

УДК.621.548.4

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С ПОДЪЕМНО-ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМОЙ ВИХРЕВОГО ТИПА

Л.В. МИХНЕНКОВ

Представлены результаты расчета основных параметров самолета вертикального взлета и посадки, имеющего вихревую подъемно-транспортную систему, основанную на использовании аэродинамического эффекта Магнуса. Расчеты показали, что на современном уровне развития авиастроения возможно создание летательного аппарата такого типа, имеющего взлетную массу около 120 тонн, дальность и скорость полета соответственно 7000 км и 400 км/ч.

Ключевые слова: самолет, вертикальный взлет, посадка, эффект Магнуса, вихревая подъемно-транспортная система.

С момента рождения авиации инженерная мысль стремится к тому, чтобы создать летательный аппарат, сочетающий в себе возможность вертикального взлета с высокими значениями скорости, дальности полета и грузоподъемности. В существующих конструкциях самолетов вертикального взлета и посадки и вертолетов таковыми являются либо газовая струя, истекающая из сопла реактивного двигателя, либо воздушный винт. Дело в том, что наиболее распространенный из них – вертолет не имеет крыльев и в течение всего полета «висит» на своем винте, расходуя при этом большую мощность. Самолет же, опираясь в полете на свои крылья, вынужден иметь заведомо «переразмеренную» по мощности (а поэтому неэкономичную) силовую установку для обеспечения вертикального взлета, когда вся его масса должна компенсироваться только тягой, создаваемой двигателями. Кроме того, такой самолет должен иметь поворотный движитель или поворотную силовую установку, обеспечивающую переход от режима вертикального взлета к горизонтальному полету, что существенно усложняет его конструкцию и снижает безопасность полета.

В МГТУ ГА проводятся расчетные исследования летательного аппарата, имеющего принципиально отличное от существующих в авиации устройство, создающее тягу. Принцип работы этого устройства базируется на применении аэродинамического эффекта, открытого профессором Магнусом. Суть этого эффекта заключается в следующем.

При поперечном обтекании неподвижного цилиндра воздухом на него действует только сила сопротивления, направленная вдоль потока. Если цилиндр начинает вращаться, то на нем возникает подъемная сила. Причина подобного явления в том, что вращение цилиндра, благодаря трению о воздух, вызывает образование около него циркуляционного потока. Вследствие этого нарушается симметрия обтекания: с одной стороны цилиндра скорости оказываются увеличенными (там, где скорость потока и скорость вращения направлены в одну сторону), а с другой (где они имеют противоположные направления) – уменьшенными. В соответствии с уравнением Бернулли, на верхней и нижней сторонах цилиндра возникает разность давлений. В результате образуется подъемная сила, превосходящая подъемную силу обычного крыла практически на порядок. Направление ее перпендикулярно направлению течения воздуха.

На базе материалов, изложенных в [1], приведены результаты некоторых расчетов, позволяющих судить о технических возможностях вихрелета. Так коротко можно назвать летательный аппарат вертикального взлета и посадки, имеющий в качестве силовой установки вихревую подъемно-транспортную систему (ВПТС) [1] (рис. 1).

При проведении расчетов ниже, в некоторых случаях, в целях сокращения изложения, опущены причины выбора того или иного значения расчетных параметров, определенных путем предварительного просчета и анализа полученных результатов.

Для винтомоторной группы (ВПТС) был выбран двигатель Д136 запорожского моторного завода. Двигатели этого типа установлены на вертолете Ми26. Его мощность на взлетном режиме $N_{вз} = 8500$ [кВт], удельный расход топлива $c_e = 0,263$ [кг/кВтч]. Двигатель приводит

во вращение винт ступинского авиапредприятия АВ-92 (диаметр винта $D_b = 6,2 [м]$). Число ВПТС выбрано равным четырем ($n = 4$).

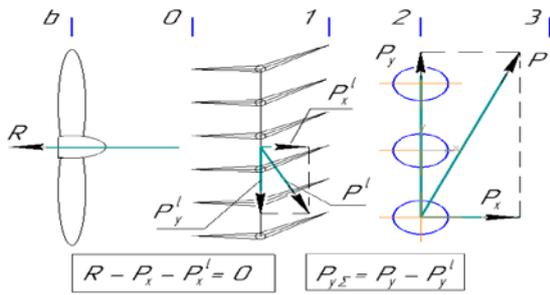


Рис. 1

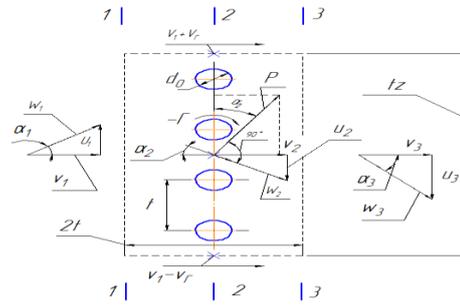


Рис. 2

ВПТС включает в себя винт, подающий воздух, поворотный направляющий аппарат (НА) и вихревую аэродинамическую решетку (ВР), состоящую из группы вращающихся цилиндров. На рисунке приведены векторные планы сил, действующих на элементы ВПТС. На рис. 2 показана схема ВР и векторные планы скоростей в ее основных сечениях.

Расчеты выполнены в следующей последовательности.

Скорость потока воздуха за винтом на взлетном режиме определялась по известной формуле для мощности винта

$$N_b = \frac{\rho K_F D_b^2 w_b^3}{2\eta_b K_b} \cdot [Вт]$$

Здесь $K_F = \pi/8 \approx 0,4$ – коэффициент живого сечения потока за винтом; w – скорость воздуха в этом сечении; $\eta_b = 0,75$ – КПД винта; $K_b = 0,85$ – коэффициент вторичных потерь. Расчет по формуле дает значение скорости на взлетном режиме $w = 83 [м/с]$. С учетом потерь в НА, получим значение абсолютной скорости потока на входе в ВР $w_1 = \varphi w = 80 [м/с]$ (здесь $\varphi = 0,96$ – коэффициент потерь скорости).

Задаемся значением следующих параметров [1]: густота ВР $q = d_0 / t = 0,4$ (решетка достаточно редкая). Здесь d_0 – диаметр цилиндра, t – шаг решетки; удельная циркуляция $Q = \pi q \bar{u}_r = -1,9$ ($\bar{u}_r = \frac{u_r}{w_1} = -1,5$). Здесь u_r – средняя циркуляционная составляющая скорости обтекания поверхности цилиндра, а \bar{u}_r – ее относительная величина. В результате для ПТС в целом на режимах вертикального взлета, посадки и висения для проекций всех сил можно записать следующие соотношения:

$$\bar{P}_{x\Sigma} = \bar{P}_x + \bar{P}'_x - 1, \bar{P}_{y\Sigma} = \bar{P}_y + \bar{P}'_y.$$

Здесь $\bar{P}'_x = \frac{P'_x}{R} = \frac{\sin^2 \alpha_1}{2 \cos \alpha_1},$

$$\bar{P}'_y = \frac{P'_y}{R} = -tg \alpha_1 \sqrt{1 - \left(\frac{\sin \alpha_1}{2}\right)^2}$$

– проекции сил, действующих на направляющий аппарат, а

$$\bar{P}_x = \bar{P}_{tx} + \bar{P}_{nx} = \frac{q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + tg \alpha_2\right),$$

$$\bar{P}_y = \bar{P}_{ny} - \bar{P}_{\tau y} = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{tg\alpha_2}{K}\right)$$

– проекции сил, действующих на ВР.

Все силы в формулах отнесены к тяге винта $R = wG = \rho w^2 F$, где $F = K_F D_b^2$ – площадь живого сечения струи за винтом, а G – секундный расход воздуха. Угол установки НА определяется из условия, что на режимах висения, вертикального взлета и посадки сумма проекций всех сил на ось x должна равняться нулю ($\bar{P}_{x\Sigma} = 0$). В данном случае $\alpha_1 = 27^\circ$. Тогда из формулы $c_y = -2\pi\bar{u}_\Gamma$ следует, что $c_y = 9,5$, а значения $\bar{u}_0 = 3,2$ и $c_x = 1,6$ определяются из графиков, представленных на рис. 3 и 4.

Графики получены экспериментально путем продувки одиночного цилиндра, ограниченного с торцов шайбами, имеющими диаметр $D_{ш}$. В результате значение окружной скорости вращения цилиндра $u_0 = \bar{u}_0 w = 3,2 \cdot 80 = 256 [м/с]$ (частота вращения цилиндров $9500 [об/мин]$).

Расчет распределения скорости по окружности рабочего цилиндра, проведенный по методу Кочина Н.Е., при выбранных значениях Q , q , w_1 и α_1 , показывает, что максимальное значение местной скорости его обтекания $\bar{w}_2(\theta) = 3,5$ не превышает $280 [м/с]$ ($M = 0,87$). Здесь параметром отнесения является средняя скорость течения $w_1 = 80 [м/с]$. Принятая величина параметров определяет относительную подъемную силу $\bar{P}_{y\Sigma} = 2,55$. Т. к. $F = K_F D_b^2 = 0,4 \cdot 6,2^2 = 15,4 [м^2]$, а $R = wG = \rho w^2 F = 132613 [Н]$, то подъемная сила ВПТС будет равна $P_{y\Sigma} = 132613 \cdot 2,55 = 338163 [Н] = 34,5 [т]$.

Используя уравнение неразрывности, полагая неизменной абсолютную скорость течения $\varphi w = w_1 = w_2$ в проточной части ВР и задаваясь числом цилиндров $z = 4$, определяют ее основные геометрические размеры: диаметр и длину рабочего цилиндра $d_0 = 0,515 [м]$; $l = 5,15 [м]$ ($l/d_0 = 10$); общую площадь ВР $F_{2\Sigma} = l^2 = 26,6 [м^2]$.

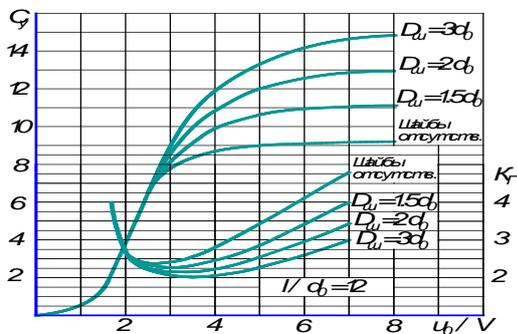


Рис. 3

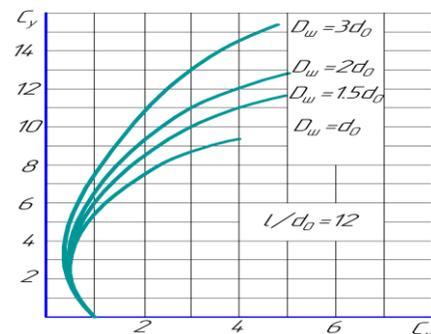


Рис. 4

Взлетная масса вихрелета может быть рассчитана по формуле

$$G_0 = P_{y\Sigma} \cdot \frac{n}{\mu} = 34,5 \cdot \frac{4}{1,1} = 125 [т].$$

Здесь $n = 4$ – число ВПТС, $\mu = 1,1$ – коэффициент запаса мощности на взлете.

Затраты мощности на привод гладких цилиндров на взлетном режиме [1] в одной ПТС составят

$$N_f = \frac{c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 l n}{\eta_0} = 0,004 \frac{1,25 \cdot 256^3 \cdot \pi \cdot 0,515^2 \cdot 10 \cdot 4}{2 \cdot 0,8 \cdot 1000} = 1750 [кВт].$$

Здесь $\eta_0 = 0,8$ КПД турбопривода.

В качестве приводного принят двигатель типа АИ-24ВТ мощностью 2075 [кВт] . При среднем удельном расходе топлива $c_{y\delta} = 0,36 \text{ [кг/кВт ч]}$ часовой расход топлива на привод ВР на взлетном режиме будет равен

$$G_{мп} = 0,36 \cdot 1750 = 630 \text{ [кг/ч]}.$$

Часовой расход топлива основного двигателя на взлетном режиме

$$G_m = 0,263 \cdot 8500 = 2236 \text{ [кг/ч]}.$$

В результате общий часовой расход топлива одной ВПТС на взлетном режиме составит

$$G_{мп} + G_m = 2870 \text{ [кг/ч]}.$$

Перейдем к расчету крейсерского режима работы системы. Будем считать, что в горизонтальном полете винтомоторная группа отключена. Встречный поток воздуха, обтекая вращающиеся рабочие цилиндры ВР, создает подъемную силу, вектор которой может быть отклонен от вертикали на некоторый угол в сторону движения самолета путем разворота входящего в ВПТС потока направляющим аппаратом движителя. Это позволяет получить тягу, необходимую для полета (рис. 5).

В полете вихрелет опирается на несущие крылья. Характерно, что на этом режиме ВПТС обтекается неограниченным потоком атмосферного воздуха, отклонить который от горизонтального направления ВР не в состоянии. В результате исходными условиями для расчета на крейсерском режиме являются отсутствие тяги отключенной винтомоторной группы и отклонения потока на выходе из ВР: $R = 0$; $\alpha_3 = 0$; $u_3 = 0$.

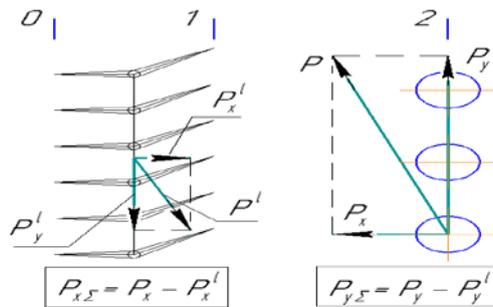


Рис. 5

При расчете характеристик крейсерского режима надо принимать во внимание, что проходные площади движителя уже выбраны и соответствуют взлетному режиму его работы. Поскольку в отличие от взлетного режима движитель обтекается встречным неограниченным потоком воздуха, то его расход через сечение 1–1 (рис. 2) превосходит пропускные возможности проходного сечения ВР F_2 , и уравнение неразрывности течения в данном случае соблюдено быть не может. Однако при этом дросселирования потока не происходит, т. к. НА и ВР отстоят друг от друга на некотором расстоянии и между ними имеется боковой зазор, через который происходит перепуск в атмосферу излишнего воздуха в обход ВР.

Силы, действующие на ПТС, определяются следующими формулами:

$$\begin{aligned} \bar{P}_{x\Sigma} &= \bar{P}_x + \bar{P}'_x, \\ \bar{P}_{y\Sigma} &= \bar{P}_y + \bar{P}'_y. \end{aligned}$$

На крейсерском режиме полета, как показано в [1],

$$\bar{P}_x = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + tg\alpha_2 \right) = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + \frac{\sin\alpha_1}{2\sqrt{1-0,25\sin^2\alpha_1}} \right),$$

$$\bar{P}_y = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{tg\alpha_2}{K} \right) = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{\sin\alpha_1}{2K\sqrt{1-0,25\sin^2\alpha_1}} \right).$$

Формулы для расчета \bar{P}'_x и \bar{P}'_y сохраняют тот же вид, что и для взлетного режима.

Задается скорость и высота полета летательного аппарата $V = 400$ км/ч; $H = 2$ км.

Определяется тяга, необходимая для придания летательному аппарату заданной скорости полета, $R_{\Pi} = c_x \frac{\rho w^2}{2} F_{ла}$, где $c_x = 0,1$ – коэффициент лобового сопротивления самолета, $w = V / 3,6 = 111$ [м/с] скорость полета (V [км/ч]), $F_{ла}$ [м²] – лобовая площадь летательного аппарата. Потребная тяга должна быть отнесена к суммарной тяге двигателей, которыми в крейсерском полете являются ВПТС с отключенной винтомоторной группой.

По аналогии с взлетным режимом условная тяга ВПТС

$$R = wG_{вр} = \rho w^2 \cos\alpha_2 F_2 = \rho w^2 \cos\alpha_2 (1-q) l^2.$$

Здесь $G_{вр}$ – расход воздуха через ВР, $F_2 = F_{2\Sigma}(1-q) = l^2 \cdot (1-q)$ – проходная площадь вихревой решетки. В результате относительное значение потребной тяги для вихрелета на крейсерском режиме примет вид

$$\bar{R}_{\Pi} = \frac{c_x F_{ла}}{2n \cos\alpha_2 (1-q) l^2}.$$

В предварительных расчетах л.а. получена величина $F_{ла} = 50$ [м²]. Угол атаки в ВР прием равным $\alpha_1 = 45^\circ$ (угол $\alpha_2 \approx \alpha_1/2$, поскольку на данном режиме $\alpha_3 = 0$). Подставляя в формулу значения параметров, получим

$$\bar{R}_{\Pi} = \frac{c_x F_{ла}}{2n \cos\alpha_2 (1-q) l^2} = \frac{0,1 \cdot 50}{2 \cdot 4 \cdot 0,924 \cdot 0,6 \cdot 26,5} = 0,043.$$

Приравнивая $\bar{P}_{x\Sigma}$ и \bar{R}_{Π} , будем иметь

$$\bar{P}_{x\Sigma} = \bar{P}_x + \bar{P}'_x = \bar{P}_x = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + tg\alpha_2 \right) + \frac{\sin^2\alpha_1}{2\cos\alpha_1} = \bar{R}_{\Pi}.$$

В последнем уравнении значения относительной циркуляции Q и аэродинамического качества ВР связаны между собой. Поэтому решение строится методом последовательных приближений в следующем порядке.

Задаются значением K и определяют удельную циркуляцию Q . Далее [1] определяется коэффициент подъемной силы цилиндра $c_y = -2Q/q$, а затем по графику (рис. 4) – коэффициент сопротивления ВР c_x и новое значение ее аэродинамического качества K .

В результате таких расчетов были получены следующие значения параметров:

$$\bar{u}_r = -0,56; c_y = 3,5; c_x = 0,4; \bar{u}_0 = 2,0; K = 8,75; Q = -0,7.$$

Последовательно определяются $u_0 = \varphi \bar{u}_0 w = 0,96 \cdot 2,0 \cdot 111 = 213$ [м/с] (8250 об/мин) и мощность, потребная для привода ВР:

$$N_f = \frac{c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 \bar{l} n}{\eta_0} = 0,004 \frac{1,03 \cdot 213^3 \cdot \pi \cdot 0,515^2 \cdot 10 \cdot 4}{2 \cdot 0,8 \cdot 1000} = 830 \text{ [кВт]}.$$

Часовой расход топлива на одну ВПТС на крейсерском режиме полета составит

$$G_{\text{тп}} = 0,36 \cdot 830 = 298,6 \text{ [кг/ч]}.$$

Примем, что общий запас топлива равен 20 % его взлетной массы, т. е.

$$G_{\text{тз}} = G_0 \cdot 0,2 = 125 \cdot 0,2 = 25 \text{ [т]}.$$

Полагаем, что на взлеты и посадки, а также на аварийный запас необходимо иметь 15 % от общего количества горючего. В результате на крейсерский полет будет приходиться более 20 т. То есть, учитывая, что работают 4 ВПТС, а скорость полета 400 [км/ч], его хватит на 17,8 часов или на 7100 [км].

На рис. 6 представлена эскизная компоновка ВПТС, расчет которой приведен выше (6а – вид спереди, 6б – вид сзади), а на рис. 7 – вариант объемных моделей вихрелета.

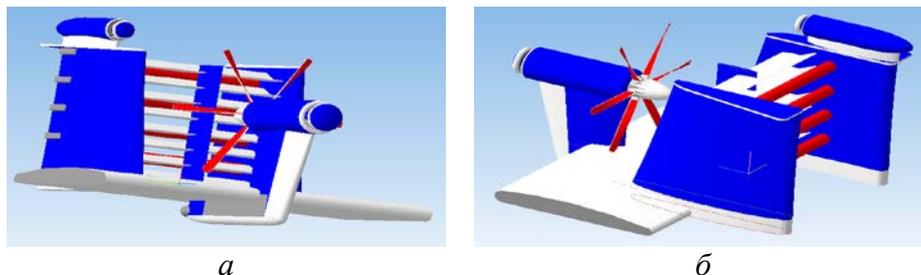


Рис. 6

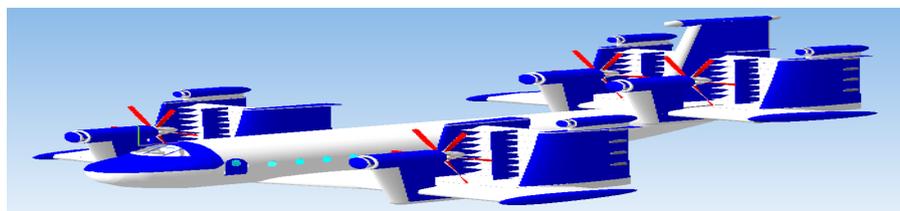


Рис. 7

Перед вихрелетом открываются широкие перспективы: перевозить на дальние расстояния тяжелые грузы и значительное количество пассажиров в труднодоступных районах мира, в Арктике и Антарктике; вести там и в отдаленных от материка областях океана спасательные работы и т. д.

ВЫВОДЫ

Расчетами установлено, что на данном уровне развития авиационного машиностроения по предложенной схеме возможно создание летательного аппарата вертикального взлета и посадки большой грузоподъемности и дальности полета. Так его взлетная масса может составить более 120 тонн (пассажировместимость порядка 150 человек), дальность полета – около 7000 км, скорость полета порядка 400 [км/ч]. Следует напомнить, что самый большой в мире вертолет МИ-26 имеет взлетную массу 56 тонн, дальность полета 1000 [км], а скорость 300 [км/ч].

Проведенные расчетные исследования показали, что вихревая аэродинамическая решетка вращающихся цилиндров в сочетании с винтомоторной группой и регулируемым направля-

ющим аппаратом может быть использована в качестве подъемно-транспортной системы летательного аппарата вертикального взлета и посадки. Предложены конструктивные схемы и эскизные компоновки летательного аппарата вертикального взлета и посадки, снабженного вихревой подъемно-транспортной системой, базовым принципом которой является аэродинамический эффект Магнуса. Показано, что на крейсерском режиме полета с помощью вихревой решетки возможно получение положительной тяги при отключенной винтомоторной группе, т. е. она может работать как движитель.

ЛИТЕРАТУРА

Михненко Л.В. Авиационная подъемно-транспортная система и ветроэнергетические устройства вихревого типа: Монография. М.: МГТУ ГА, 2014.

DETERMINATION OF THE BASIC PARAMETERS OF VTOL AIRCRAFT WITH VORTEX TYPE LIFTING-TRANSPORTING SYSTEM

Mikhnenkov L.V.

The article deals the results of calculating the basic parameters of VTOL aircraft, that has the vortex lifting-transporting system, based on the use of an aerodynamic effect of Magnus. Calculations showed that at the contemporary level of aircraft construction development it is possible to create a flight vehicle of such type, with takeoff mass about 120 tons, range and flight speed respectively 7000 km and 400 km/h.

Key words: aircraft, vertical takeoff, landing, magnus effect, vortex lifting-transporting system.

REFERENCES

Mihnenkov L.V. Aviacionnaja podjomno-transportnaja sistema i vetrojenergeticheskie ustrojstva vihrevogo tipa. Monografija. M.: MGTUGA, 2014.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Михненко Лев Владимирович, профессор, доктор технических наук, академик Российской академии космонавтики им. Циолковского, l.mikhnenkov@mstuca.aero.