

Исследование влияния относительных параметров многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на его аэродинамические характеристики

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Исследовано влияние основных относительных параметров (удлинения λ , сужения η , относительной толщины \bar{c} ; взлетной массы $m_{0\text{взл}}$) многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на его аэродинамические характеристики. Определены характерные скорости горизонтального установившегося полета.

Ключевые слова: крейсерский режим полета, аэродинамические характеристики, характерные скорости, относительные параметры.

Мировые тенденции стремительного развития науки и техники диктуют более современные требования к промышленности. Это оказывает влияние на развитие малой авиации Украины и предполагает ее использование в разных сферах деятельности.

Самолет будет востребован при удовлетворении заданных летных и тактико-технических требований, что достигается выбором проектных параметров, наиболее соответствующих современным аэродинамическим характеристикам.

Аэродинамический расчет является одним из основных разделов процесса проектирования нового самолета, позволяющего получить оптимальные проектные параметры путем их оптимизации и выбрать критерий, с помощью которого можно определить эффективность и значимость вновь создаваемого самолета.

В авиационной технике существенное влияние на летно-технические и массовые характеристики летательного аппарата оказывают его проектные параметры. Их исследование приводит к определению оптимальной массы, что необходимо для оптимизации схемы самолета и расчета прочности, геометрических параметров и аэродинамических характеристик.

Поэтому исследование влияния проектных параметров многоцелевого гражданского легкого самолета на его аэродинамические характеристики на базе разработанного аванпроекта актуально для развития малой авиации Украины.

Целью данной работы является исследование влияния относительных параметров многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки на его аэродинамические характеристики на этапе предварительного проектирования.

Разработан аванпроект многоцелевого гражданского легкого самолета, базовый вариант которого предназначен для перевозки шести пассажиров (или массы полезной нагрузки $m_{nh} = 600$ кг) с крейсерской скоростью 350 км/ч на расстояние до 500 км [3].

Основные тактические требования (ТТ), предъявляемые к проектируемому самолету, представлены в табл. 1 [1, 3].

Таблица 1

Основные тактические требования самолета

M_{max}	$L_{гр max}$, км	$n_{нас}$, чел.	L_p , м	$H_{ном}$, м	$V_{кр}$, км/ч	$t_{наб}$, мин	$n_{ЭК}$, чел.	$H_{кр}$, м
0,35	500	6	300	5 000	350	5	1	3 500

Проектируемый многоцелевой гражданский легкий самолет представляет собой свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом, однокилевым вертикальным оперением, горизонтальным оперением, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, и неубирающимся трехопорным шасси с носовой стойкой. Силовая установка проектируемого самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей, установленных под крылом, их агрегатов и систем, воздухозаборников, расположенных в передней нижней части двигателей. Общий вид многоцелевого гражданского легкого самолета показан на рис. 1 [3].

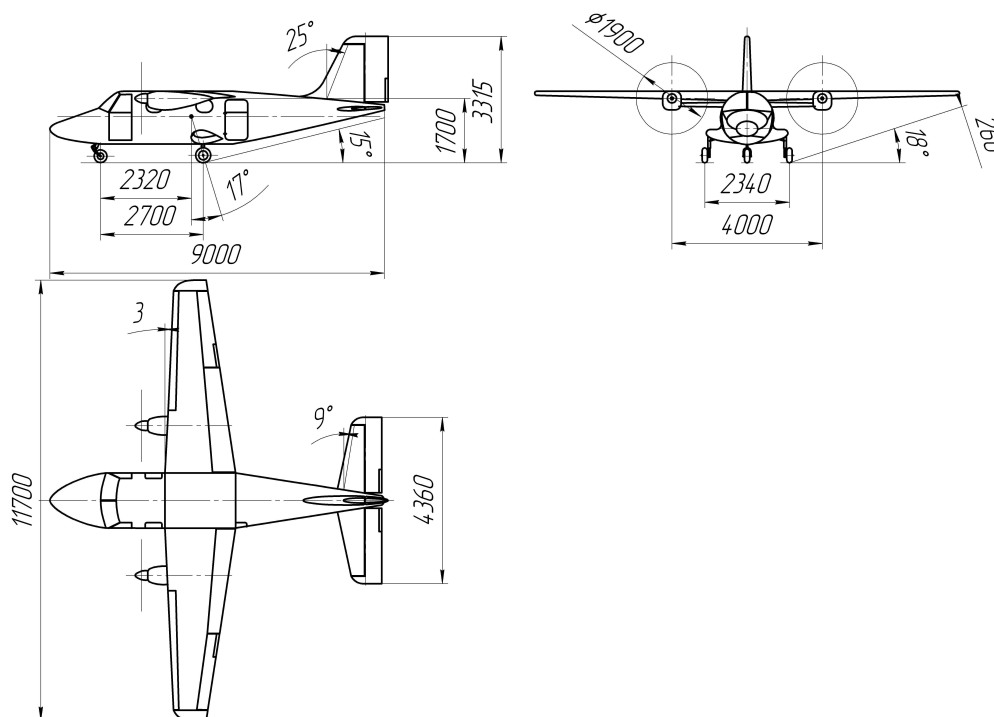


Рис. 1. Фрагмент чертежа общего вида многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки

Предполагаем, что многоцелевой гражданский легкий самолет находится в крейсерской конфигурации, для которой проводим расчет.

При этом используем следующие основные допущения [4, 5]:

- скорость полета крейсерская $V = 350$ км/ч;
- крейсерская высота полета $H = 3\,500$ м;
- явления аэроупругости не учитываем;
- влияние земли не рассматриваем.

Исходными данными для исследования влияния проектных параметров на аэродинамические характеристики являются следующие величины:

- диапазон чисел Маха $M = (0,08 \dots 0,4)$;
- площадь крыла $S = 17,6 \text{ м}^2$;
- параметры состояния атмосферы на крейсерском режиме полета:
 - плотность $\rho = 0,86 \text{ кг/м}^3$,
 - давление $p_H = 65800 \text{ Па}$,
 - скорость звука $a_H = 330,6 \text{ м/с}$;
- характеристики двигателя на крейсерском режиме полета:
 - номинальная мощность $N_H = 574,56 \text{ кВт}$,
 - частота вращения $n_c = 2100 \text{ об/мин}$;
- диаметр винта $D = 1900 \text{ мм}$;
- расчетные массы самолета:
 - $m_{рас 1} = m_{0 \text{ взл}} = 2402 \text{ кг}$;
 - $m_{рас 2} = m_{нос} = m_{0 \text{ взл}} - 0,8 \cdot m_m = 1909 \text{ кг}$;
 - $m_{рас 3} = m_{пуст \text{ сн}} = m_{0 \text{ взл}} - m_{пн} = 1802 \text{ кг}$.

Расчеты проводим с помощью аналитических методов и по программам, разработанным на кафедре аэрогидродинамики ХАИ, учитывая Нормы летной годности гражданских легких самолетов АП-23, и для соответствующей расчетной схемы (рис. 1) [4, 5, 7].

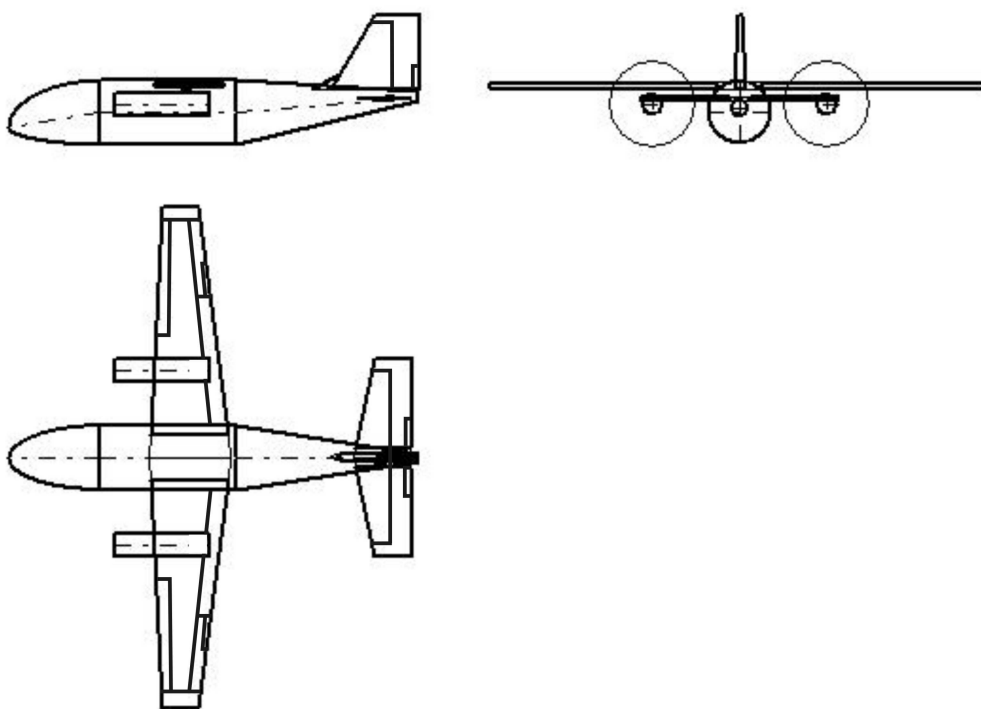


Рис. 2. Расчетная схема многоцелевого гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки

При использовании аналитических методов определения лобового сопротивления самолета влияние фонаря кабины экипажа определяем по

формуле для дополнительного профильного сопротивления $\Delta C_{x\text{ проф}} = 0,038/\sqrt{\lambda_\phi} = 0,038/\sqrt{6,43} = 0,015$; и приращение коэффициента профильного сопротивления от неубирающегося шасси составит $\Delta C_{x\text{ при}} = 0,01$.

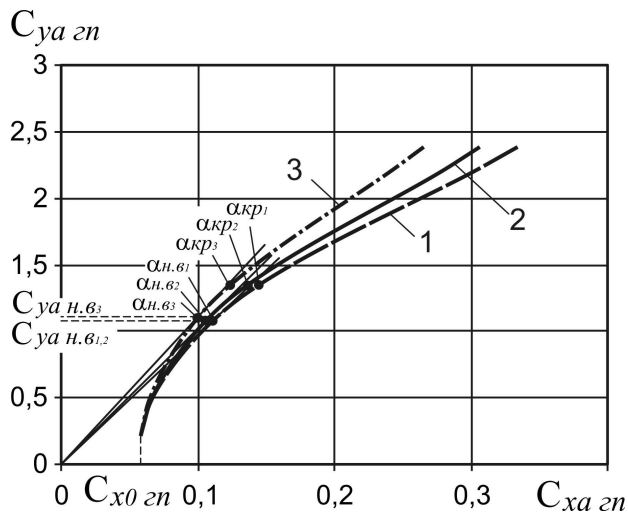


Рис. 3. Полетные поляры: 1 – $\lambda = 7,7$; 2 – $\lambda = 8,46$; 3 – $\lambda = 10$

Механизация крыла, рули высоты и руль направления в расчете заданы соответствующими геометрическими параметрами.

По результатам аэродинамических расчетов построены графические зависимости при изменении удлинения крыла:

- поляры самолета в крейсерской конфигурации при изменении удлинения крыла показаны на рис. 3;
- влияние изменения удлинения крыла на кривые потребных и располагаемых тяг и мощностей Жуковского показаны на рис. 4 и рис. 5;

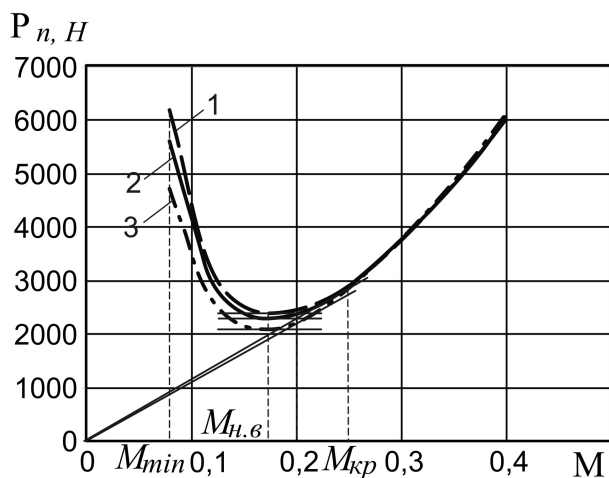


Рис. 4. Влияние чисел Маха на потребную тягу: 1 – $\lambda = 7,7$; 2 – $\lambda = 8,46$; 3 – $\lambda = 10$

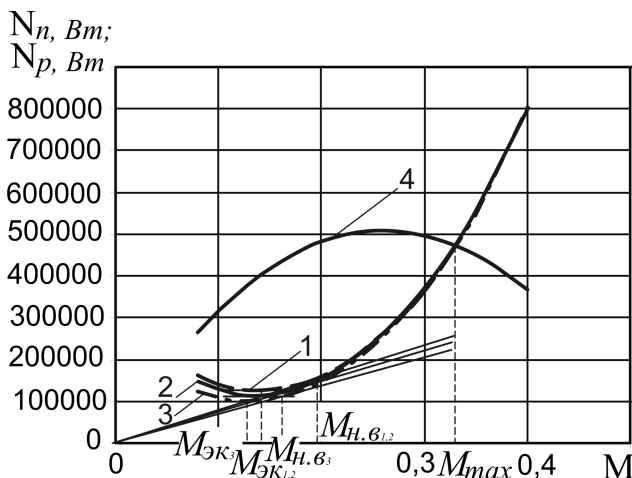


Рис. 5. Влияние чисел Маха на потребные и располагаемые мощности: 1 – $\lambda = 7,7$; 2 – $\lambda = 8,46$; 3 – $\lambda = 10$; 4 – кривая располагаемой мощности

Из рис. 3 видно, что с увеличением удлинения крыла поляра самолета смещается в зону меньших значений коэффициента лобового сопротивления. При этом $C_{x0\text{ гп}} = 0,056$, наивыгоднейший коэффициент подъемной силы уменьшается от $C_{ya\text{ н.в1,2}} = 1,1$ до $C_{ya\text{ н.в3}} = 1,05$; наивыгоднейшие углы атаки

составят $\alpha_{н.в1} = 9$, $\alpha_{н.в2} = 8,8$ и $\alpha_{н.в3} = 6,5$.

Анализируя графические зависимости, показанные на рис. 4 ирис. 5, можно видеть, что увеличение удлинения крыла приводит к уменьшению потребной тяги и мощности до числа $M = 0,35$. Далее наблюдается обратный эффект, при этом располагаемая мощность постоянна по отношению к изменению удлинения крыла.

Минимальное число Маха $M_{min} = 0,08$, максимальное – $M_{max} = 0,33$; экономическое число Маха, соответствующее минимальной потребной мощности, изменяется от $M_{эк1,2} = 0,133$ до $M_{эк3} = 0,133$.

Построены графические зависимости при изменении сужения крыла:

- поляры самолета в крейсерской конфигурации при изменении сужения крыла показаны на рис. 6;
- влияние изменения сужения крыла на кривые потребных и располагаемых тяг и мощностей Жуковского видно на рис. 7 ирис. 8.

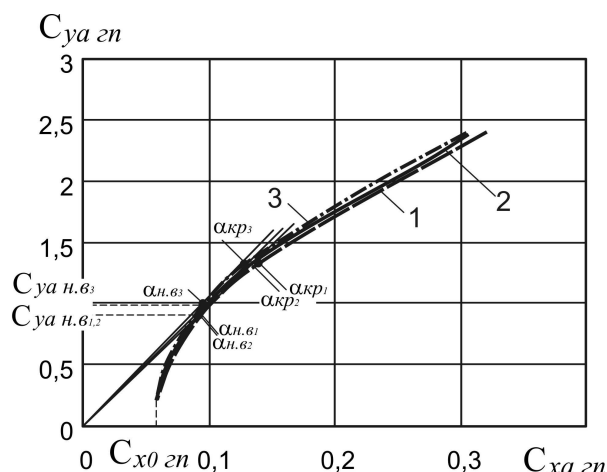


Рис. 6. Полетные поляры: 1 – $\eta = 1,5$; 2 – $\eta = 2,25$; 3 – $\eta = 3$

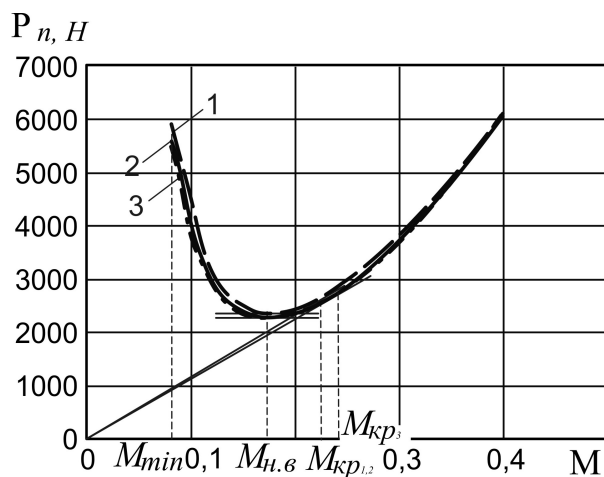


Рис. 7. Влияние чисел Маха на потребную тягу: 1 – $\eta = 1,5$; 2 – $\eta = 2,25$; 3 – $\eta = 3$

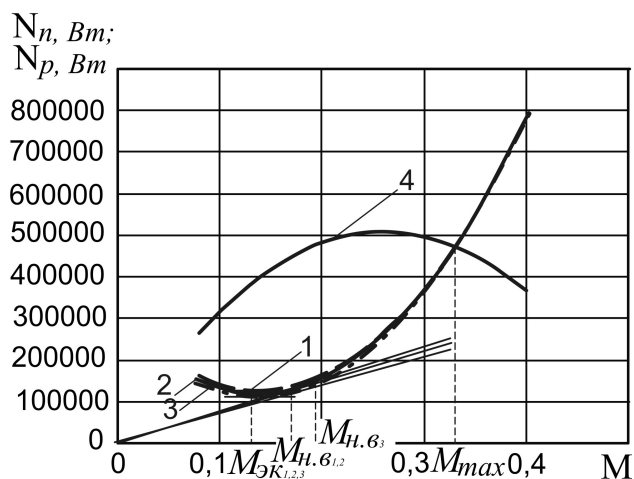


Рис. 8. Влияние чисел Маха на потребные и располагаемые мощности: 1 – $\eta = 1,5$; 2 – $\eta = 2,25$; 3 – $\eta = 3$; 4 – кривая располагаемой мощности

Из рис. 6 видно, что при увеличении сужения крыла полетная поляра смещается в зону меньших значений коэффициента лобового сопротивления и

коэффициента подъемной силы. При этом $C_{x0gn} = 0,056$, наивыгоднейший коэффициент подъемной силы уменьшается от $C_{уан.в1,2} = 0,92$ до $C_{уан.в3} = 1,0$; наивыгоднейшие углы атаки составят $\alpha_{н.в1} = 7,7$, $\alpha_{н.в2} = 6,5$ и $\alpha_{н.в3} = 6,5$.

Из графических зависимостей (рис. 7 ирис. 8), видно, что увеличение сужения крыла приводит к незначительному уменьшению потребной тяги и мощности до числа $M = 0,3$, далее потребные тяга и мощность увеличиваются также незначительно, при этом располагаемая мощность остается постоянной при изменении сужения крыла.

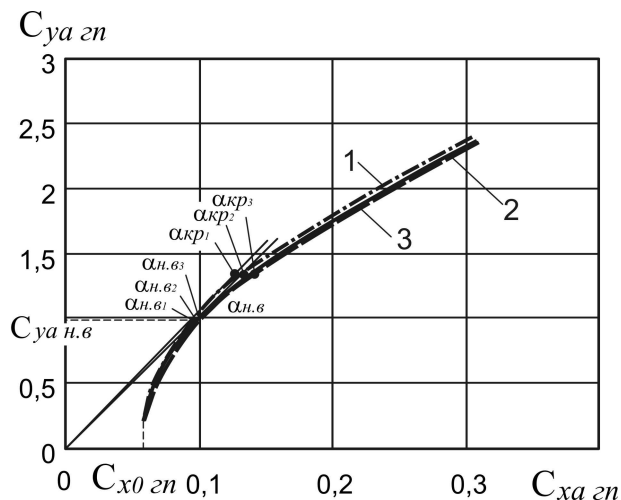


Рис. 9. Полетные поляры: 1 – $\bar{c} = 0,1$; 2 – $\bar{c} = 0,12$; 3 – $\bar{c} = 0,14$

Минимальное число Маха $M_{min} = 0,08$, максимальное – $M_{max} = 0,33$; экономическое число Маха, соответствующее минимальной потребной мощности, составляет $M_{эк1,2,3} = 0,133$.

Исследование влияния изменения относительной толщины профиля крыла на аэродинамические характеристики показывает незначительное смещение поляр при постоянном коэффициенте подъемной силы $C_{ya gn}$ (рис. 9), кривых потребных тяг и мощностей (рис. 10 и 11) в диапазоне чисел Маха $M = (0,08...0,4)$.

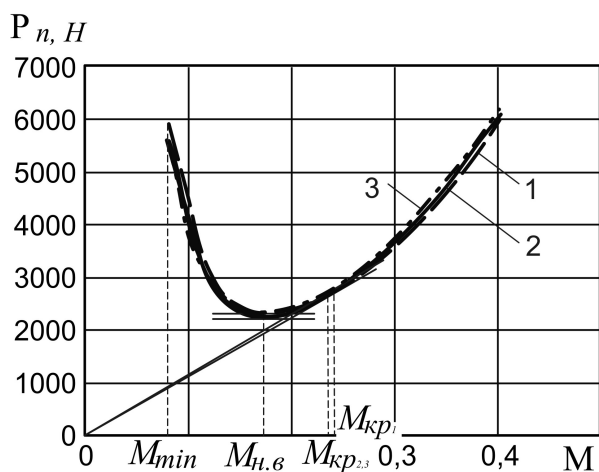


Рис. 10. Влияние чисел Маха на потребную тягу: 1 – $\bar{c} = 0,1$; 2 – $\bar{c} = 0,12$; 3 – $\bar{c} = 0,14$

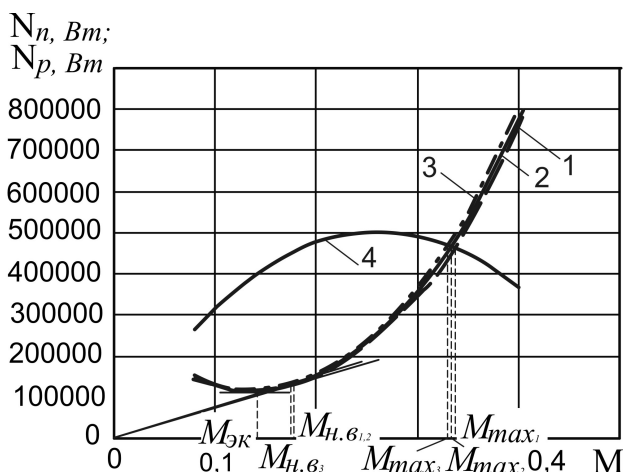


Рис. 11. Влияние чисел Маха на потребные и располагаемые мощности: 1 – $\bar{c} = 0,1$; 2 – $\bar{c} = 0,12$; 3 – $\bar{c} = 0,14$; 4 – кривая располагаемой мощности

Из рис. 9 видно, что $C_{x0zn} = 0,056$, наивыгоднейший коэффициент подъемной силы изменяется незначительно и составляет $C_{yан.в} = 1,0$; наивыгоднейшие углы атаки составят $\alpha_{н.в1} = 7,6$, $\alpha_{н.в2} = 7,8$ и $\alpha_{н.в3} = 7,9$. Минимальное число Маха $M_{min} = 0,08$, с увеличением относительной толщины крыла максимальное число Маха уменьшается – $M_{max1} = 0,33$, $M_{max2} = 0,325$, $M_{max3} = 0,32$; экономическое число Маха, соответствующее минимальной потребной мощности, составляет $M_{эк1,2,3} = 0,133$.

В крейсерской конфигурации на небольших дозвуковых скоростях коэффициент сопротивления C_{xa} является функцией коэффициента подъемной силы C_{ya} , определяемой по поляре самолета. В этом случае для проектируемого самолета полетная поляра имеет вид, показанный на рис 12.

Из рис. 12 видно, что с уменьшением массы самолета полетная поляра смещается в зону меньших значений коэффициента лобового сопротивления, при этом коэффициенты подъемной силы, полученные путем построения касательной, проведенной с начала координат к поляре, также уменьшаются.

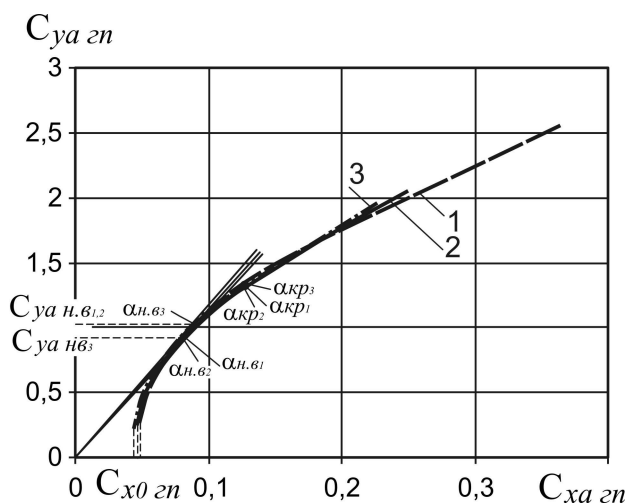


Рис. 12. Поляры самолета в крейсерской конфигурации:

- 1 – $m_{рас 1} = 2402$ кг; 2 – $m_{рас 2} = 1909$ кг;
3 – $m_{рас 3} = 1802$ кг

Кроме того, с уменьшением массы самолета значение нулевого коэффициента лобового сопротивления уменьшается: $C_{x0zn1} = 0,05$, $C_{x0zn2} = 0,048$, $C_{x0zn3} = 0,045$, наивыгоднейший коэффициент подъемной силы составляет $C_{yан.в1,2} = 1,0$, $C_{yан.в3} = 0,92$. Из рис. 13 видно, что с увеличением массы кривые потребных тяг смещаются в сторону больших значений чисел Маха, при этом $M_{min} = 0,08$, т.е. $V_{min} = 95$ км/ч, что при максимальной массе не превышает 113 км/ч [7]. Располагаемая мощность силовой установки не зависит от полетной массы самолета.

Рассчитаны летно-технические характеристики многоцелевого гражданского легкого самолета методами тяг и мощностей. Кривые Жуковского (рис. 13, 14) позволяют определить летно-технические характеристики самолета в крейсерском режиме полета и оценить влияние его расчетных масс на аэродинамические характеристики [5, 6].

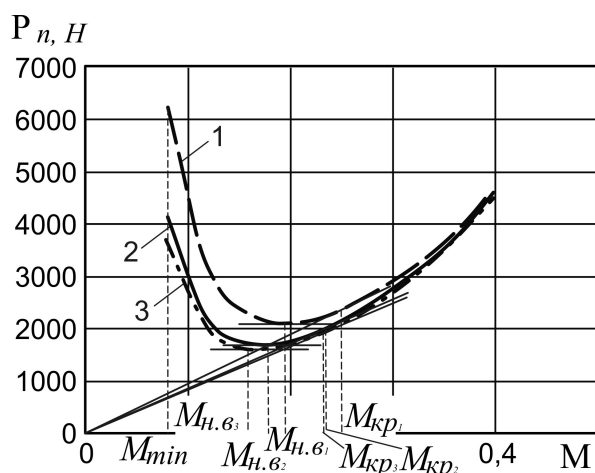


Рис. 13. Влияние чисел Маха на потребную тягу P_n в крейсерской конфигурации: 1 – $m_{рас 1} = 2402$ кг; 2 – $m_{рас 2} = 1909$ кг; 3 – $m_{рас 3} = 1802$ кг

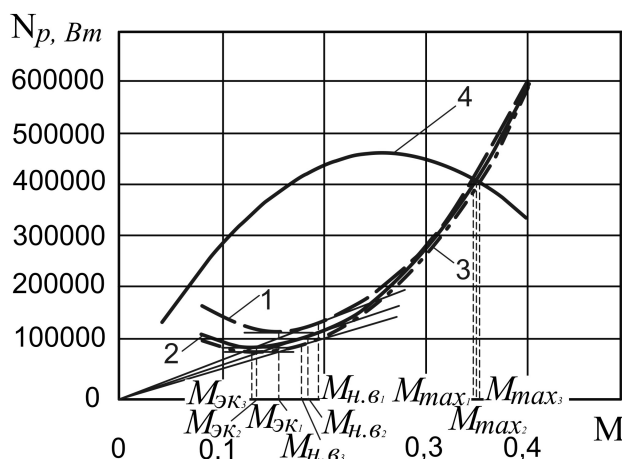


Рис. 14. Влияние чисел Маха на располагаемые и потребные мощности в крейсерской конфигурации: 1 – $m_{рас 1} = 2402$ кг; 2 – $m_{рас 2} = 1909$ кг; 3 – $m_{рас 3} = 1802$ кг

Уменьшение полетной массы на каждом угле атаки и заданной высоте полета вызывает уменьшение потребной скорости, тяги и мощности. Следовательно, вся кривая потребной мощности (рис. 13) перемещается в системе координат $N_p - M$ влево и вниз.

Полученные значения характерных скоростей горизонтального прямолинейного установившегося полета самолета по графическим и аналитическим зависимостям при изменении массы самолета приведены в табл. 2.

Таблица 2
Значения характерных скоростей горизонтального прямолинейного установившегося полета

Число Маха	$m_{рас 1} = 2402$ кг	$m_{рас 2} = 1909$ кг	$m_{рас 3} = 1802$ кг
M_{max}	0,334	0,335	0,336
$M_{н.в}$	0,198	0,17	0,166
$M_{эк}$	0,15	0,133	0,13
$M_{кр}$	0,25	0,233	0,232

Из анализа кривых видно, что при уменьшении массы самолета:

- теоретическая минимальная скорость самолета также уменьшается, так как при меньшей массе требуется меньшая скорость для удовлетворения равенства $Y = G$;
- максимальная скорость самолета увеличивается, поскольку при уменьшении полетной массы при неизменной подаче топлива возникает избыток мощности, который расходуется на создание приращения скорости полета;
- диапазон скоростей увеличивается;

- наивыгоднейшая и экономическая скорости с уменьшением полетной массы уменьшаются;
- избыток мощности на всем диапазоне углов атаки увеличивается.

Выводы

Проведено исследование влияния относительных параметров гражданского легкого самолета на его аэродинамические характеристики горизонтального установившегося полета на этапе предварительного проектирования.

Были исследованы случаи:

1) удлинения λ : 7,7; 8,46; 10;

2) сужения η : 1,5; 2,25; 3;

3) относительной толщины \bar{c} : 0,1; 0,12; 0,14;

4) расчетной массы самолета:

– $m_{рас 1} = 2402$ кг;

– $m_{рас 2} = 1909$ кг;

– $m_{рас 3} = 1802$ кг.

В результате исследования получены следующие проектные параметры и аэродинамические характеристики проектируемого самолета в крейсерской конфигурации:

– площадь крыла $S = 14,3$ м²;

– удлинение крыла $\lambda = 8,46$;

– сужение крыла $\eta = 2,25$;

– относительная толщина крыла $\bar{c} = 0,12$;

– максимальное качество горизонтального полета $K = 10,4$;

– наивыгоднейший коэффициент подъемной силы $C_{ya \text{ зп н.в}} = 0,4$;

– наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{н.в} = 4,8^\circ$;

– максимальное число Маха $M_{max} = 0,336$;

– минимальное число Маха $M_{min} = 0,08$;

– наивыгоднейшее число Маха $M_{н.в} = 0,198$;

– крейсерское число Маха $M_{кр} = 0,25$.

В результате построения кривых Жуковского видим, что крейсерский режим полета в диапазоне чисел Маха $M = (0,28...0,3)$ соответствует минимальному значению отношения $\left(\frac{P}{V}\right)_{min} = (22,1...22,3)$. Характерные скорости многоцелевого

гражданского легкого самолета укороченного взлета и посадки, полученные по графическим и аналитическим зависимостям, удовлетворяют Нормам летной годности гражданских легких самолетов АП-23 [7].

Список литературы

1. Арепьев, А.И. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров [Текст] / А.И. Арепьев. – М.: МАИ, 2001. – 134 с.
2. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
3. Буйвал, Л.Ю. Аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета [Текст] / Л.Ю. Буйвал, А.М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 63. – Х., 2014. – С. 197 – 211.
4. Расчет аэродинамических характеристик самолета. Ч.1 [Текст]: учеб. пособие / В.И. Холявко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1991. – 72 с.
5. Льотно-технічні характеристики, подовжня стійкість і керованість літака [Текст]: навч. посібник. – 2-ге вид., переробл. і доп. / Г.П. Курочка. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1999. – 188 с.
6. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ. / Е.П. Голубков. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
7. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – МАК, 1993.

Рецензент: д. т. н., проф., зав. каф. А.Г. Гребеников, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

Поступила в редакцию 17.12.2014

Дослідження впливу відносних параметрів багатопільового цивільного легкого літака укороченого зльоту і посадки на його аеродинамічні характеристики

Досліджено вплив основних відносних параметрів (подовження λ , звуження η , відносної товщини \bar{c} , злітної маси $m_{0\text{ зл}}$) багатопільового цивільного легкого літака укороченого зльоту і посадки на його аеродинамічні характеристики. Визначено характерні швидкості горизонтального усталеного польоту.

Ключові слова: крейсерський режим польоту, аеродинамічні характеристики, характерні швидкості, відносні параметри.

Investigation of Influence of Relative parameters of Multi-purpose Civil Light Aircraft of Short Take-off and Landing on its Aerodynamic Performance

The influence of the main relative parameters (aspect ratio λ , taper ratio η , thickness ratio \bar{c} , take-off weight m_0) of multi-purpose civil light aircraft of short take-off and landing on its aerodynamic performance is investigated. The datum speeds of steady level flight are determined.

Keywords: cruise flight condition, aerodynamic characteristics, datum speeds, relative parameters.