УДК 629.735.33-519(045)

Н. Ф. Тупицин, канд. техн. наук,
В. С. Яцковский, ассист.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ СПОСОБ ВЗЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Институт аэрокосмических систем управления НАУ, e-mail: iacs@nau.edu.ua

Разработан новый газодинамический безаэродромный способ взлета летательного аппарата. Предложено устройство, реализующее данный способ. Проведен расчет потребной скорости искусственного воздушного потока для разгона летательного аппарата.

Ключевые слова: газодинамический способ безаэродромного взлета, наземное взлетное устройство, взлетно-посадочная полоса, вертикальный взлет и посадка, газодинамическая установка.

Введение. Взлет летательного аппарата (ЛА), т. е. процесс его перехода из неподвижного состояния относительно наземного взлетного устройства (НВУ) в состояние полета может быть осуществлен различными способами [1; 2]. Наиболее распространенные способы безаэродромного взлета ЛА реализуются с помощью:

а) катапультных устройств или ракетных ускорителей [1];

б) механизмов для отклонения струи двигателя или двигателя в целом [2].

В настоящее время проводится разработка новых устройств, обеспечивающих безаэродромный взлет ЛА, в частности, получен патент на электромагнитные ускорители, которые могут разогнать ЛА до взлетной скорости [3].

Механизмы для реализации способа взлета и посадки ЛА [2] применяются как на этапе взлета, так и при посадке ЛА, что является важным преимуществом этого способа. Существенный недостаток такого способа состоит в том, что механизмы и системы их управления утяжеляют конструкцию ЛА и снижают вес его полезной нагрузки.

Катапультные устройства и ракетных ускорителей, а также электромагнитные ускорители позволяют обеспечить только взлет ЛА, а для его посадки необходимо применять другие специально разработанные способы и соответствующие устройства.

Преимущество предлагаемого газодинамического способа безаэродромного взлета (ГСБВ) ЛА по сравнению с известными способами заключается в том, что с помощью НВУ, реализующего этот способ взлета, можно обеспечить и посадку ЛА [4; 5]. При этом ЛА может нести увеличенную полезную нагрузку, так как на его борту отсутствуют специальные средства, необходимые для обеспечения взлета и посадки.

Постановка задачи. Задача состоит в разработке безаэродромного способа взлета ЛА и устройства, реализующего этот способ. При рассмотрении данной задачи целесообразно использовать опыт известных способов взлета [2; 6]:

– взлет ЛА (самолета) при помощи шасси на взлетно-посадочной полосе (ВПП);

– вертикальный взлет и посадка (ВВП).

При разбеге самолета по ВПП этап взлета можно разделить на следующие части:

– разбег самолета до скорости V относительно неподвижной земной системы координат, для которой выполняется неравенство $V \geq V_{\text{отр.}}$, где $V_{\text{отр.}}$ − скорость самолета в момент его отрыва от ВПП;

– отрыв самолета от ВПП и набор высоты условной преграды $H_{\text{усл.}}$ с одновременным разгоном до безопасной скорости полета.

Величина скорости самолета в момент его отрыва от ВПП $V_{\text{отр.}}$ может быть рассчитана по следующей формуле:

$$V_{\text{отр}}[\text{м/с}] = 4 \cdot \sqrt{\frac{1}{C_{y\ \text{отр}}}(G/S)\left[1 - \frac{P}{G}\sin(\alpha + \varphi_{\text{уст}}\right]},$$

где P, G, S – сила тяги, сила тяжести и площадь крыла самолета; α – угол атаки; $\varphi_{\text{уст}}$ – угол установки оси двигателя относительно продольной оси самолета; $C_{y\ \text{отр}}$ – коэффициент подъемной силы самолета в момент его отрыва от ВПП; G/S − удельная нагрузка на крылья самолета; $\frac{P}{G}$ − энерговооруженность самолета.

Самолеты ВВП осуществляют взлет и посадку за счет вертикальной составляющей тяги двигателя самолета, которая по величине больше силы тяжести самолета. Таким самолетам не требуется разгона по ВПП, так как они могут отрываться от земли и подниматься вверх на заданную высоту с нулевой горизонтальной составляющей скорости. Основной конструктивной особенностью самолетов ВВП является применение двигателей, которые создают тягу как в горизонтальном направлении для обеспечения полета по заданному маршруту, так и в вертикальном – для обеспечения вертикального взлета и посадки. При этом величина энерговооруженности самолетов ВВП должна быть больше единицы в отличии от самолетов с шасси, у которых величина энерговооруженности может быть достаточно низкой. Так, например, у самолета Ту-134 величина энерговооруженности равна 0,2.

На малых скоростях полета, когда аэродинамические органы управления мало эффективны, применяют энергетические силовые установки (СУ), например, в виде энергетических сопел на концах крыльев, в носовой и хвостовой частях самолета с подачей сжатого воздуха или газов от двигателя самолета для создания управляющих моментов.

Целесообразно оценить величины тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло для ЛА с ГСБВ, определить связь между характеристиками ЛА и параметрами НВУ.

Необходимо также обосновать параметры НВУ и ограничения, накладываемые на кинематические и динамические характеристиками ЛА при взлете.

Сущность предлагаемого способа взлета и конструктивные особенности НВУ. Суть предлагаемого способа взлета ЛА заключается в том, что с помощью двух – основной и дополнительной – газодинамических установок (ГУ), расположенных перпендикулярно друг другу, создают поднимающий и тормозящий ЛА искусственные воздушные потоки (ИВП), благодаря которым ЛА набирает заданную высоту и после включения двигательной установки разгоняется до безопасной скорости полета.

Наземное взлетное устройство, реализующее предлагаемый способ взлета ЛА и включающее те же функциональные элементы, что и устройство для безшассийной газодинамической посадки ЛА [4], приведено на рис. 1. Отличительной особенностью НВУ от устройства [4] является то, что при взлете ЛА искусственные воздушные потоки от основной *4* и дополнительной *7* газодинамических установок создаются в обратной последовательности, причем при посадке ЛА направление ИВП *14* (рис. 1) изменяется на противоположное. Кроме того, при взлете ЛА должен быть повернут хвостовой частью к ГУ *4*. В качестве ГУ *4*, *7* могут быть использованы вентиляторы.

Функционирование НВУ можно разделить на три этапа:

– включение ГУ *7*, ЛА *12* обтекается ИВП *15*;

– включение ГУ *4* с одновременным включением двигателя на ЛА *12*, при этом ЛА *12* обтекается ИВП *15* и ИВП *14*; выключение ГУ *7*;

– выключение ГУ *4*, ЛА *12* в неподвижном потоке воздуха.

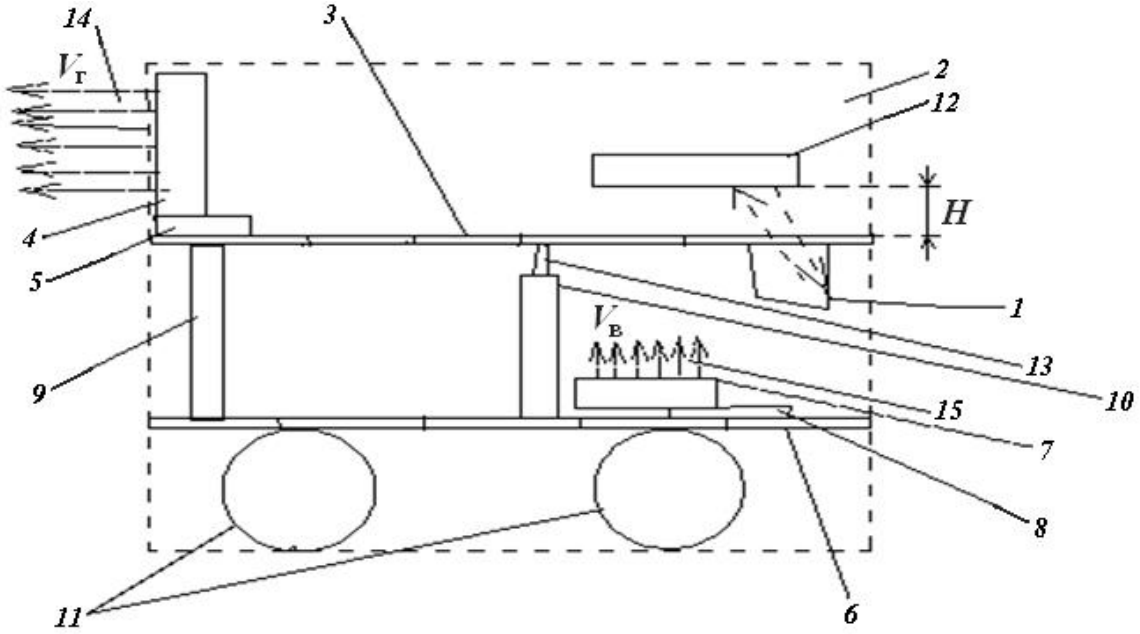


Рис. 1

Решение поставленной задачи. Для решения задачи необходимо рассмотреть функционирование НВУ более подробно.

На первом этапе по команде с пульта управления *1* включается ГУ *7*, создавая ИВП *15*, одновременно на ЛА *12*, находящегося в неподвижном состоянии на перфорированной пластине *3* включается СУ, которая парирует возмущающие моменты, действующие на ЛА *12* от ИВП *15*. Летательный аппарат *12* за счет силового воздействия ИВП *15* поднимается на заданную высоту $H_з$ несущей платформы *2*.

На втором этапе одновременно включается ГУ *4*, создавая ИВП *14*, и двигатель на ЛА *12*, вектор тяги которого направлен навстречу ИВП *14*, причем увеличение мощности ГУ 4 и двигателя ЛА *12* происходит синхронно. Летательный аппарат *12* начинает разворачиваться, создавая необходимый для взлета угол атаки, а ГУ 4 и ГУ 7 при помощи динамических приводов *5* и *8* обеспечивают в ИВП условия разгона ЛА *12* до максимальной скорости (в оптимальном случае до величины $V_{отр.}$) относительно неподвижной системы координат $X_gY_gZ_gO$, начало которой расположено в геометрическом центре перфорированной пластины *3* (рис. 2).

Запишем уравнение сил, действующих на ЛА вдоль оси «OY_g» на первом этапе взлета:

$$ma_y = R - G = C_x(\alpha = 90^o)\rho V_в'^2 S/2 - mg, \tag{1}$$

где a_y – ускорение ЛА вдоль оси OY_g; m – масса ЛА; $C_x(\alpha = 90°)$ – коэффициент аэродинамического сопротивления ЛА при угле $\alpha = 90°$; ρ – плотность воздуха; S – характерная площадь ЛА; $V_в'$ – скорость ИВП, создаваемая ГУ *4* около ЛА.

При условии, что на этапе подъема ЛА величины a_y = const и m = const задача расчета движения ЛА вдоль оси OY_g, согласно уравнению (1), существенно упроститься. В этом случае, время подъема ЛА t_1 на заданную высоту $H_з$, при известном значении $V_в'$, можно рассчитать по формуле для равноускоренного движения ЛА с начальной нулевой скоростью:

$$t_1 \cong \sqrt{\frac{2mH_з}{\left[C_x(\alpha = 90°)\rho V_в'^2 S/2 - mg\right]}}. \tag{2}$$

Вертикальная скорость подъема ЛА в момент достижения высоты $H_з$ равна $V_{ЛА}^{в} = a_y\, t_1$.

Если задается время подъема ЛА t_1 на высоту $H_з$, то, согласно формулы (2), можно вычислить потребную величину скорости ИВП на его поверхности для обеспечения заданного значения a_y:

$$V_в' = \sqrt{\frac{2m(gt_1^2 + 2H_з)}{C_x(\alpha = 90°)\rho S t_1^2}}. \tag{3}$$

После достижения ЛА высоты $H_з$ скорость ИВП *15* от ГУ *7* на поверхности ЛА должна снизиться до величины

$$V_в'' = \sqrt{\frac{2mg}{C_x(\alpha = 90°)\rho S}}. \tag{4}$$

На втором этапе включение ГУ *4* и вывод его за время t_2 на режим, обеспечивающий скорость ИВП $V_г = V_г'$ около центра масс ЛА производится одновременно с включением двигателя ЛА и выводом его за то же время t_2 на режим с величиной вектора тяги P, направленным вдоль продольной оси ЛА.

За программную траекторию движения ЛА на втором этапе примем движение вдоль оси ИВП *15* в горизонтальной плоскости со скоростью $V_{ЛА}$. При этом уравнения сил по осям OY_g и OX_g, действующих на ЛА, можно представить в виде (рис. 3):

$$\begin{aligned} m\frac{dV_{ЛА}}{dt} &= P\cos\vartheta - X; \\ Y + P\sin\vartheta &= G, \end{aligned} \tag{5}$$

где ϑ – угол тангажа ЛА, X, Y – аэродинамические силы, действующие на ЛА по осям OX_g и OY_g, соответственно.

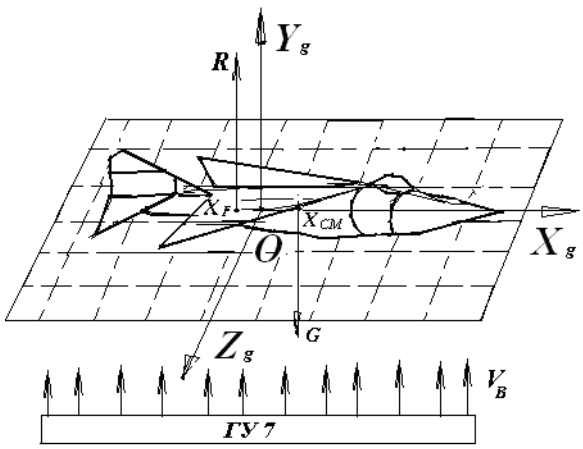


Рис. 2

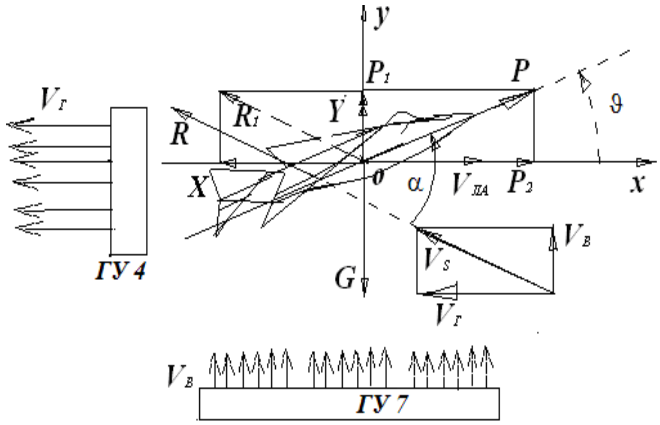


Рис. 3

Значение модуля вектора скорости ИВП, обтекающего ЛА, будет равно $V_S' = \sqrt{\bar{V}_г^2 + V_в^2}$, где $\bar{V}_г = V_г - V_{ЛА}$.

При условии, что угол тангажа ЛА $\vartheta \approx 0$, а величины $dV_{ЛА}/dt = a_x = \text{const}$ и $m = \text{const}$ из системы уравнений (5) получим следующую систему:

$$\begin{aligned} ma_x &= P - X; \\ Y &= G. \end{aligned} \tag{6}$$

Первое уравнение системы (6) можно записать в виде

$$a_x = (P - X)/m \tag{7}$$

или, поделив уравнение (7) на величину g, получим

$$a_x/g = \bar{a}_x = (P - X)/mg = (P/G) - (X/G). \tag{8}$$

Заменив величину G на Y, согласно второму уравнению системы (6), получим уравнение (8) в виде

$$\bar{a}_x = (P/G) - (X/Y) = (P/G) - 1/K, \tag{9}$$

где K – аэродинамическое качество ЛА.

Пример расчета параметров газодинамических устройств НВУ и динамики движения центра масс ЛА при взлете. Для проведения расчетов примем, что ЛА типа DragonEye RQ-14 имеет следующие характеристики: взлетная масса m= 2,7 кг; размах крыла $L_к$ = 1,14 м; площадь крыла S = 0,33 м^2; мощность двигателя 1 л. с.; длина ЛА 0,91 м; максимальная скорость V_{max} = 65 км/ч; крейсерская скорость $V_{кр}$ = 35 км/ч.

При заданной мощности двигателя величину тяги P можно считать равной 2,5 кГс = = 24,53 Н, а величину тяговооруженности – 0,93.

Для расчета горизонтальной скорости относительно неподвижной НВУ, которую получит ЛА за счет газодинамических установок НВУ необходимо сначала осуществить следующие операции:

– вычислить скорости ИВП дополнительной ГУ, потребные для подъема ЛА на высоту $H_з$, согласно уравнениям (3), (4);

– вычислить скорость ИВП основной ГУ потребную для разгона ЛА до заданной скорости, согласно уравнению (9).

При подъеме рассматриваемого ЛА на высоту $H_з$ за заданное время t_1 необходимо обеспечить с помощью дополнительной ГУ скорости (в метрах на секунду) ИВП на поверхности ЛА не ниже тех, что указаны в табл. 1 и на рис. 4. Время подъема ЛА (в секундах) в зависимости от величины $H_з$ для различных значений ускорений a_y показано в табл. 2 и на рис. 5.

Таблица 1

t_1, с	$H_з$, м			
	1,5	2	2,5	3
1	11,26	11,69	12,11	12,51
2	10,22	10,34	10,46	10,58
3	10,02	10,07	10,13	10,18
4	9,95	9,98	10,01	10,04

Таблица 2

a_y, м/с	$H_з$, м			
	1,5	2	2,5	3
1	1,73	2	2,24	2,45
2	1,22	1,41	1,58	1,73
3	1	1,15	1,29	1,41
4	0,87	1	1,12	1,22

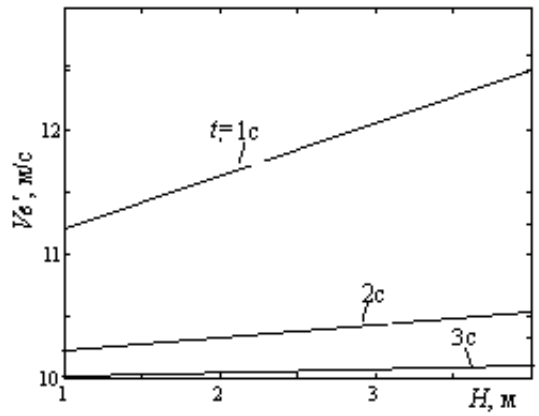


Рис. 4

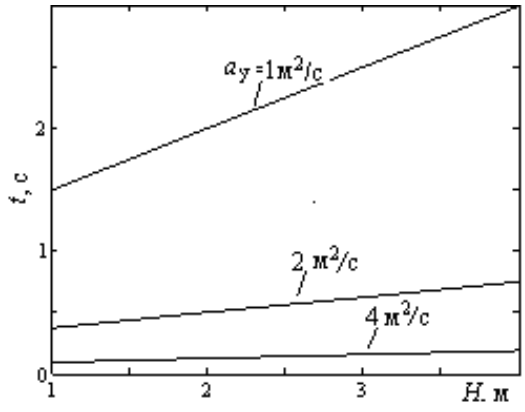


Рис. 5

Подставив в формулу (9) значение тяговооруженности ЛА, равное 0,93, и значение качества, равное 5, получим, что величина горизонтального ускорения ЛА $\overline{a}_x = 0,73$. При полученном значении $\overline{a}_x$ величина скорости $V_{кр}$ может быть достигнута за время 1,36 с. При этом расстояние необходимое для разгона ЛА без учета ИВП, равно 6,60 м. При учете ИВП расстояние необходимое для разгона ЛА, определяется мощностью ГУ и, соответственно, длиной струи ИВП. В рассматриваемом примере разгон ЛА до величины $V_{кр}$ производится практически на месте его подъема за счет действия ИВП. Потребная скорость ИВП основной ГУ в данном случае составляет не менее 9,27 м/с.

Выводы. В работе представлены уравнения движения ЛА при взлете с НВУ, реализующего предлагаемый способ. Проведены расчеты потребных скоростей газодинамических установок для обеспечения взлета ЛА с заданной тяговооруженностью.

Список литературы

1. *Василин Н. Я.* Беспилотные летательные аппараты / Н. Я. Василин – Минск: Попурри, 2003. – С. 44 – 49.
2. *Хафер К.* Техника вертикального взлета и посадки / К. Хафер, Г. Закс / пер. с нем. – М.: Мир, 1985. – 376 с.
3. *Пат.* № 17386 А Україна. F 41 F 1/00. 7/00 Пристрій для прискорення тіл / В. В. Гладейчук, В. І. Рузайкін; заяв. № 95052314 від 11.05.95; опубл. 31.10.97, Бюл. № 5. 1997. – 6 с.
4. *Пат.* №52596 Україна. Пристрій посадки літального апарата / Н. Ф. Тупицин, Н. М. Тупіцина; МКИ В64С 25/00. – № и201005781; заявл. 12.05.2010; зпубл. 25.08.2010, Бюл. №16. – 8 с.
5. *Пат.* №52597 Україна. Спосіб посадки літального апарата / Н. Ф. Тупіцин, Н. М. Тупіцина; МКИ В64С 25/00. – № 201005783; заявл. 12.05.2010; опубл. 25.08.2010, Бюл. №16. – 10 с.
6. *Синєглазов В. М.* Автоматизовані системи управління повітряних суден: підручник / В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. – К.: НАУ, 2003. – 502 с.

М. Ф. Тупіцин, В. С. Яцківський

Газодинамічний спосіб зльоту літального апарата

Розроблено новий газодинамічний безаеродромний спосіб зльоту літального апарата. Запропоновано пристрій, що реалізує цей спосіб. Виконано розрахунок потрібної швидкості штучного повітряного потоку для розгону літального апарата.

N. F. Tupitsin, V. S. Yatskivskiy

Gas-dynamic method for taking off aircraft's

A new gas-dynamic method for taking off aircraft's without aerodrome is developed. A device for implements this method is suggested. The calculation of the required rate of artificial air flow to disperse the aircraft is realised.