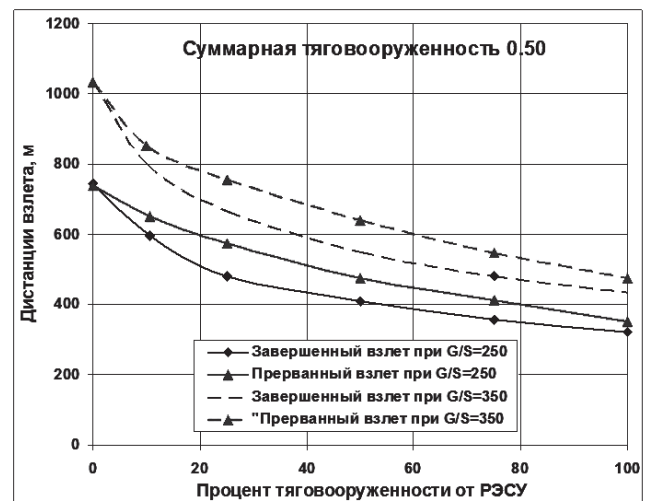


Рис. 6. Влияние нагрузки на крыло на взлетные характеристики самолета

ляют оценить эффективность применения обдувки от РЭСУ для уменьшения длины ВПП. При отсутствии обдувки (процент тяги РЭСУ равен 0) длина ВПП для взлета при  $G/S = 250 \text{ кг/м}^2$  составляет  $\approx 1000$  м и определяется из условия равенства прерванного и завершеного взлета. При тяге РЭСУ, равной 20%, длина ВПП уменьшается на  $\approx 25\%$  и составляет  $\approx 800$  м. Определяющим является режим прерванного взлета.

На рис. 7 показаны результаты расчетов взлета при различных соотношениях тяги маршевых двигателей и двигателей РЭСУ. Видно, что левая граница суммарной тяговооруженности по мере увеличения доли двигателей РЭСУ смещается в сторону меньших значений. Это связано с выполнением ограничения по градиенту набора высоты с отказавшим двигателем. Так как расчетным случаем является отказ маршевого двигателя, то, по мере увеличения доли двигателей РЭСУ в суммарной тяговооруженности, увеличивается оставшаяся после отказа одного маршевого двигателя тяговооруженность и возрастает реализуемый градиент набора высоты. Можно отметить, что при суммарной тяговооруженности более  $\approx 0,34–0,40$  определяющим при выборе потребной длины ВПП во всех случаях является режим прекращенного (прерванного) взлета.

Увеличение доли тяги двигателей РЭСУ в суммарной тяговооруженности приводит к сокращению длины ВПП. Так, при типичной для самолетов КВП суммарной тяговооруженности 0,50, потребная для взлета длина ВПП уменьшается с  $\approx 650$  м, при нулевой доле тяги двигателей РЭСУ, до  $\approx 350$  м при взлете, когда 100% тяги создается с двигателями РЭСУ.

Взлетные характеристики самолета в зависимости от тяговооруженности при  $\delta_3 = 25^\circ$

Суммарная тяговооруженность	0.3	0.325	0.35	0.4	0.45	0.5	0.55	0.6	0.65	0.7
Тяговооруженность от РСУ	0.075	0.081	0.087	0.1	0.112	0.125	0.138	0.15	0.162	0.175
Нагрузка на крыло, кг/м <sup>2</sup>	250	250	250	250	250	250	250	250	250	250
<b>НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ</b>										
Величина $C_{y, \max}$	3.061	3.112	3.165	3.284	3.42	3.481	3.533	3.596	3.662	3.718
Скорость сваливания, км/ч	130	129	128	126	123	122	121	120	119	118
Безопасная скорость $V_2$ , км/ч	147	146	145	142	139	138	137	136	134	133
Качество при $V_2$	9.99	9.93	9.88	9.67	9.6	9.95	10.44	10.81	10.6	10.4
Скорость отрыва, км/ч	154	153	151	148	148	149	150	150	151	151
Угол атаки при отрыве, град	5.725	5.775	5.85	6.025	5.75	5.3	4.775	4.325	3.925	3.55
Величина $C_y$ при отрыве	2.19	2.23	2.27	2.36	2.37	2.36	2.32	2.3	2.28	2.27
Длина разбега, м	554	487	433	349	301	269	244	223	206	190
Длина воздушного участка, м	152	148	145	140	137	132	132	129	129	130
Длина взлетной дистанции, м	707	635	578	489	438	401	376	353	334	320
Длина ВПП при нормальном взлете, м	863	780	714	612	553	511	482	455	434	418
<b>ВЗЛЕТ С ОТКАЗОМ</b>										
Скорость подрыва стойки, км/ч	145	142	139	132	129	129	129	130	130	131
Скорость отказа двигателя, км/ч	140	136	132	123	118	117	116	115	114	113
Скорость принятия решения, км/ч	144	141	138	131	128	129	129	130	130	131
Скорость отрыва, км/ч	148	146	145	141	140	141	142	143	144	145
Скорость на высоте 10.7м	147	146	144	142	142	144	146	148	151	153
Угол атаки при отрыве, град	6.717	6.858	7	7.367	7.067	6.558	5.975	5.433	4.942	4.525
Величина $C_y$ при отрыве	2.36	2.42	2.48	2.61	2.64	2.61	2.56	2.53	2.5	2.47
Длина разбега, м	628	554	494	405	355	317	292	269	250	234
Длина воздушного участка, м	685	436	332	239	192	165	150	141	136	132
Средний коэффициент трения										
- при разбеге	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03
- при пробеге	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35
Угол наклона траектории, рад	0.0206	0.0312	0.0419	0.0636	0.0855	0.1104	0.1364	0.1614	0.1828	0.2043
Длина завершеного взлета, м	1312	989	825	643	546	481	441	410	385	366
Длина прекращенного взлета, м	893	816	751	644	589	575	568	563	561	561
Длина ВПП для взлета, м	1362	1039	875	693	638	625	618	612	610	611

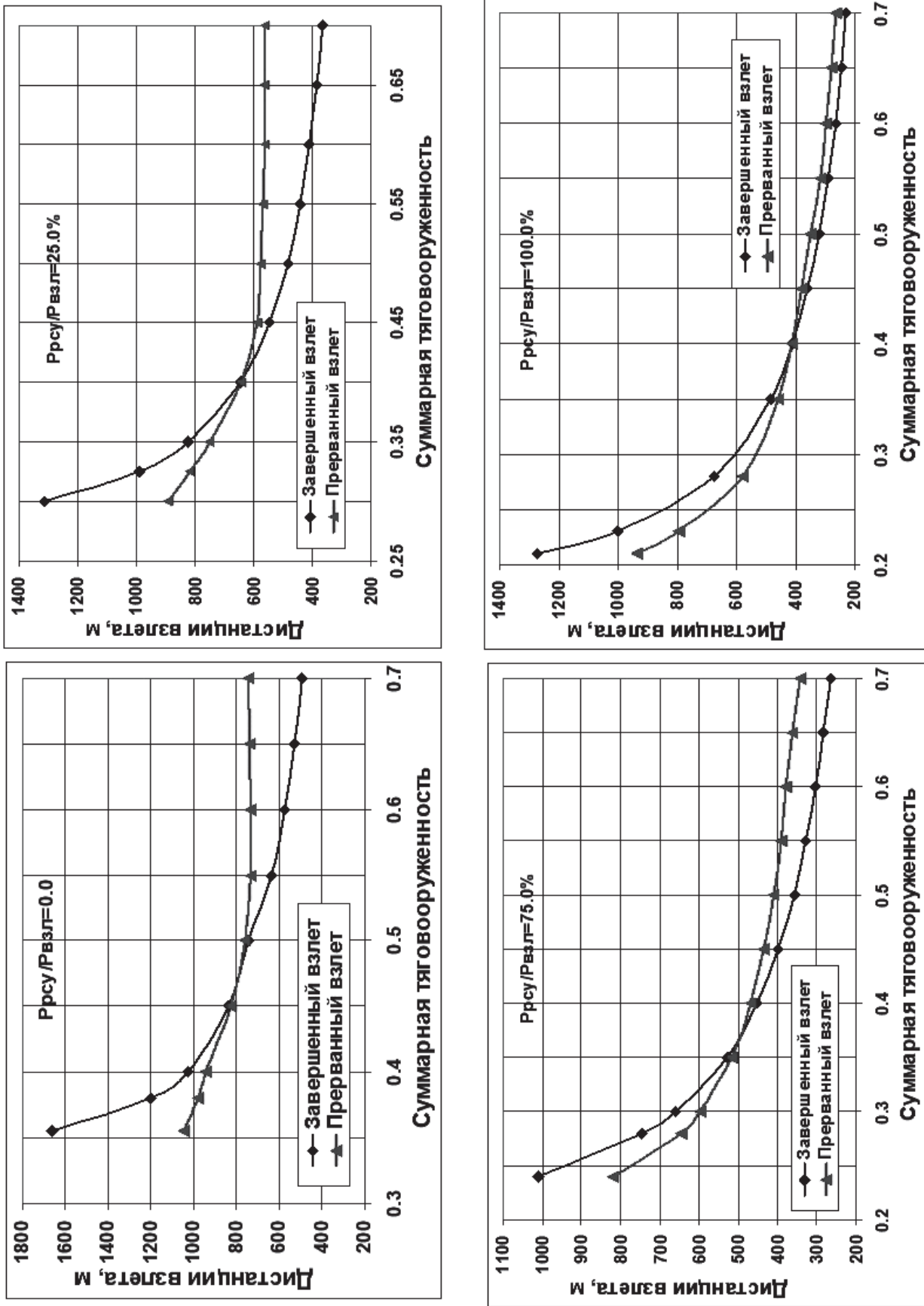


Рис. 7. Взлетные характеристики самолета при различных соотношениях тяги двигателей РСУ и тяги маршевых двигателей ( $G/S = 250 \text{ кг/м}^2$ ;  $\delta_3 = 25^\circ$ ;  $b_3/d_b = 0,65$ )

Учитывая, что при коротких длинах ВПП определяющим является режим прерванного взлета, представляет интерес оценить влияние эффективности тормозной системы на характеристики взлета. На рис. 8 показан пример влияния коэффициента трения при пробеге на длину дистанции прерванного взлета. Видно, например, что при суммарной тяговооруженности самолета 0,5 увеличение коэффициента трения с 0,25 до 0,45 приводит к уменьшению дистанции прерванного взлета на  $\approx 25\%$ .

Еще одна характеристика, существенно влияющая на взлетные характеристики самолета, — величина минимальной скорости разбега  $V_{MCG}$ . В соответствии с авиационными правилами АП-25 (FAR-25) расчетная скорость отказа двигателя  $V_{EF}$  не должна быть меньше  $V_{MCG}$ . В ряде случаев это условие не позволяет полностью реализовать возможности аэродинамики по увеличению подъемной силы самолета, так как приводит к затягиванию скорости подъема передней стойки  $V_R$  и к увеличению скорости отрыва и скорости начала торможения при прерванном взлете. В ранее представленных расчетах принималось, что отношение  $V_{MCG}/V_2$  равно 0,85. На рис. 9 показано влияние  $V_{MCG}$  на характеристики взлета. Видно, что при пониженных значениях  $V_{MCG}$  (отношение  $V_{MCG}/V_2$  меньше 0,73) длина ВПП определяется из условия равенства прерванного и завершеного взлета. Возможности аэродинамики при этом реализуются в полной мере. При дальнейшем увеличении  $V_{MCG}$  определяющим становится прерванный взлет из-за увеличения скорости начала торможения.

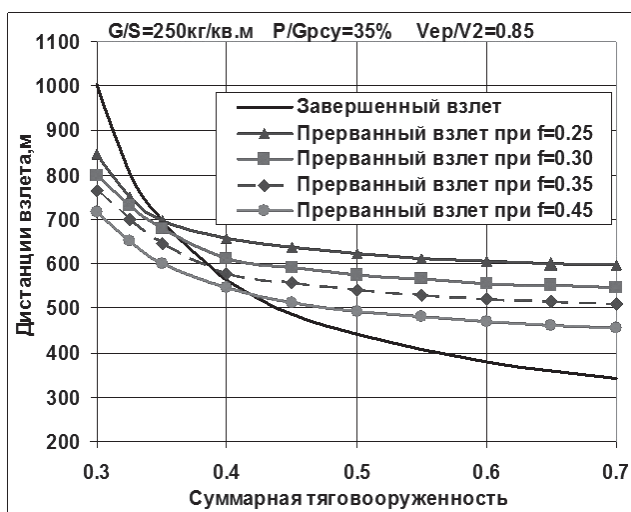


Рис. 8. Влияние коэффициента трения при торможении колес на выбор потребной для взлета длины ВПП

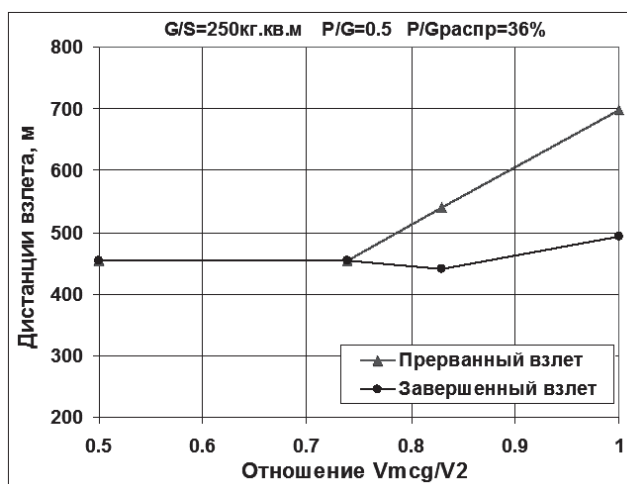


Рис. 9. Влияние эволютивной скорости разбега на характеристики взлета

### Посадочные характеристики вариантов самолета с РЭСУ

Длина посадочной дистанции самолета при прочих равных условиях зависит от величины реализуемого коэффициента подъемной силы при заходе на посадку  $C_{yзп}$ . Применение обдува струями от РЭСУ позволяет намного увеличить  $C_{yзп}$ . Важно отметить, что при обдуве для фиксированного угла атаки существует однозначная зависимость между углом наклона траектории, потребным значением  $C_{pзп}$  и реализуемым значением  $C_{yзп}$ . В отличие от обычных самолетов, у которых можно произвольно изменять угол наклона траектории за счет изменения тяги двигателей, не меняя при этом величину  $C_{yзп}$ , у самолетов, использующих обдув, все три величины взаимосвязаны. Изменить угол наклона траектории можно только за счет введения дополнительного сопротивления или тяги, не участвующей в обдувке. На рис. 10 показан пример согласования исходных данных при заходе на посадку по стандартной глиссаде при угле атаки  $4^\circ$  с отклонением закрылков на  $60^\circ$ . Реализуемое при этом значение  $C_{yзп}$  составляет  $\approx 3,4$ , что примерно в 1,7 раза больше, чем у самолета без обдува. Потребная тяговооруженность при заходе на посадку двигателей РСУ для реализации указанного  $C_{yзп}$  составляет  $\approx 0,06$ .

На рис. 11 показано сравнение посадочных характеристик для самолета с РЭСУ и для самолета с обычной механизацией в зависимости от нагрузки на крыло.

Для самолета с обдувом принято, что заход на посадку происходит при угле атаки  $4^\circ$  при  $C_{yзп} = 3.4$ . Для самолета без обдува, с учетом 30%-ного



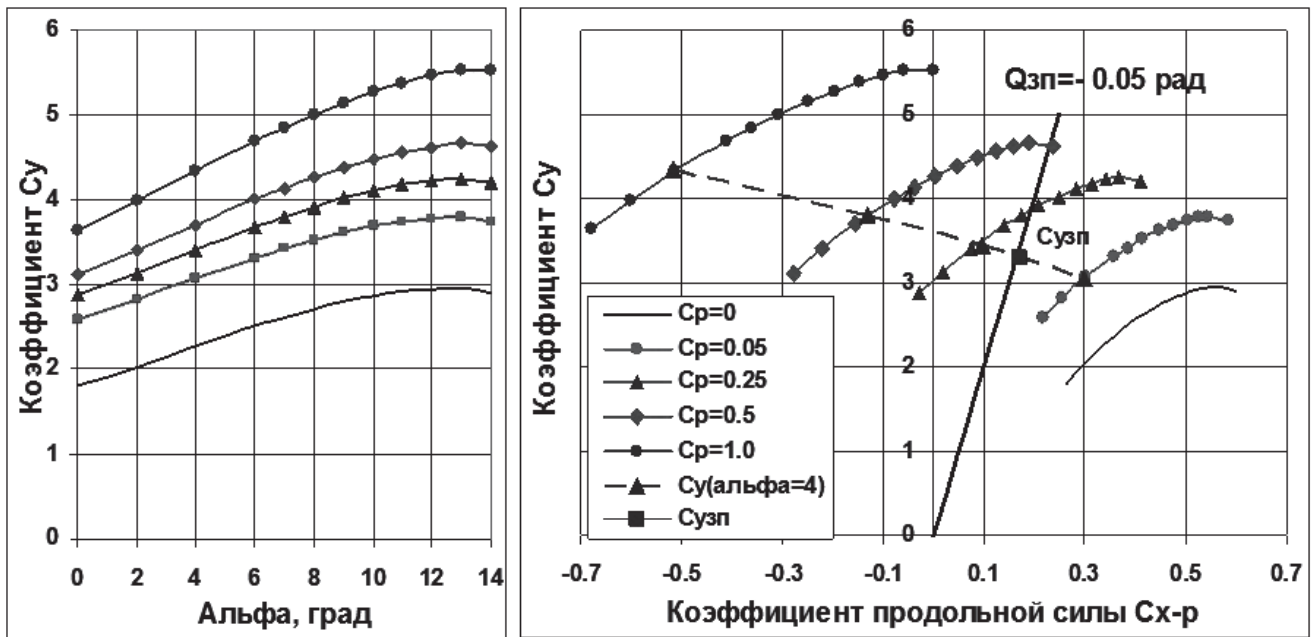


Рис. 10. Пример согласования характеристик при заходе на посадку по стандартной глиссаде при  $\delta_3 = 60^\circ$

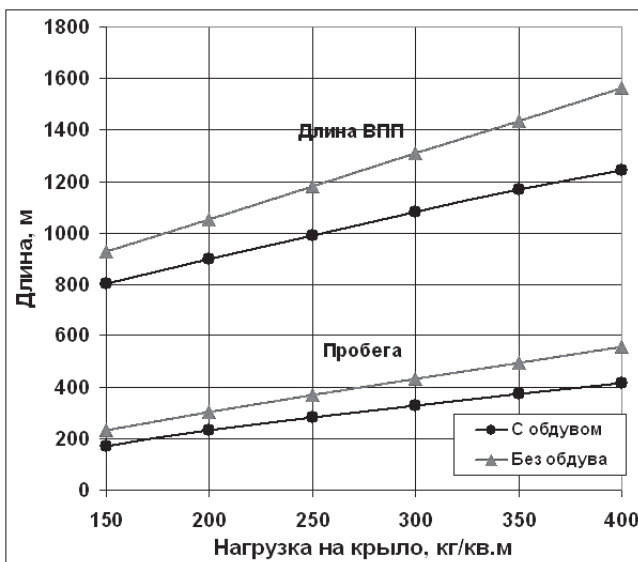


Рис. 11. Влияние обдува на посадочные характеристики самолета

запаса по скорости,  $C_{y_{зп}} = 1,91$ . Видно, что при типичной нагрузке на крыло  $250 \text{ кг/м}^2$  потребная длина ВПП уменьшается на  $\approx 20\%$ . С увеличением нагрузки на крыло выигрыш в длине ВПП увеличивается.

### Выводы

Выполнен анализ возможности уменьшения потребной для взлета и посадки длины ВПП за счет использования обдувки механизированного крыла струями от винтов дополнительной распределенной электрической силовой установки. По-

казано влияние параметров самолета (тяговооруженность, нагрузка на крыло), геометрических параметров механизации крыла и РЭСУ на эффективность сокращения потребной ВПП при взлете и посадке по сравнению с самолетом без обдува.

### Библиографический список

1. Егшин С.Ф. Оценка влияния многовинтовой системы обдувки крыла на характеристики транспортной работы самолета короткого взлета и посадки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 64-76.
2. 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.
3. Stoll A.M., Bevirt J.B., Moore M.D., Fredericks W.J., Borer N.K. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion // 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16-20 June 2014; Atlanta, GA). AIAA Paper 2014-2851. DOI: 10.2514/6.2014-2851
4. Stoll A.M., Mikic G.V. Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion // 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (13-17 June 2016, Washington, D.C.). AIAA Paper 2016-3765. DOI: 10.2514/6.2016-3765
5. Moore K.R., Ning A. Distributed Electric Propulsion Effects on Existing Aircraft Through Multidisciplinary Optimization // IAA Structures, Structural Dynamics,

- and Materials Conference (8-12 January 2018, Kissimmee, Florida, USA). AIAA Paper 2018-1652. DOI: 10.2514/6.2018-1652
6. *Stoll A.M.* Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing // Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (22-26 June 2015, Dallas, Texas). AIAA Paper 2015-3188. DOI: 10.2514/6.2015-3188
  7. *Дунаевский А.И., Федисов В.В.* Крыло летательного аппарата с убирающимся воздушным винтом. Патент RU 2637277 С1. Бюлл. №34, 01.12.2017.
  8. *Дунаевский А.И., Васильев Р.П., Михалев С.М., Теперин Л.Л., Редькин А.В.* Самолет короткого взлета и посадки. Патент RU 171939 С1. Бюлл. №18, 21.06.2017.
  9. *Дмитриев В.Г., Чернавских Ю.Н.* Влияние условий базирования на выбор основных параметров транспортных самолетов укороченного взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы // Техника воздушного флота. 1984. № 1(533). С. 1-6.
  10. *Чернавских Ю.Н.* Исследование взлетно-посадочных характеристик транспортных самолетов укороченного взлета и посадки, использующих энергетические системы увеличения подъемной силы // Техника воздушного флота. 1984. №6. С. 6-12.
  11. *Арнольдов В.Н., Золотко Е.М., Страшинский А.Б.* Аэродинамические особенности энергетических систем увеличения подъемной силы и анализ механики короткого взлета и посадки // Труды ЦАГИ. Вып. 1858. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1977. С. 3-29.
  12. *Петров А.В.* Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 736 с.
  13. *Петров А.В.* Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. — М.: Физматлит, 2011. — 402 с.
  14. *Колпакиев И.Н.* Проблемы короткого взлета самолета. — М.: Машиностроение, 1978. — 159 с.
  15. *Золотко Е.М., Огородникова З.С.* Энергетические системы увеличения подъемной силы самолетов УВП (По материалам иностр. печати). — М.: Изд-во ЦАГИ, 1975. — 146 с.
  16. *Золотко Е.М.* Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов // Труды ЦАГИ. Вып. 1452. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1973. С. 12-25.
  17. *Наумов С.Я., Пустовойтов В.П., Руденя В.И.* Методика расчета влияния воздушных винтов на аэродинамические характеристики самолетов // Труды ЦАГИ. Вып. 1312. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1971. — 39 с.
  18. *Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А.* Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1972. — 516 с.
  19. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. — М.-Пекин: Издательский отдел ЦАГИ, Авиаиздательство КНР, 1995. — 765 с.
  20. *Остославский И.В.* Аэродинамика самолета: Учебник. — М.: Оборонгиз, 1957. — 560 с.
  21. *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории // Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2009. — 274 с.*

## TAKEOFF-LANDING CHARACTERISTICS OF REGIONAL AIRCRAFT WITH AUXILIARY RETRACTABLE DISTRIBUTED ELECTRIC POWER INSTALLATION

**Dunaevskii A.I.\* , Perchenkov E.S.\*\* , Chernavskikh Yu.N.\*\*\***

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,  
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

\* e-mail: [dunaev\\_sky@mail.ru](mailto:dunaev_sky@mail.ru)

\*\* e-mail: [e\\_perchenkov@rambler.ru](mailto:e_perchenkov@rambler.ru)

\*\*\* e-mail: [urij\\_ch@mail.ru](mailto:urij_ch@mail.ru)

### Abstract

The article regards the possibility of regional aircraft takeoff-landing characteristics improvement by employing blow-off from propellers of the auxiliary retractable multi-propeller distributed electro-power installation (DEPI). Its motors operate only during takeoff-landing modes being retracted into the wing while cruising flight. The DEPI motors small-size,

commensurable with the flaps chord size, allow deflect the jets from propellers at substantial angles, ensuring herewith significant lift force increase. A large number of the DEPI motors reduces negative impact of any of these engines failure, which leads to the flight safety enhancement. Aerodynamic layout of an aircraft with DEPI as applied to the L410 class aircraft was formed, and calculations of takeoff-landing characteristics with

account for the blowing effect were performed. The article demonstrates aerodynamic characteristics dependence on thrust-to-weight ratio, the wing geometric size and propeller diameter. It considers various options of cruise engines total thrust and DEPI motors relationship. It was shown that increasing in the DEPI thrust-to-weight ratio share leads to reduction of the runway length required for the takeoff. Thus, with typical total thrust-to-weight ratio being equal to 0.50, the increase in DEPS thrust from 0 to 25% results in runway length reduction from 780 m to 580 m, i.e. approximately by 25%.

An approach to compliance of  $C_{p_{\text{landing approach}}}$  and  $Cl_{\text{landing approach}}$  values, being realized with account for blowing, with flight-path angle at landing approach was suggested. The article demonstrates the presence of unique dependence between the flight-path angle, required  $C_{p_{\text{landing approach}}}$  value and realized  $Cl_{\text{landing approach}}$  value. The possibility of realizing higher (approximately twofold)  $Cl_{\text{landing approach}}$  values due to the blow-off is shown. With typical wing load of 250 kg/m<sup>2</sup>, the blow-off implementation allows required runway length reduction approximately by 20%.

**Keywords:** takeoff modes, landing modes, flaps' blow-off by jets from propellers, thrust-to-weight ratio, wing load, runway length.

## References

1. Egoshin S. F. Impact evaluation of multi-propeller wing blow-over system on the stol aircraft characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 64-76.
2. Dunaevskii A.I., Chernavskikh Yu.N. *Materialy XXVIII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike*. TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2017, p. 120.
3. Stoll A.M., Bevirt J.B., Moore M.D., Fredericks W.J., Borer N.K. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion. *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16-20 June 2014, Atlanta, GA)*. AIAA Paper 2014-2851. DOI: 10.2514/6.2014-2851
4. Stoll A.M., Mikic G.V. Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion. *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (13-17 June 2016, Washington, D.C.)*. AIAA Paper 2016-3765. DOI: 10.2514/6.2016-3765
5. Moore K.R., Ning A. Distributed Electric Propulsion Effects on Existing Aircraft Through Multidisciplinary Optimization. *IAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (8-12 January 2018, Kissimmee, Florida, USA)*. AIAA Paper 2018-1652. DOI: 10.2514/6.2018-1652
6. Stoll A.M. Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing. *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (22-26 June 2015, Dallas, Texas)*. AIAA Paper 2015-3188. DOI: 10.2514/6.2015-3188
7. Dunaevskii A.I., Fedisov V.V. *Patent RU 2637277 C1*, 01.12.2017.
8. Dunaevskii A.I., Vasil'ev R.P., Mikhalev S.M., Teperin L.L., Red'kin A.V. *Patent RU 171939 C1*, 21.06.2017.
9. Dmitriev V.G., Chernavskikh Yu.N. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1984, no. 1(533), pp. 1-6.
10. Chernavskikh Yu.N. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1984, no. 6, pp. 6-12.
11. Arnol'dov V.N., Zolot'ko E.M., Strashinskii A.B. *Trudy TsAGI*. Issue 1858. Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1977, pp. 3-29.
12. Petrov A.V. *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya pod'emnoi sily* (Aerodynamics of short takeoff and landing transport aircraft with energy systems for lift force increasing), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 736 p.
13. Petrov A.V. *Energeticheskie metody uvelicheniya pod'emnoi sily kryla* (Energy methods for the wing lift force increasing), Moscow, Fizmatlit, 2011, 402 p.
14. Kolpakchiev I.N. *Problemy korotkogo vzleta samoleta* (Problems of short take-off of the aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 159 p.
15. Zolot'ko E.M., Ogorodnikova Z.S. *Energeticheskie sistemy uvelicheniya pod'emnoi sily samoletov UVP <po materialam inostr. Pechati>* (Energy systems for UWP aircraft lift force increasing <based on foreign press materials>), Moscow, TsAGI, 1975, 146 p.
16. Zolot'ko E.M. *Trudy TsAGI*. Issue 1452, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1973, pp. 12-25.
17. Naumov S.Ya., Pustovoitov V.P., Rudenya V.I. *Trudy TsAGI*. Issue 1312, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1971, 39 p.
18. Badyagin A.A., Eger S.M., Mishin V.F., Sklyanskii F.I., Fomin N.A. *Proektirovanie samoletov* (Design of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 516 p.
19. Byushgens G.S. *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of mainline aircraft), Moscow - Pekin, Izdatel'skii otdel TsAGI - Aviaizdatel'stvo KNR, 1995, 765 p.
20. Ostoslavskii I.V. *Aerodinamika samoleta* (Aircraft aerodynamics), Moscow, Oborongiz, 1957, 560 p.
21. *Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Aviation rules. Part 25. Norms of airworthiness of transport category aircraft). Mezghosudarstvennyi aviatsionnyi komitet. Moscow, Aviaizdat, 2009, 274 p.