

Ткаченко П. Г., Котляров В. П.
P. G. Tkachenko, V. P. Kotlyarov

АНАЛИЗ СРАВНИТЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКРАНОПЛАНА И САМОЛЁТА КАК ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

ANALYSIS OF THE COMPARATIVE CHARACTERISTICS OF AN EKTRANOPLAN AND AN AIRPLANE AS A MEANS OF TRANSPORTATION

Ткаченко Павел Григорьевич – кандидат технических наук, ведущий конструктор АО «Компания «Сухой» (Россия, Москва).

Pavel G. Tkachenko – PhD in Engineering, Lead Designer of JSC Sukhoi Company (Russia, Moscow).

Котляров Валерий Петрович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование, управление и разработка информационных систем» Комсомольского-на-Амуре государственного университета (Россия, Комсомольск-на-Амуре).

Valery P. Kotlyarov – PhD in Engineering, Associate Professor, Design, Management and Development of Information Systems Department, Komsomolsk-na-Amure State University (Russia, Komsomolsk-on-Amur).

Аннотация. В статье проведено исследование возможных массогабаритных параметров экраноплана, экономически выгодных в сравнении с самолётом при использовании в качестве транспортного средства. Для проведения анализа обработаны статистические данные по продувочным моделям экраноплана и получена зависимость максимального аэродинамического качества экраноплана в зависимости от относительной высоты полёта. В качестве критерия сравнения экраноплана с самолётом в статье применяется удельный километровый расход топлива по отношению к взлётной массе. В статье приведены результаты расчёта массогабаритных характеристик экраноплана и выгодных экономических зон эксплуатации экраноплана в сравнении с самолётом.

Summary. The article examines the possible mass-dimensional parameters of an ekranoplan, which are economically advantageous when compared to an airplane as a mode of transportation. To conduct the analysis, the statistical data on the test models of the ekranoplan were processed, and the dependence of the maximum aerodynamic efficiency of the ekranoplan on the relative height was obtained. As a criterion for comparison between an ekranoplan and an airplane, the specific fuel consumption per kilometer in relation to the take-off weight is used. The article also presents the results of calculations for the mass-dimensional characteristics of the ekranoplan and the economically advantageous operating zones for the ekranoplan compared to aircraft.

Ключевые слова: экраноплан, самолёт, аэродинамическое качество, относительная высота полёта, удельный километровый расход топлива.

Key words: ekranoplan, airplane, aerodynamic efficiency, relative altitude, specific fuel consumption per kilometer.

УДК 629.7.01

Введение. Возникающий интерес к экранопланам как к своеобразным транспортным средствам объясняется их высоким аэродинамическим качеством на малых высотах полёта. Благодаря околоскранному эффекту ожидаются впечатляющие показатели транспортной эффективности. Цель статьи – определить такие массогабаритные параметры экраноплана, при которых его эффективность будет выше, чем у самолёта аналогичной массы.

Анализ аэродинамических характеристик экраноплана. Эффективность экраноплана как транспортного средства следует оценивать по авиационным стандартам, ведь он, как и самолёт, подчиняется законам аэродинамики. Главное достоинство экраноплана – значительное увеличение аэродинамического качества при сопоставимых скоростях. Проведём анализ экспериментальных данных о максимальном аэродинамическом качестве крыла с концевыми шайбами, полу-

ченных в аэродинамических трубах. Зависимость максимального качества от относительной высоты полёта для различных удлинений крыла представлена на рис. 1. Относительная высота полёта определяется следующим образом:

$$\bar{h} = \frac{h}{b},$$

где h – зазор между задней кромкой крыла; b – хорда крыла.

Данные из разных источников показывают значительные расхождения, что обусловлено отличиями в условиях испытаний, точности измерений и качества изготовленных моделей. Поэтому для крыла с удлинением $\lambda = 1$ принято осреднённое значение максимального аэродинамического качества. Рассмотрим, как максимальное аэродинамическое качество экраноплана определяется экспериментальными данными для крыла с шайбами.

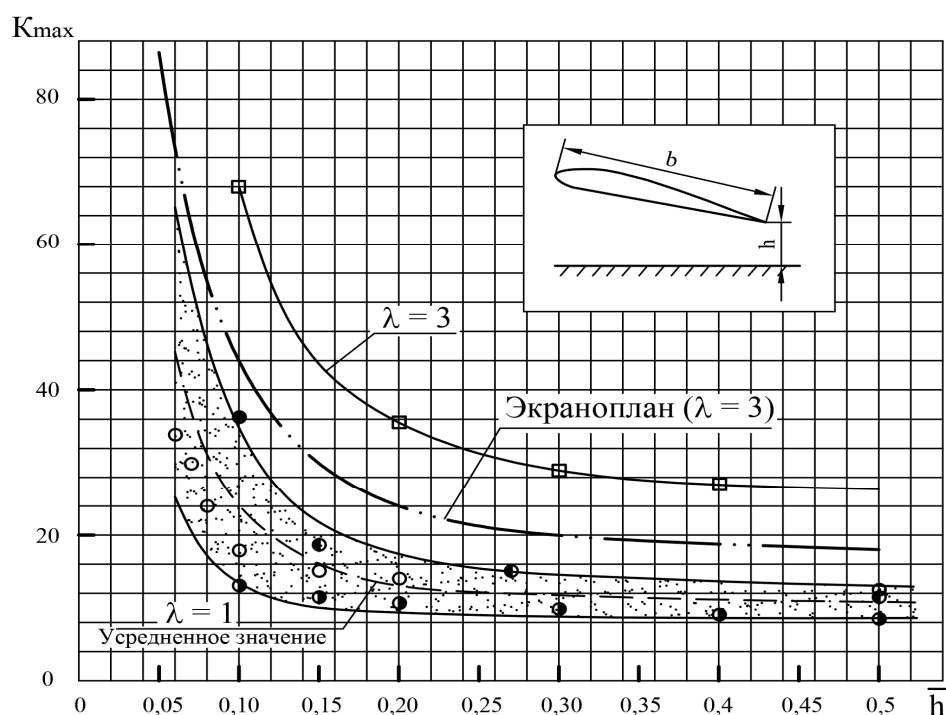


Рис. 1. Зависимость максимального аэродинамического качества крыла с шайбами и экраноплана от относительной высоты полёта (для $\lambda = 1$ дано поле значений из разных источников):

□, ● – источник [1]; ○ – источник [2]; ○ – источник [3]; ● – источник [4]

Для большинства реальных экранопланов и проектов удлинение крыла находится в диапазоне $\lambda = 2,5 \dots 3,5$ (например, Орлёнок – 3,26, Липпиш Х-113 – 2,67, Иволга-2 – 3,12). В качестве расчётного удлинения принимаем удлинение крыла $\lambda = 3$.

Оценим, какое максимальное аэродинамическое качество можно достичь для всего экраноплана, используя экспериментальные данные для крыла с шайбами, представленные на рис. 1. Принято считать, что вредное аэродинамическое сопротивление крыла с шайбами составляет примерно 50...60 % от общего сопротивления экраноплана [5], если не учитывать дополнительное сопротивление, вызванное эксплуатацией в морских условиях.

Эксплуатация на водной акватории включает в себя особенности конструкции днища основных поплавков, такие как реданы и продольная и поперечная килеватость, а также дополнительные элементы, обеспечивающие причаливание и выход на берег. Эти конструктивные элементы могут увеличить вредное сопротивление ещё на 10...15 % относительно сопротивления крыла.

Таким образом, сопротивление экраноплана может возрасти до 2,1 раза по сравнению с чистым крылом с шайбами. Это объясняется следующим образом: 50 % составляет сопротивление крыла с шайбами, 50 % – сопротивление остальных частей (фюзеляж, поплавки, оперение и т. д.), и ещё 5 % добавляет эксплуатация в морских условиях.

Известно, что при квадратичной поляре максимальное аэродинамическое качество крыла с шайбами можно определить по формуле [5]

$$K_{\max \text{кр}} = 0,5 * \sqrt{\frac{\pi * \lambda}{c_{x0\text{кр}}}}, \quad (1)$$

где λ – геометрическое удлинение крыла; $c_{x0\text{кр}}$ – коэффициент вредного сопротивления крыла с шайбами.

Для экраноплана коэффициент вредного сопротивления увеличивается в 2,1 раза:

$$c_{x0\text{эк}} = 2,1 c_{x0\text{кр}}.$$

Подставим это выражение в формулу (1) и получим

$$K_{\max \text{эк}} = 0,5 * \sqrt{\frac{\pi * \lambda}{2,1 * c_{x0\text{кр}}}} = 0,69 * K_{\max \text{кр}}.$$

Таким образом определяется максимальное аэродинамическое качество экраноплана с удлинением крыла $\lambda = 3$ при различных относительных расстояниях от экрана (см. рис. 1).

Сравнительная оценка транспортной эффективности экраноплана и самолёта. Оценим эффективность экраноплана, игнорируя влияние экрана. Отметим важные различия экраноплана и самолёта:

1. Самолёты летают на высоте $H = 11$ км, а экранопланы – на высоте $H = 0$.
2. У экрана возникает дополнительное сопротивление, трудно поддающееся оценке.

Анализ показывает, что экраноплан должен иметь на 38...40 % большее максимальное аэродинамическое качество по сравнению с самолётом на высоте $H = 11$ км, чтобы сравняться с ним по транспортной (топливной) эффективности.

Как видим, главным фактором, определяющим транспортную эффективность летательного аппарата по показателю «удельный километровый расход топлива» является не максимальное аэродинамическое качество $K_{\max}$, а произведение – максимальное качество на скорость ($K_{\max} * V$).

Определение транспортной эффективности экраноплана по критерию удельного километрового расхода. Оценим транспортную эффективность экраноплана при разных относительных высотах полёта. В расчётах задаёмся абсолютной высотой по задней кромке крыла и изменяем относительную высоту, варьируя среднюю аэродинамическую хорду. Максимальная относительная высота ограничена $h^- = 0,15$, т. к. на больших относительных высотах влияние экрана незначительно. Диапазон исследуемых высот: $h^- = 0,05...0,15$.

Изменение взлётной массы экраноплана, при которой можно реализовать эффективные относительные высоты полёта, обеспечивающие достаточно высокое аэродинамическое качество, показано на рис. 2. На высоте 3...6 м требуемая взлётная масса может достигать 10 000 т, что пока нереализуемо на текущем уровне развития технологий. Однако на малой высоте полёта (около 2 м) требуемая взлётная масса экраноплана имеет приемлемые величины.

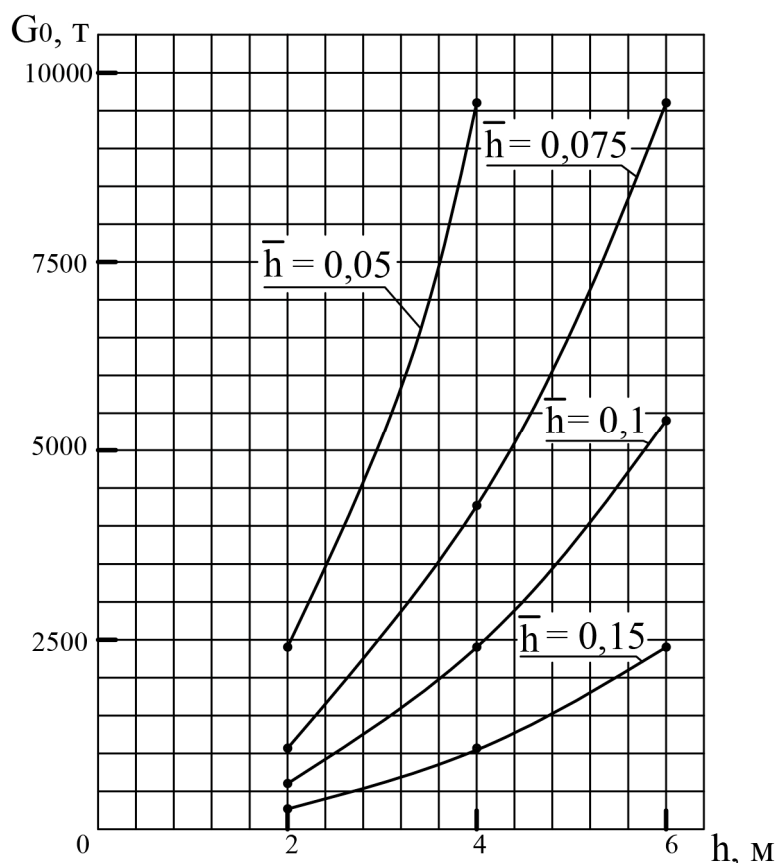


Рис. 2. Взлётная масса экраноплана в зависимости от абсолютной и относительной высоты полёта

Оценка ограничения высоты полёта экраноплана при движении над водной поверхностью. При движении экраноплана над водой возможны тангажные колебания, что может привести к касанию воды на скоростях 500...600 км/ч. Для предотвращения этого необходимо ограничить высоту полёта до безопасной.

Предварительная оценка показывает (см. рис. 3), что при 4-5-балльном волнении изменение угла по тангажу может составить около $\Delta\alpha = 2...4^\circ$. Примерная длина концевых поплавков $L_{\text{кон}}$ экраноплана составляет 2...4 средней аэродинамической хорды крыла. Тогда запас безопасной высоты определим по формуле

$$h_{\text{без}} = \frac{L_{\text{кон}}}{2} * \sin(\Delta\alpha),$$

где $L_{\text{кон}}$ – длина между концевыми частями экраноплана; $\Delta\alpha$ – изменение угла по тангажу.

Минимальная абсолютная высота полёта

$$h_{\text{min}} = \frac{h_{\text{вол}}}{2} + h_{\text{без}}.$$

Высота волны принимается в соответствии с параметром Significance Wave Height (SWH) по 9-балльной шкале Всемирной Метеорологической организации.

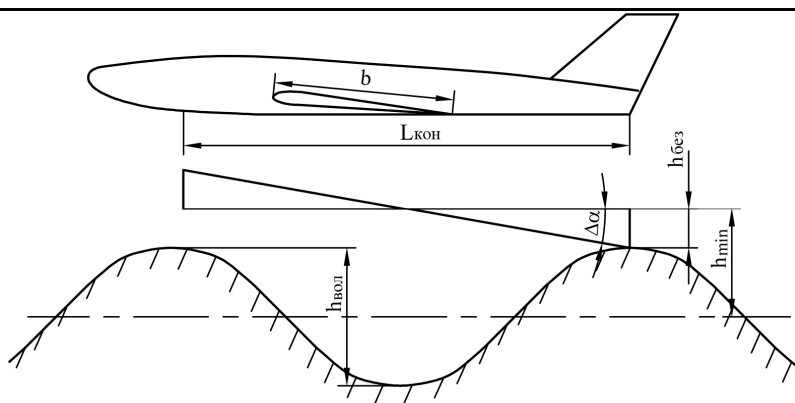


Рис. 3. Определение безопасной высоты полёта экраноплана:
 $h_{\text{вол}}$ – высота волны; $h_{\text{без}}$ – запас безопасной высоты полёта;
 h_{min} – абсолютная минимальная высота полёта

Определение зон эффективности экраноплана по сравнению с самолётом по критерию удельного километрового расхода. По результатам расчётов определены зоны выгодной транспортной эффективности, где экраноплан выигрывает по удельному километровому расходу топлива по сравнению с самолётом. Зоны выгодной транспортной эффективности показаны на рис. 4. В качестве ограничения примем три условия по удельному километровому расходу топлива экраноплана: равен самолётному (выигрыш 0 %), меньше самолётного на 30 % и на 50 %.

По приведённым ограничениям можно определить минимальную взлётную массу экраноплана, обеспечивающую заданный выигрыш по критерию транспортной эффективности при различных абсолютных высотах полёта.

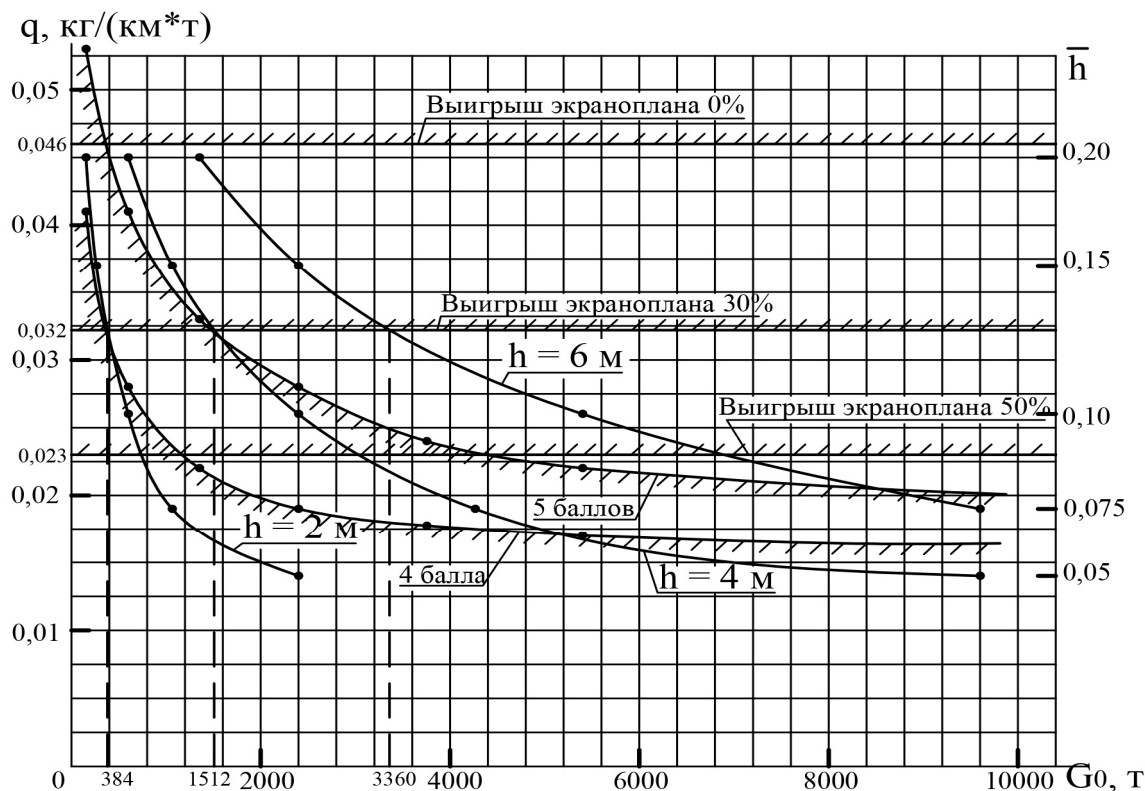


Рис. 4. Зоны выгодной транспортной эффективности экраноплана по сравнению с самолётом по критерию «удельный километровый расход топлива»

Ограничения снизу определяются минимально возможной высотой полёта экраноплана над водной поверхностью.

Изменения в необходимой минимальной взлётной массе экраноплана для достижения заданной транспортной эффективности по удельному километровому расходу топлива представлены в табл. 1.

Таблица 1

Минимальная взлётная масса экраноплана, обеспечивающая выгодную эксплуатацию по сравнению с самолётом

Абсолютная высота полёта экраноплана, м	Выигрыш экраноплана по сравнению с самолётом, %		
	0 %	30 %	50 %
	Минимальная взлётная масса экраноплана, т		
2	150	384	736
4	580	1512	3032
6	1250	3360	6896

На рис. 5 показаны ограничения по массогабаритным параметрам экраноплана при 4- и 5-балльном волнении моря.

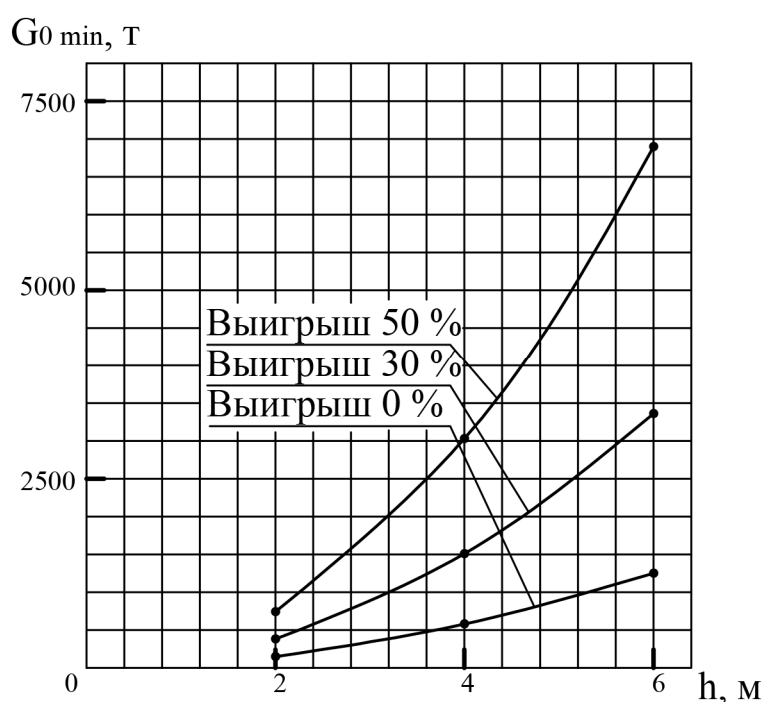


Рис. 5. Минимальная взлётная масса экраноплана при различном выигрыше по удельному километровому расходу топлива по сравнению с самолётом

Заключение. Анализ полученных результатов при исследовании сравнительной транспортной эффективности экраноплана и самолёта по критерию «удельный километровый расход топлива» по отношению к взлётной массе показал следующее:

1. **Аэродинамическое качество.** Экраноплан может превосходить самолёт по аэродинамическому качеству на определённых высотах полёта (относительные высоты $h^- = 0,05 \dots 0,15$). Минимальная относительная высота ограничена размерами экраноплана или возможностью контакта с экранирующей поверхностью, а максимальная – незначительным влиянием экрана на аэродинамическое качество.

2. Массогабаритные ограничения. Полёт на высоте более 4 м требует значительных размеров, недостижимых на текущем уровне технологий, для достижения 30 % выигрыша экраноплана в сравнении с самолётом по критерию топливной эффективности.

3. Экономическая привлекательность. Экономическая выгода экраноплана проявляется при 30%-м выигрыше в сравнении с самолётом по топливной эффективности, достигнутой при полёте на высоте 4 м. Это требует средней хорды крыла 31,7 м, размаха 95,1 м, площади крыла 3015 м² и взлётной массы 1512 т.

4. Увеличение массы при большем выигрыше. При 50%-м выигрыше на высоте 4 м взлётная масса возрастает до 3032 т, а хорда крыла – до 44,4 м.

5. Воздействие морской среды. Эксплуатация экраноплана в морских условиях требует противокоррозионной защиты, что увеличивает массу конструкции по сравнению с самолётом и снижает экономическую эффективность.

6. Критерий удельного расхода топлива. В исследовании использован критерий удельного километрового расхода топлива по отношению к взлётной массе. Однако более точным показателем является удельный расход относительно массы полезной нагрузки, что требует более глубокого анализа состава взлётной массы. Возможно, минимальная взлётная масса экраноплана вырастет на 15...20 % из-за эксплуатационных требований в условиях моря.

7. Гидродинамические аспекты. Фюзеляж экраноплана обычно ниже задней кромки крыла, что обеспечивает плавучесть без погружения крыла в воду. Это создаёт ограничения на минимальную высоту полёта, снижая аэродинамическое качество, увеличивая минимальную взлётную массу.

8. Колебания в полёте. Экраноплан испытывает колебания по тангажу и вертикали, что требует ограничения минимальной высоты полёта для предотвращения касания воды на крейсерской скорости, что также увеличивает минимальную массу.

Таким образом, экраноплан представляет собой интересный, но сложный объект для исследований, требующий дальнейшего изучения для оптимизации его эксплуатационных характеристик и экономической эффективности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гадецкий, В. М. Аэродинамические характеристики крыльев малого удлинения ($\lambda = 0,5...3$) при наличии неподвижного экрана / В. М. Гадецкий, М. Н. Некрасова, С. И. Руденко; Серия: Труды ЦАГИ. – М.: Бюро науч. информации ЦАГИ, 1966. – 34 с.
2. Мусатов, Р. А. Особенности влияния удлинения прямоугольных крыльев на аэродинамические характеристики вблизи экрана / Р. А. Мусатов // Сборник докладов IV научной конференции по гидроавиации. Гидроавиасалон 2002. – М., Изд-во ЦАГИ, 2002. – С. 273-280.
3. Атлас аэродинамических характеристик тонких крыльев вблизи экрана при установившемся движении / С. Д. Ермоленко и др. – М.: Машиностроение, 1972. – 62 с.
4. Белавин, Н. И. Экранопланы / Н. И. Белавин. – Л.: Судостроение, 1977. – 232 с.
5. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолётов / Э. Торенбик; пер. с англ. Е. П. Голубков. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
6. Проектирование самолётов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. Мхитарян, А. М. Аэродинамика / А. М. Мхитарян. – М.: Машиностроение, 1976. – 488 с.
8. Аэромеханика самолёта: динамика полёта: учеб. для авиационных вузов / А. Ф. Бочкарев, В. В. Андреевский, В. М. Белоконов и др.; под ред. А. Ф. Бочкарева и В. В. Андреевского. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
9. Практическая аэродинамика самолётов Ту-204-120 и Ту-204-120С: учеб. пособие / В. Г. Ципенко, В. П. Бехтир, М. Г. Ефимова, Ю. Н. Стариков. – М.: МГТУ ГА, 2005. – 86 с.
10. Стариков, Ю. Н. Практическая аэродинамика самолёта Ту-204: учеб. пособие / Ю. Н. Стариков, В. П. Иванченко. – Ульяновск: УВАУ ГА, 1995. – 94 с.