УДК 629.735.33-519(045)

Н. Ф. Тупицин, канд. техн. наук,
А. В. Бондарчук, студ.

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОГО УСТРОЙСТВА

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

Проведен расчет характеристик газодинамического взлетно-посадочного устройства летательного аппарата, обеспечивающих рациональный режим его применения, а также расчет потребной скорости искусственного воздушного потока для подъема (спуска) летательного аппарата.

Ключевые слова: газодинамическое взлетно-посадочное устройство, воздушный поток, газодинамическая установка, вентилятор.

Введение и анализ проблемы. Газодинамический безаэродромный способ посадки летательного аппарата (ЛА) был предложен еще в 1926 г. Ф. Брунером [1]. Суть этого способа состоит в том, что на палубе корабля устанавливается газодинамические установки (ГУ), которые через спрямляющую перфорированную решетку воздействуют искусственно созданным воздушным потоком (ВП) на самолет, тормозя его при посадке. Существенным недостатком способа и устройства, реализующего его, является то, что посадочная полоса сплошная, а значит при включении ГУ будет создаваться неблагоприятный для посадки экранный эффект. Кроме того, наличие трудно контролируемой вертикальной составляющей скорости ЛА при посадке создает предпосылки для аварийной ситуации. Более поздние технические решения [2; 3] по совершенствованию газодинамического способа посадки не устранили указанных недостатков. Применение ГУ для осуществления взлетно-посадочых операций на сплошной (не перфорированной) укороченной взлетно-посадочной полосе предложено в работе [4].

Одним из перспективных взлетно-посадочных устройств (ВПУ) для заданного класса беспилотных ЛА, например со взлетной массой 5 – 200 кг, является газодинамическое ВПУ [5; 6]. К основным функциональным элементам такого ВПУ относятся две газодинамические установки: основная и вспомогательная. В связи с простотой обслуживания в качестве ГУ выбраны вентиляторы. Размеры и параметры вентиляторов заданы в стандарте [7].

Постановка задачи. Для реализации на практике газодинамического ВПУ необходимо рассчитать и обосновать рациональные режимы его применения и определить оптимальные параметры его конструктивных элементов. Задача, в первую очередь, состоит в расчете характеристик вспомогательных вентиляторов ВПУ, которые обеспечивают подъем (рис. 1) при взлете и снижение ЛА при посадке (рис. 2). Направление скорости ИВП-3 , создаваемого ГУ 1, при взлете и посадке изменяется по направлению на 180º.

Уравнение сил, действующих на ЛА вдоль оси OY_g на этапе взлета и посадки, можно записать в виде

$$m\dot{V}_{\text{ЛА}} = R - G = C_x(\alpha = 90°)\rho V_B'^2 S / 2 - mg, \tag{1}$$

где $\dot{V}_{\text{ЛА}}$ – 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; $V'_{\text{В}}$ – скорость искусственного воздушного потока , создаваемая ГУ 2 (рис. 1, 2) около ЛА.

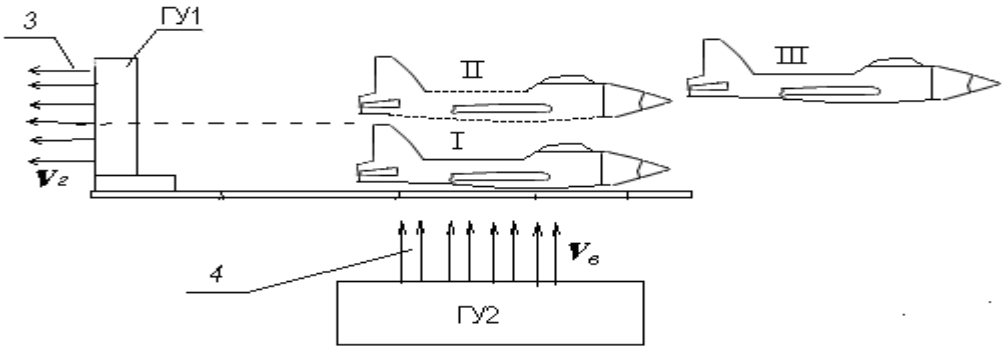

Рис. 1. Функционирование газодинамических установок на этапе взлета ЛА

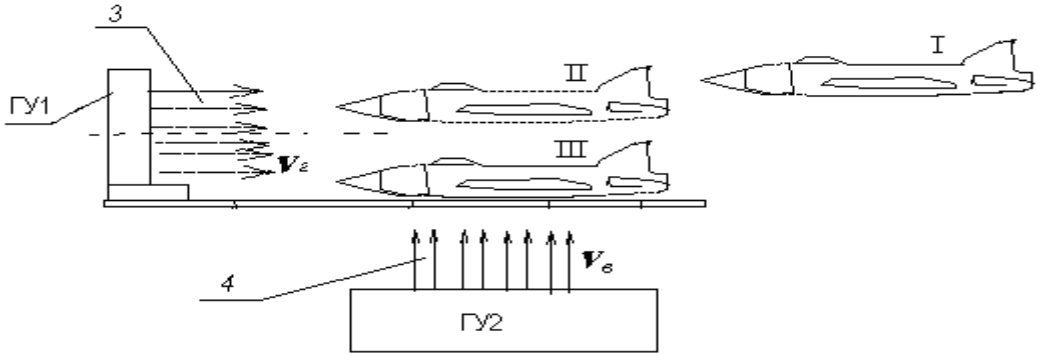

Рис. 2. Функционирование газодинамических установок на этапе посадки ЛА

При взлете подъем ЛА должен быть осуществлен с перфорированной перегородки из неподвижного состояния (положение I) на высоту H_1 (положение II), которую определяет ось симметрии ГУ1, причем величину вертикальной составляющей скорости ЛА в положении II необходимо минимизировать. Положение III на рис. 1 определяет движение ЛА с заданной горизонтальной составляющей скорости. Аналогично при посадке ЛА должен осуществить спуск с высоты H_1 (положение II) до перфорированной перегородки (положение III), причем величина скорости ЛА в положении II должна быть околонулевой.

Решение задачи. Представим скорость искуственного воздушного потока, создаваемую ГУ 2 около ЛА в виде $V'_{\text{В}} = V_0 + \Delta V$, причем величина скорости V_0 позволяет уравновесить силу mg. После подстановки этого выражения в уравнение (1) и преобразования его, а именно, отбрасывания из правой части слагаемого $2B(\Delta V)^2$, получим

$$\frac{dV_{\text{ЛА}}}{dt} = B\Delta V V_0, \tag{2}$$

где $B = C_x(\alpha = 90°)\rho S/(m) = \text{const}$.

Значение текущей высоты H для ЛА определяется в виде

$$\frac{dH}{dt} = V_{\text{ЛА}}. \tag{3}$$

Подставив значение $V_{\text{ЛА}}$ из уравнения (2) в уравнение (3), получим

$$\frac{d\overset{\circ}{H}}{dt} = BV_0\,\Delta V. \tag{4}$$

Частным решением уравнения (4) является функция $\Delta V = V_1(t - t^2)$, где V_1 – некоторое постоянное число.

После подстановки функции ΔV в уравнение (4) и интегрирования его при нулевых начальных условиях, имеем

$$\overset{\circ}{H} = BV_1\left[\frac{1}{2}t^2 - \frac{1}{3}t^3\right]. \quad (5)$$

После интегрирования уравнения (5) при нулевых начальных условиях получаем зависимость изменения высоты подъема ЛА от времени

$$H = \frac{1}{6}BV_1\left(t^3 - \frac{1}{2}t^4\right).$$

Пример расчета параметров вентиляторов взлетно-посадочного устрйства ЛА. Для проведения расчетов приняты характеристики для ЛА типа А-3 Ремез: взлетная масса m = 10 кг; размах крыла $L_к$= 2,0 м; площадь крыла S = 0,526 м^2; мощность двигателя 2,5 л. с; длина ЛА 0,78 м; максимальная скорость V_{max} = 105 км/ч; крейсерская скорость $V_{КР}$ = 58 км/ч.

При заданной мощности двигателя величину тяги P можно считать равной 50 Н, а величину тяговооруженности – 0,51.

Время подъема данного ЛА в зависимости от величины скорости искуственного воздушного потока показано на рис. 3.

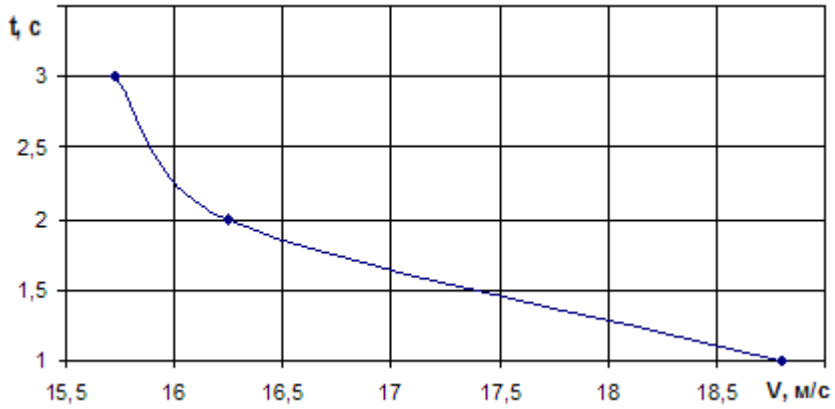

Рис. 3. Зависимость времени подъема ЛА от величины скорости ИВП

Зависимость потребной энергии и мощности вентилятора (ГУ2) от величины $V_в'$ показана на рис. 4, а в зависимости от времени подъема ЛА на заданную высоту – на рис. 5.

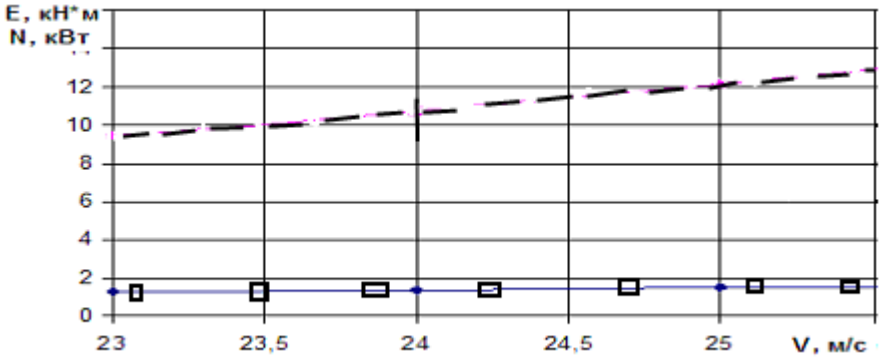

Рис. 4. Зависимость потребной энергии и мощности вентилятора от величины скорости ИВП:
—•—•—• – ***E***; —□— – ***N***

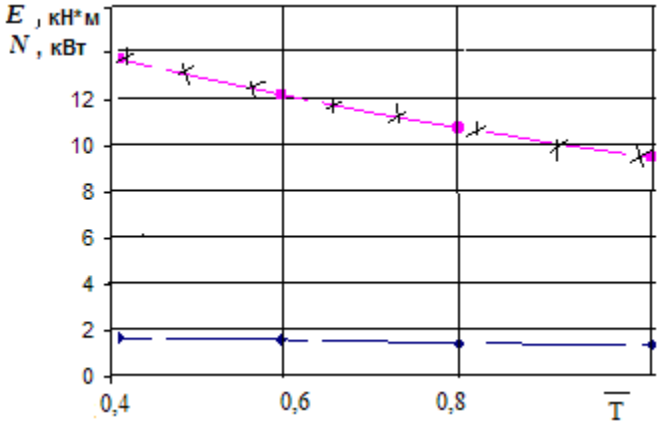

Рис. 5. Зависимости потребной энергии и мощности вентилятора от приведенного времени подъема ЛА: —×—× – *N*; —♦—♦ – *E*.

Висновки. В работе представлены уравнения для расчета характеристик вентилятора, обеспечивающего подъем ЛА на заданную высоту. Проведены расчеты потребных енергии и мощности вентилятора.

Список літератури

1. *Patent USA* №1709058. Landing method for aircraft / Brunner F. Patented Apr. 16, 1926.
2. *Gomez Peres* Sistema y metodo para asistir la toma de tiera sin pista de aeronaves convencionales de ala fija / Gomez Peres, Jose Patricio y otros / Numero de publica 2332400, B64F 1/02. 03.02.2010.
3. *Пат.* № 2005669 B64 F 1/02 Российская Федерация, B64F1/02. Способ посадки летательного аппарата и устройство для его осуществления / А. М. Гусаковский, В. А. Иванюк, В. Н. Журавлев и др.; заявитель и патентообладатель Харьковский авиационный институт им. Н. Е. Жуковского – №4952860/23; заявл. 24.05.1991; опубл. 15.01.1994.
4. *Patent* USA 3544044, 01.12.1970. Aeroport with manufactured surface winds. / Bernhardt Stahmer.
5. *Пат.* №52596 Україна, МКИ B64C 25/00. – № и201005781. Пристрій посадки літального апарата. / Тупицин Н. Ф., Тупіцина Н. М.; заявл. 12.05.2010; опубл. 25.08.2010, Бюл. №16. – 8 с.
6. *Тупіцин М. Ф.* Газодинамический способ взлета летательного аппарата / М. Ф. Тупіцин, В. С. Яцківский // Електроніка та системи управління. – 2010. – 1(27). – С. 122 – 127.
7. *ГОСТ 10616–90 (СТ СЭВ 4483-84)* Вентиляторы радиальные и осевые. Размеры и параметры / Исп.: Г. С. Куликов, В. Б. Горелик, В. М. Литовка, А.Т. и др. – М.: изд-во стандартов – 1990.

М. Ф. Тупіцин, А. В. Бондарчук

Розрахунок характеристик газодинамічного злітно-посадкового пристрою

Проведено розрахунок характеристик газодинамічного злітно-посадкового пристрою літального апарата, що забезпечує раціональний режим його застосування, а також розрахунок потрібної швидкості штучного повітряного потоку для підняття (спуску) літального апарата.

N. F. Tupitsin, A. V. Bondarchuk

Calculation of the characteristics of gas-dynamic landing gear

In this paper, we calculated the characteristics of gas-dynamic landing gear aircraft, providing a rational mode of its application. The calculation of the required rate of artificial air stream for lifting of the aircraft.