

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.33.01

Оценка высотности и максимальной скорости полета беспилотного летательного аппарата с поршневым двигателем

В.А. ЛАЧУГИН,
зам. гл. конструктора
(ОАО «ОКБ «Сокол»»),
В.Г. ШАТАЕВ,
докт. техн. наук
(КГТУ – КАИ, Казань)

Предлагается простая и оперативная методика оценки высотности и максимальной скорости полета винтовых ЛА с поршневыми двигателями без построения располагаемых и потребных мощностей, исследуется влияние некоторых проектных параметров на эти характеристики аппарата.

При определении летно-технических характеристик ЛА с поршневым двигателем (ПД) обычно используется метод мощностей Н.Е. Жуковского. Однако его реализация на ранних этапах проектирования связана с расчетом и построением значительного числа кривых располагаемых и потребных мощностей. При отыскании проектных параметров нового ЛА, удовлетворяющих требованиям технического задания на разработку, возникает необходимость в оперативном прогнозе летных характеристик рассматриваемых вариантов изделий.

Эта задача рассматривается в работах многих авторов [1 – 7]. Однако до сих пор она не потеряла своей актуальности.

Оценка высотности. Располагаемая мощность двигателя с воздушным винтом на различных высотах может быть записана так:

$$N_p = N_0 A \eta, \quad (1)$$

где N_0 – мощность ПД на уровне земли; A – коэффициент падения мощности двигателя в зависимости от высоты; η – коэффициент полезного действия винта.

Для вычисления коэффициента A для невысотного ПД в [1] предложена формула

$$A = 1,11 \frac{p_H^*}{p_0^*} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11, \quad (2)$$

где p_H^* , p_0^* – атмосферное давление на высотах H и 0 ; T_H , T_0 – температура на этих высотах.

На рис. 1 приведено сравнение результатов расчета мощности двигателя N по формуле (2) (кривая 1) с данными для роторно-поршневого двигателя (РПД) AR 731 («Wankel»), представленными фирмой-изгото-

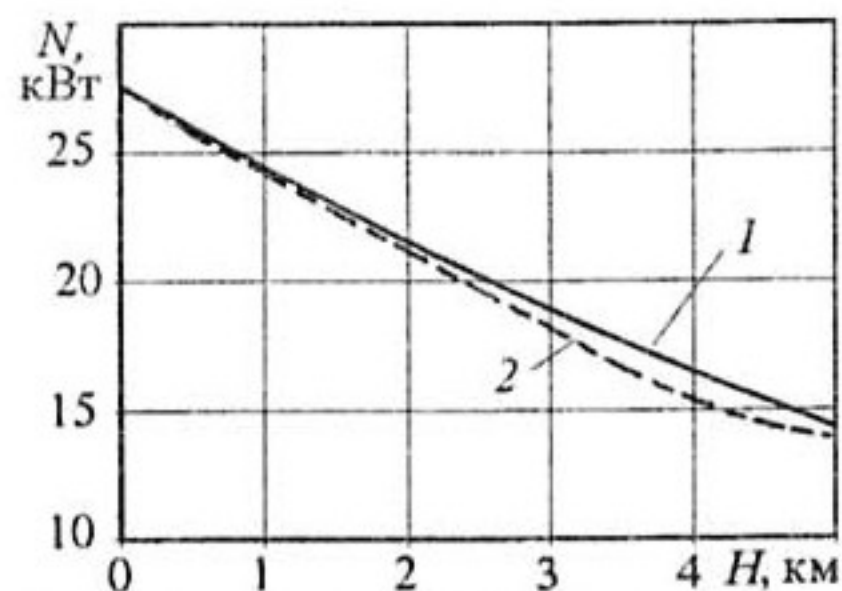


Рис. 1

вителем (кривая 2). Можно отметить удовлетворительное совпадение результатов расчета с рекламными данными производителя.

Потребная мощность для горизонтального полета определяется по формуле

$$N_n = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2P}{\rho C_y}}, \quad (3)$$

где G – вес ЛА; $P = G/S$ – удельная нагрузка на крыло; S – площадь крыла; ρ – плотность воздуха на высоте; C_y – коэффициент подъемной силы крыла; $K = C_y/C_x$ – аэродинамическое качество ЛА. Из выражения (3) видно, что для каждого летящего на некоторой высоте самолета потребная мощность будет наименьшей при таком режиме, которому соответствует минимум коэффициента мощности:

$$k = \frac{1}{K \sqrt{C_y}} = \frac{C_x}{C_y^{1,5}}. \quad (4)$$

Вертикальная скорость полета вычисляется по формуле

$$V_y = \frac{\Delta N}{G}, \quad (5)$$

где $\Delta N = N_p - N_n$. Теоретическому значению максимальной высоты полета H_{\max} («потолку») соответствует $V_y = 0$, практическому – $V_y = 0,5 \dots 1,0$ м/с.

Коэффициент C_y , соответствующий горизонтальному полету, по мере возрастания высоты H увеличивается, растет до определенных пределов и аэродинамическое качество ЛА, которое находится по величине C_y с использованием поляры.

Потребные значения коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества для полета вблизи H_{\max} отметим дополнительным индексом p . Подставив в (5) значения располагаемой и потребной мощностей, найдем вертикальную скорость, соответствующую полету при C_{yp} :

$$V_y^* = \frac{N_0}{G} A \eta - \frac{1}{K_p} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_{yp}}}. \quad (6)$$

Причем скорость полета ЛА вблизи H_{\max} составляет

$$V_p = \sqrt{\frac{2p}{\rho C_{yp}}} \quad (7)$$

Условие достижения максимальной высоты полета: $V_y^* = V_{yp}$, где V_{yp} – принятое значение вертикальной скорости при H_{\max} .

Выбранное значение C_{yp} должно обеспечить получение максимальной высоты полета. В работе [6] авторы полагают, что при H_{\max} аэродинамическое качество достигает K_{\max} . В этом случае при параболической аппроксимации поляры аэродинамическое качество и соответствующий коэффициент подъемной силы могут быть найдены по известным формулам:

$$K_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda_{\text{эф}}}{C_{x0}}}; \quad C_{yK_{\max}} = \sqrt{\pi \lambda_{\text{эф}} C_{x0}}$$

Здесь C_{x0} – коэффициент сопротивления ЛА при $C_y = 0$; $\lambda_{\text{эф}}$ – эффективное удлинение крыла.

Однако, как следует из выражения (6), при заданной располагаемой мощности оптимальному значению V_y^* соответствуют значения K и C_y , обеспечивающие минимум коэффициента мощности k .

Найдя производную dk/dC_y и приравняв ее нулю, получим:

$$C_{yopt} = \sqrt{3\pi \lambda_{\text{эф}} C_{x0}}; \quad K_{opt} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{3\pi \lambda_{\text{эф}}}{C_{x0}}} \quad (8)$$

Отсюда следует:

$$C_{yopt} = 1,732 C_{yK_{\max}}; \quad K_{opt} = 0,866 K_{\max}$$

Таким образом, оптимальные значения коэффициентов существенно отличаются от их значений на режиме максимального качества.

На рис. 2 показано изменение коэффициента мощности k в зависимости от C_y при параболической аппроксимации поляры. Видно, что экстремум носит пологий характер. Следовательно, погрешности в назначении C_{yp} мало повлияют на результаты расчета.

Для определения практического и теоретического значений H_{\max} надо построить график зависимости V_y^* от высоты. Точка пересечения кривой с осью абсцисс определяет теоретическое значение H_{\max} , а точка пересечения кривой с горизонтальной прямой, соответствующей V_{yp} , – практическое.

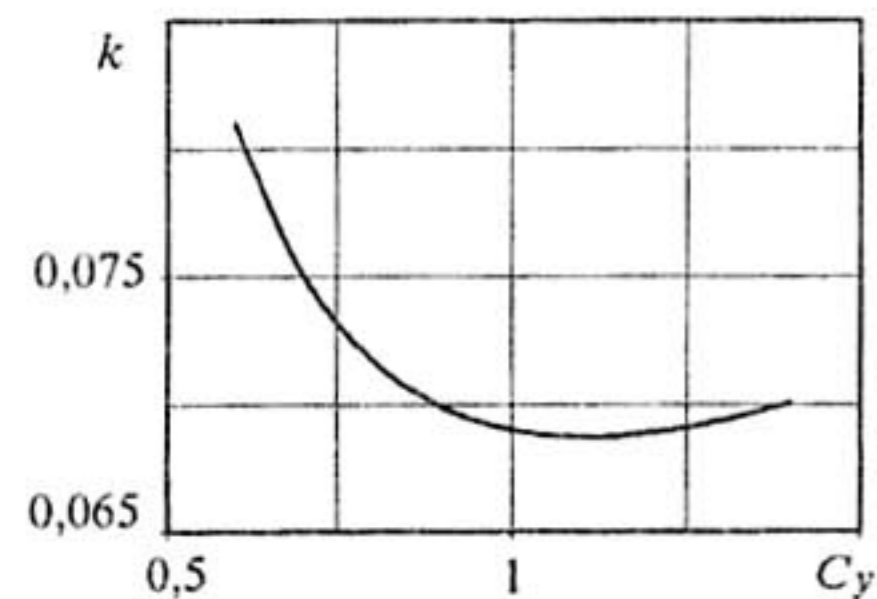


Рис. 2

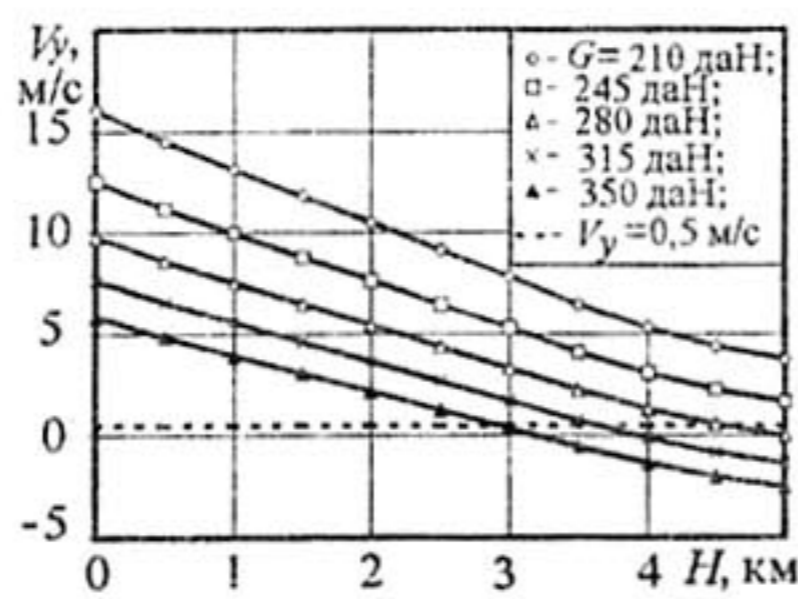


Рис. 3

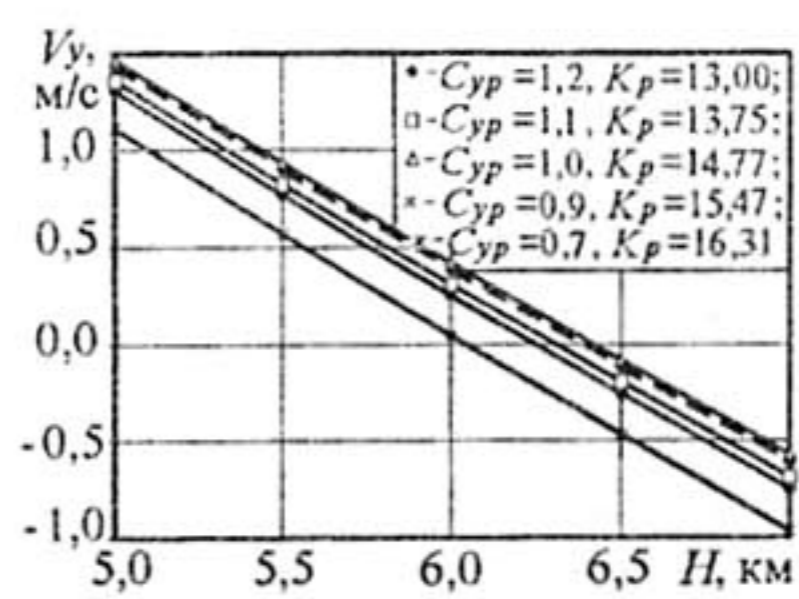


Рис. 4

По изложенной методике был произведен расчет беспилотного летательного аппарата БПЛА-1 – воздушной мишени (ВМ) «Дань» [8] – для случая замены на ней существующего двигателя двумя РПД AR 731. Площадь крыла $S = 1,4 \text{ м}^2$, кпд винта $\eta = 0,8$. В расчетах использовалась поляра ВМ «Дань», $C_{yp} = 1$, $K_p = 9,1$. Исследовалось влияние веса на высотность ЛА. Вертикальная скорость, соответствующая практическому значению «потолка», составила $V_{yp} = 0,5 \text{ м/с}$. Результаты расчета представлены на рис. 3. Вес ЛА изменялся от 210 до 350 даН. Видно, что с увеличением веса высотность ЛА резко уменьшается.

Влияние C_{yp} на «потолок» БПЛА-2 – другого ЛА с РПД AR-682R (Wankel) – с использованием его расчетной поляры показано на рис. 4. Минимуму коэффициента мощности соответствует $C_{yp} = 1$. Видно, что достаточно большие изменения C_{yp} в области экстремума слабо влияют на высотность ЛА.

Приняв в выражении (6) $V_y^* = 0$ и используя зависимости (8), получим уравнение для приближенного определения теоретического значения «потолка» при параболической аппроксимации поляры:

$$A \sqrt{\Delta} = 0,95 \frac{G}{N_0} \frac{p^{0,5} C_{x0}^{0,25}}{\lambda_{\text{эф}}^{0,75} \eta} \quad (9)$$

где $\Delta = \rho/\rho_0$ – относительная плотность воздуха. Для приближенного расчета «потолка» по этой формуле надо иметь таблицу (или график) значений $A \sqrt{\Delta}$ в зависимости от высоты.

Предлагаемые методики расчета просты и не требуют построения кривых располагаемых и потребных мощностей. Формулы (6) и (9) наглядны и позволяют легко оценить влияние параметров ЛА на возможность достижения заданного значения «потолка».

При выбранном двигателе максимальную высоту полета можно увеличить следующими способами:

- снижением веса ЛА (при этом пропорционально возрастает первое слагаемое в формуле (6) и уменьшается второе из-за падения удельной нагрузки на крыло под знаком квадратного корня);
- уменьшением стартовой удельной нагрузки путем увеличения площади крыла;
- увеличением аэродинамического качества ЛА при H_{\max} , в первую очередь, путем увеличения удлинения крыла;
- повышением кпд винта.

Оценка максимальной скорости горизонтального полета. Потребная мощность связана со скоростью горизонтального полета уравнением

$$N_n = C_x S \frac{\rho V^3}{2}. \quad (10)$$

Приравняв потребную и располагаемую мощности, получим:

$$V = \sqrt[3]{\frac{2N_0 A \eta}{C_x S \rho}}. \quad (11)$$

В горизонтальном полете

$$C_y = p/q, \quad (12)$$

где $q = \rho V^2 / 2$. Коэффициент лобового сопротивления

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}, \quad (13)$$

где коэффициент индуктивного сопротивления C_{xi} может быть вычислен по известной формуле:

$$C_{xi} = DC_y^2 = \frac{1}{\pi \lambda_s} \left(\frac{p}{q} \right)^2. \quad (14)$$

С учетом (13), (14) уравнение (11) примет вид

$$V = \sqrt[3]{\frac{2N_0 A \eta}{\left[C_{x0} + \frac{1}{\pi \lambda_s} \left(\frac{p}{q} \right)^2 \right] S \rho}}. \quad (15)$$

Уравнения (11) – (15) удобны для оперативного определения максимальной скорости полета, а также для оценки влияния параметров на V_{max} . Это – нелинейные алгебраические уравнения. Однако они могут быть легко решены методом последовательных приближений.

При больших скоростях доля индуктивного сопротивления невелика. Поэтому в первом приближении положим, что $C_x^{(1)} = C_{x0}$. Тогда

$$V_{max}^{(1)} = \sqrt[3]{\frac{2N_0 A \eta}{C_{x0} S \rho}}. \quad (16)$$

По $V_{max}^{(1)}$ определяем скоростной напор q , находим $C_y^{(1)}$ по формуле (12) и с полярью снимаем значение коэффициента $C_x^{(2)}$ второго приближения. По формуле (11) вычисляем максимальную скорость во втором приближении и так далее.

При использовании уравнения (15) итерации можно производить не прибегая к полярю.

На рис. 5 приведены результаты расчета максимальной скорости полета для БПЛА-1 с использованием его полярю: кпд винта принят равным 0,8, мощность двигателей взята максимальной с учетом высоты полета. Расчет проводился для высот полета от 0 до 5 км. Вес ЛА варьировался от 140 до 350 даН.

Результаты расчета согласуются с данными метода мощностей и свидетельствуют о хорошей сходимости решения. На малых высотах можно ограничиться 1-2 итерациями. Однако с приближением к «потолку» сходимость решения ухудшается, так как доля индуктивного сопротивления с ростом высоты увеличивается. При превышении H_{max} процесс расходится, что выражается (при параболической аппроксимации полярю) в падении скорости до нуля и неограниченном росте C_y . Это позволяет одновременно с определением V_{max} оценить и теоретическое значение H_{max} ЛА.

Из уравнений (11), (15) видны основные пути повышения максимальной скорости полета ЛА: уменьшение произведения $C_x S$ вследствие улучшения аэродинамики ЛА; увеличение кпд винта (применение винта изменяемого шага, подбор винта фиксированного шага для режима V_{max}); повышение мощности двигателя на расчетной высоте.

При снижении веса ЛА максимальная скорость увеличивается, но незначительно. Так, в рассмотренном примере при уменьшении G в 2 раза (с 280 до 140 даН) максимальная скорость (на высоте $H = 0$) увеличилась только на 3,4%. Следовательно, снижением веса ЛА проблему увеличения максимальной скорости полета не решить. Тем более что резервы облегчения ЛА обычно ограничены. Однако с увеличением высоты полета, особенно при приближении к максимальному значению, положительный эффект от снижения веса ЛА становится более значительным. Так, на высоте 4 км увеличение максимальной скорости полета в рассматриваемом интервале нагрузок составило 13%.

Речь идет о влиянии полетного веса ЛА, а не удельной нагрузки на крыло. Последняя может быть изменена не только варьированием веса, но и площади крыла, которая в расчете оставалась постоянной.

Исследование влияния площади крыла на максимальную скорость полета осложнено тем, что от нее зависит C_{x0} . Дело в том, что коэффициенты сопротивления других частей ЛА отнесены к площади крыла:

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{xоп} S_{оп} / S + C_{xфюз} S_{м.ф} / S + C_{xг} S_{м.г} / S,$$

где C_{xp} – коэффициент профильного сопротивления крыла; $S_{оп}$, $S_{м.ф}$, $S_{м.г}$ – площади оперения, миделя фюзеляжа.

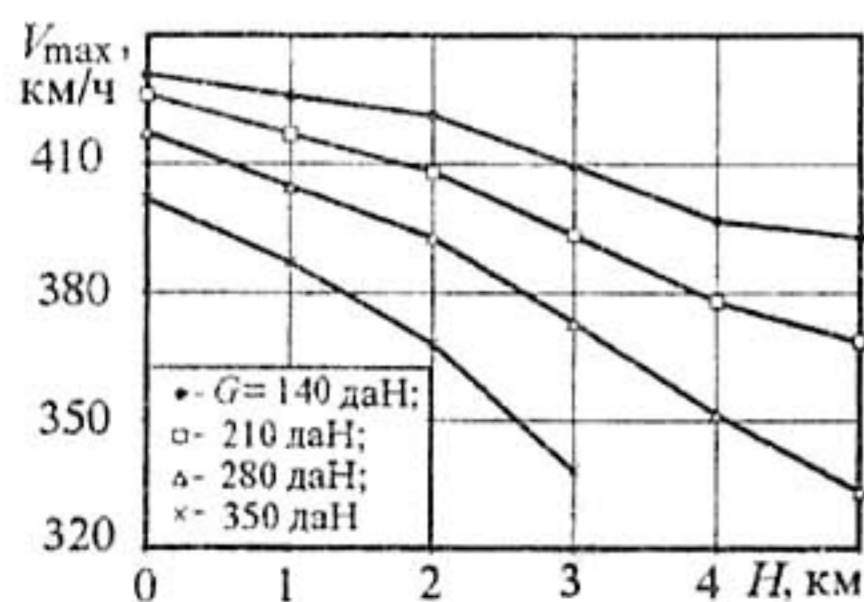


Рис. 5

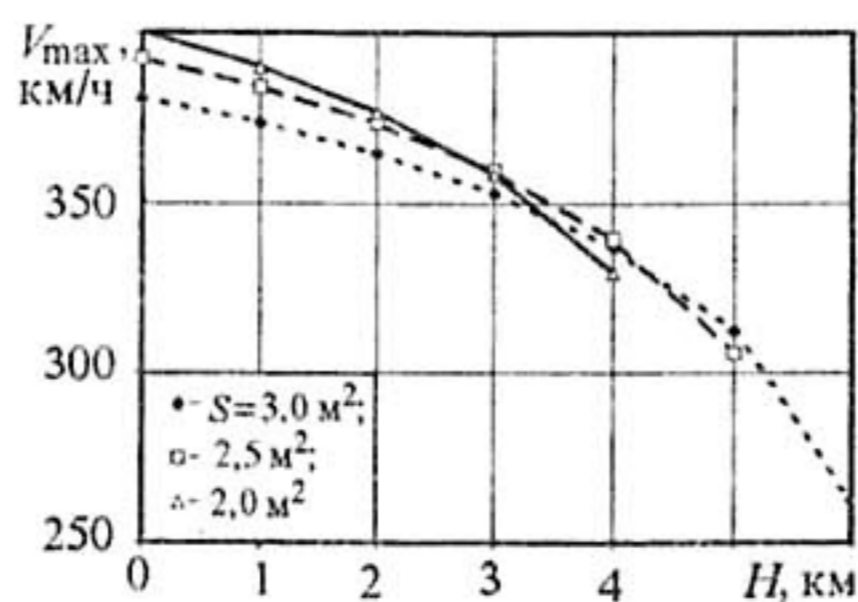


Рис. 6

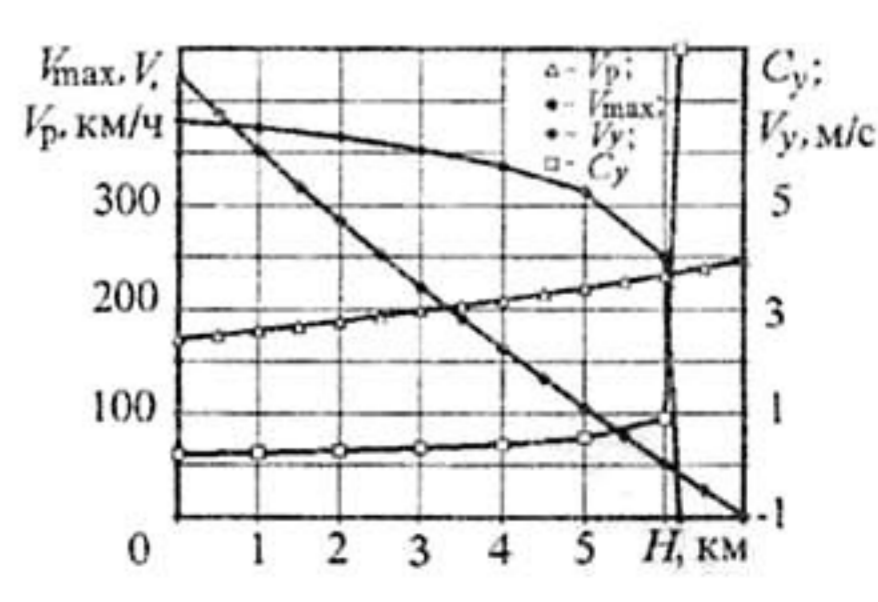


Рис. 7

зеляжа и мотогондолы; $C_{xоп}$, $C_{xфюз}$, $C_{xг}$ – коэффициенты сопротивления перечисленных агрегатов. Поэтому при уменьшении площади крыла C_{x0} будет увеличиваться, что снижает эффект от уменьшения произведения $C_{x0}S$.

На рис. 6 приведены результаты исследования влияния площади крыла для БПЛА-2 на максимальную скорость полета. Расчет проведен для трех значений площади крыла: $S = 2 \text{ м}^2$ ($C_{x0} = 0,0245$), $S = 2,5 \text{ м}^2$ ($C_{x0} = 0,0215$), $S = 3 \text{ м}^2$ ($C_{x0} = 0,02$). Использовались соответствующие расчетные поляры. Выявлено сложное влияние площади крыла на максимальную скорость полета: на малых высотах с уменьшением площади скорость увеличивается, а при приближении к «потолку», наоборот, падает.

На рис. 7 для БПЛА-2 при $S = 3 \text{ м}^2$ показано изменение скоростей V_y^* и V_p , вычисленных по формулам (6), (7), а также максимальной скорости и соответствующего C_y в зависимости от высоты. Значения получены с использованием параболической аппроксимации поляры, $C_{yp} = C_{yopt} = 1,06$. Теоретическое значение «потолка» равно 6,04 км, при использовании расчетной поляры ЛА (рис. 4) – 6,42 км. Около H_{max} (при $H = 6 \text{ км}$) скорость подъема и мак-

симальная скорость практически совпали. После превышения «потолка» V_{max} упала до нуля, а C_y резко увеличился.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Остославский И.В.* Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957. 560 с.
2. *Александров В.Л.* Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1951. 475 с.
3. *Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др.* Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
4. *Торенбик Э.* Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 648 с.
5. *Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф. и др.* Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 516 с.
6. *Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А.* Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
7. *Гомзин А.В., Шевелева Н.Ю.* Беспилотные летательные аппараты, представленные на «МАКС-2003» // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 3. С. 3 – 6.

Поступила в редакцию
27.05.05

Evaluation of Altitude Performance and Maximum Flight Speed of an Unmanned Aerial Vehicle with a Piston Engine

V.A. LACHUGIN AND V.G. SHATAYEV

We propose a simple and effective technique for evaluating altitude performance and the maximum flight speed of propeller-driven flight vehicles with piston engines without constructing curves of available and required power and study the influence of some design parameters on these FV characteristics.