

УДК 621.372

*Нгуен Вьет Данг, С. У. Увайсов, Р. М. Увайсов, С. К. Демченко*

## **Анализ сил, действующих на летательный аппарат в процессе разбега по взлетной полосе**

*Анализируются силы, действующие на летательный аппарат в процессе разбега по взлетной полосе. Данный анализ является актуальным и своевременным, поскольку непонимание действующих на самолет сил, а также отсутствие конкретной математической модели, описывающей движение самолета в процессе разбега приводят к трудностям восприятия информации пилотами, их запоздалой реакции на возникшую ситуацию и невозможности обеспечения необходимого уровня безопасности этапа полета. Наличие подобной математической модели позволило бы определить все параметры движения самолета при разбеге, а также принять решение о продолжении или прекращении взлета.*

*Ключевые слова: разбег, взлет, тяга двигателей, сила тяжести, сила трения, турбореактивный двигатель, подъемная сила, сила лобового сопротивления, сила реакции опоры, математическая модель*

### **Об авторах**

**Данг Нгуен Вьет** – аспирант 2-го года обучения кафедры конструирования и производства радиоэлектронных средств РТУ МИРЭА. *E-mail: vietdang9944@gmail.com*. Москва, проспект Вернадского, д. 78.

**Увайсов Сайгид Увайсович** – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструирования и производства радиоэлектронных средств РТУ МИРЭА.

**Демченко Сергей Константинович** – аспирант 2-го года обучения кафедры конструирования и производства радиоэлектронных средств РТУ МИРЭА.

**Увайсов Руслан Магомедович** – магистрант 1-го года обучения кафедры конструирования и производства радиоэлектронных средств РТУ МИРЭА.

Взлет самолета – это начальный этап полета, представляющий собой ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора высоты 25 м [4]. Взлет – наиболее сложный этап полета, требующий от пилотов очень высокого мастерства и профессионализма. Взлет осуществляется посредством увеличения скорости и набора высоты до безопасной величины. Это увеличение скорости достигается за счет тяги двигателей, а набор высоты – за счет образования подъемной силы, повышающей вес самолета. Взлет включает в себя три процесса: разбег, отрыв и набор высоты. Разбег – это начальный этап взлета, который представляет собой процесс набора скорости от нуля до значения, при котором подъемная сила крыльев способна оторвать самолет от поверхности земли [4]. Для того чтобы обеспечить безопасность полета с технической точки зрения, необходимо исследовать динамику полета, а первоочередной зада-

чей здесь ставится математическое описание процесса разбега.

Математическая модель движения самолета при разбеге составлена на основе анализа сил, действующих на самолет в этом процессе. Чем детальнее будут проанализированы силы, тем большей степени соответствия модели можно достичь. Поэтому для получения точной математической модели первоочередной задачей становится аналитическое описание всех сил и их последующее обобщение.

### **Силы, действующие на самолет на разбеге**

При разбеге скорость самолета постепенно увеличивается от нуля до скорости отрыва, следовательно, приближенно можно считать, что разбег – это прямолинейное ускоренное движение самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП) под действием неуравновешенных сил. Пример современного самолета и силы, действующей на него при взлёте, показан на рис. 1.

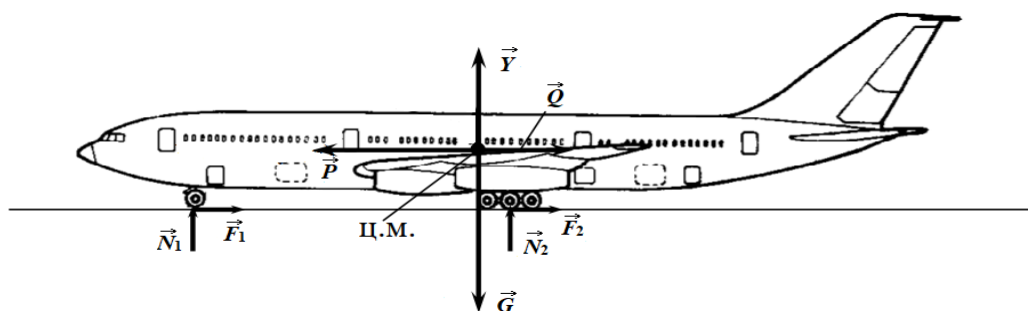


Рис. 1. Схема сил, действующих на самолет на разбеге:

$P$  – тяга двигателей;  $G$  – сила тяжести (вес) самолета;  $Y$  – подъемная сила;  $Q$  – сила лобового сопротивления;  $N (N_1, N_2)$  – сила реакции опоры;  $F_{тр} (F_1, F_2)$  – сила трения колес по бетону

Рассмотрим более подробно каждую из действующих сил.

### Тяга двигателей $P$

Тяга должна действовать в том же направлении, что и траектория полета. Однако двигатель создает силу, действующую в направлении задней части самолета. Благодаря применению третьего закона Ньютона эта сила создает равную и противоположную реакцию, которая «толкает» самолет вперед. По этой причине сила, создаваемая двигателем, называется тягой [1].

Тяга может быть самой важной силой, потому что, независимо от типа исследуемого (или испытываемого) самолета, всем требуется определенный тип тяги, чтобы поднять их ввысь. Даже безмоторным самолетам, таким как планеры, требуется буксирный самолет, чтобы создать внешнюю силу для подъема самолета в воздух, где он может получить воздушный поток над крыльями и обеспечить необходимую подъемную силу, чтобы оставаться в воздухе. Наиболее распространенные средства развития тяги в самолетах с двигателем – воздушные винты или реактивные двигатели. Оба эти типа используют один и тот же принцип, основанный на использовании второго закона Ньютона.

Объяснение тяги полностью основано на Втором законе Ньютона.

$$\vec{F} = \vec{m} \cdot \vec{a}, \quad (1)$$

где  $F$  – сила, приложенная к телу,  $a$  – ускорение тела, а  $m$  – масса тела.

Однако для расчета тяги мы используем уравнение (1) в другой форме:

$$P = \frac{d(mV)}{dt} = \frac{dm}{dt} dV, \quad (2)$$

$\frac{dm}{dt}$  называется массовым расходом и иногда обозначается аббревиатурой  $m_i$  [кг/с];  $dV$ , [м/с] – это просто общее изменение скорости воздушного потока.

$$P = m_i \cdot dV. \quad (3)$$

Количество создаваемой силы или тяги зависит от двух основных факторов: 1) величина массового расхода и 2) изменение скорости воздушного потока.

Каждый из основных факторов, влияющих на тягу, можно изменять разными способами. Если требуется большая тяга, можно либо увеличить массовый расход, либо изменить скорость воздушной массы, проходящей через винт. Чтобы создать заданную величину тяги, можно немного ускорить большой массовый поток или значительно ускорить небольшой массовый поток.

Тяга двигателей  $P$  в начале процесса разбега имеет максимальную величину, а затем, с увеличением скорости, тяги уменьшаются. Двигатели самолета могут быть поршневыми и турбореактивными, и уменьшение тяги для каждого из них будет различным. Каждый тип двигателя имеет скоростную характеристику, дающую значения тяги в соответствующих значениях скорости. Турбореактивный двигатель потребляет топливо для преобразования в кинетическую энергию струи газов, а возникающая при истечении из сопла двигателя сила реакции газов используется как движущая сила – сила тяги.

### Вес самолета $G$

Вес самолета – это сила, создаваемая гравитационным притяжением земли к самолету. Каждая часть самолета имеет уникальный вес и массу, и для некоторых задач важно

знать распределение. Но для полного маневрирования самолета нам нужно учитывать только общий вес и расположение центра тяжести. Центр тяжести – это среднее расположение массы любого объекта. Самолет – это сочетание многих частей: крылья, двигатели, фюзеляж и хвост, плюс полезная нагрузка и топливо. Каждая деталь имеет связанный с ней вес, который инженер может оценить или рассчитать, используя уравнение веса Ньютона:

$$G = mg, \quad (4)$$

где  $m$  – масса самолета [кг];  $g$  – ускорение свободного падения [ $m/c^2$ ].

### Подъемная сила крыльев $Y$

Бернулли приравнял общее давление к сумме статического и динамического давления. Динамическое давление зависит от скорости и плотности воздуха. Плотность напрямую связана с температурой, которая может быть измерена напрямую, а поскольку скорость воздуха также может быть измерена, исследователи хорошо владели частью уравнения Бернулли, относящейся к динамическому давлению:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (5)$$

где  $\rho$  – плотность воздуха – масса вещества, деленная на единицу объема;  $q$  – динамическое давление (сила, создаваемая движущимся газом).

Однако это была только половина уравнения. Напомним, что, поскольку верхняя поверхность крыла длиннее, воздух должен двигаться быстрее над верхней частью крыла. Измерение скорости воздуха позволит получить только динамическое давление, а не изменение вертикальной скорости над крылом. Помните, что полное давление – это сумма статического и динамического давления; и общее давление должно оставаться постоянным. Таким образом, когда одно увеличивается, другое уменьшается. Затем необходимо знать, насколько статическое давление изменяется над крылом. Поскольку изменение статического давления будет различным для разных форм крыла, ученые использовали аэродинамические трубы, чтобы измерить изменения статического давления между верхом и низом крыла разных форм, присвоив каждому значение, называемое «коэффициентом подъемной силы» или  $C_y$ . Теперь у них

был способ определить все давления, необходимые для нахождения подъемной силы. Сила – это давление, умноженное на площадь.

Подъемная сила крыльев  $Y = 0$  во время стоянки самолета. Она прямо пропорциональна скорости движения, а при отрыве самолета от поверхности земли имеет максимальную величину, равную весу самолета. Подъемная сила возникает в результате разности давлений на нижней и верхней поверхности крыла. Разность давлений возникает при несимметричном обтекании профиля, вследствие чего на верхней поверхности крыла давление будет меньше, чем на нижней.

Подъемная сила описывается с помощью формулы Жуковского и коэффициента Смита и имеет вид:

$$y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (6)$$

где  $Y$  – подъемная сила крыла (Н);  $C_y$  – коэффициент подъемной силы;  $\rho$  – плотность воздуха ( $kg/m^3$ );  $V$  – скорость набегающего потока ( $m/c$ );  $S$  – площадь крыльев ( $m^2$ ).

### Сила лобового сопротивления $Q$

Сопротивление – это аэродинамическая сила, которая препятствует движению самолета в воздухе. Торможение создается каждой частью самолета (даже двигателями). Сопротивление – это механическая сила. Он возникает при взаимодействии и контакте твердого тела с веществом (жидкостью или газом). Он не создается силовым полем в смысле гравитационного или электромагнитного поля, когда один объект может воздействовать на другой объект без физического контакта. Для создания сопротивления твердое тело должно контактировать с веществом. Если нет вещества, нет сопротивления. Сопротивление возникает из-за разницы в скорости между твердым объектом и жидкостью или газом. Между объектом и газом (жидкостью) должно быть движение. Если нет движения, нет и сопротивления. Не имеет значения, движется ли объект через статическую жидкость (газ) или жидкость (газ) проходит мимо статического твердого объекта.

Сопротивление – это сила и, следовательно, векторная величина, имеющая как величину, так и направление. Перетаскивание действует в направлении, противоположном движению самолета. Подъемная сила действует перпендикулярно движению. На вели-

чину сопротивления влияет множество факторов. Многие факторы также влияют на подъемную силу, но есть некоторые факторы, которые уникальны для лобового сопротивления самолета.

Сила лобового сопротивления перед разбегом  $Q=0$  и увеличивается в разбеге до определенного значения (она отличается у разных типов самолетов, зависит от угла атаки и профиля крыльев). Лобовое сопротивление самолета складывается из сопротивлений его отдельных частей, находящихся в потоке воздуха [1]:

$$Q_c = Q_{кр} + Q_{ф} + Q_{г.о} + Q_{в.о} + Q_{д.у} + Q_{п.б} + \dots = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (7)$$

где  $Q_{кр}$  – лобовое сопротивление крыла;  $Q_{ф}$  – лобовое сопротивление фюзеляжа;  $Q_{г.о}$  – лобовое сопротивление горизонтального оперения;  $Q_{в.о}$  – лобовое сопротивление вертикального оперения;  $Q_{д.у}$  – гондол двигательных установок;  $Q_{п.б}$  – лобовое сопротивление подвесных баков;  $C_x$  – коэффициент лобового сопротивления;  $S$  – площадь крыльев самолета.

#### Сила реакции опоры $N$

Сила реакции опоры  $N$  имеет максимальную величину, равную весу самолета, когда самолет не движется. С увеличением скорости самолета и увеличением подъемной силы сила реакции опоры уменьшается, а после отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы становится равной нулю.

#### Сила трения колес по бетону $F_{тр}$

Сила трения колес по бетону  $F_{тр}$  зависит от силы реакции опоры  $N$  и состава взлетно-посадочной полосы. Аналогично силе реакции опоры, после отрыва самолета сила трения колес имеет нулевое значение. Сила трения определяется формулой (8):

$$F_{тр} = N \cdot f, \quad (8)$$

где  $F_{тр}$  – сила трения колес о грунт;  $N$  – сила реакции опоры;  $f$  – коэффициента трения между колесами и ВПП.

Математическая модель движения самолета при разбеге по горизонтальной ВПП может быть составлена через описание движения самолета по направлению движения и перпендикулярного ему. В результате получим систему уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d(mV)}{dt} = P - Q - F_{тр} \\ Y - P + N = 0 \\ \frac{dL}{dt} = V \end{cases}, \quad (9)$$

где  $m$  – масса самолета, [кг];  $V$  – скорость движения самолета, [м/с];  $P$  – суммарная тяга силовых установок, [Н];  $G$  – сила тяжести, [Н];  $Y$  – аэродинамическая подъемная сила, [Н];  $Q$  – сила аэродинамического лобового сопротивления, [Н];  $N$  – сила реакции ВВП на колеса, [Н];  $F_{тр}$  – сила трения колес о грунт, [Н];  $L$  – длина пробега самолета, [м].

Для расчета длины разбега сделаем следующее преобразование:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{dV}{dL} \cdot \frac{dL}{dt} = \frac{VdV}{dL} \Rightarrow \\ \Rightarrow dL &= \frac{VdV}{\left(\frac{dV}{dt}\right)} \Rightarrow L = \int_0^{V_{взл}} \frac{VdV}{\left(\frac{dV}{dt}\right)}. \end{aligned}$$

Тягу двигателя можно приблизительно описать с помощью зависимости  $P = cV^2 + kV + e$ , и, поставив разложения формулы (4), (6), (7), (8) в первое уравнение системы (9), получим:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{P - Q - F_{тр}}{m} = \left[ \frac{c \cdot V^2 + k \cdot V + e}{m} - \frac{C_x \frac{\rho V^2}{2} S}{m} - \frac{f \left( mg - C_y \frac{\rho V^2}{2} S \right)}{m} \right].$$

Сгруппируем слагаемые по  $V^2$ :

$$\frac{dV}{dt} = \left( \frac{e}{m} - g \cdot f \right) + \frac{k \cdot V}{m} - \left( (C_x - fC_y) \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{S}{m} - \frac{c}{m} \right) V^2.$$

Или можем переписать в таком виде:

$$\frac{dV}{dt} = a_p + t_p V - b_p V^2,$$

где:

$$a_p = \frac{e}{mg} - g \cdot f,$$

$$L_p = \frac{1}{2b_p} \left[ \frac{2t_p \tan^{-1} \left( \frac{2b_p V_{взл} - t_p}{\sqrt{-4a_p b_p - t_p^2}} \right)}{\sqrt{-4a_p b_p - t_p^2}} + \frac{2t_p \tan^{-1} \left( \frac{-t_p}{\sqrt{-4a_p b_p - t_p^2}} \right)}{\sqrt{-4a_p b_p - t_p^2}} + \ln \left[ \frac{a_p}{a + t_p V_{взл} - b_p V_{взл}^2} \right] \right].$$

### Выводы

В ходе исследования была проанализирована динамика полета самолета и проведен анализ сил, действующих на летательный аппарат в процессе разбега по взлетной полосе. В результате работы была составлена математическая модель движения самолета при разгоне по горизонтальной ВПП и формулы для расчета длины разбега. Из модели получено, что длина разбега зависит от веса самолета и параметров воздушной среды. В статье не учитывались воздействия таких внешних факторов, как боковой ветер, температура и давление. Результаты, представленные в работе, будут использованы для дальнейших исследований в целях разработки автоматизированной системы контроля параметров движения в процессе взлета.

$$b_p = (C_x - fC_y) \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{S}{m} - \frac{c}{m},$$

$$t_p = \frac{k}{m}.$$

Интеграл для расчета длины разбега имеется в таком виде:

$$L_p = \int_0^{V_{взл}} \frac{V dV}{a_p + t_p V - b_p V^2}.$$

Вычисляем интеграл и получим конечную формулу для расчета длины разбега:

### Библиографический список

1. Бехтина Н.Б., Кубланов М.С. Динамика полета. М.: МГТУ ГА, 2007. 28 с.
2. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. Динамика полета. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
3. Пентюхов В. И., Будник А. П., Чашников А.М. Математическое описание турбулентной атмосферы. Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2002. 99 с.
4. Саликов В.А., Пентюхов В.И., Будник А.П. Математическое моделирование автоматического движения самолета в турбулентной атмосфере. Воронеж: Воронеж. гос. техн. ун-т, 2004. 377 с.
5. Votyakov A.A., Kayunov N.T. Flight aerodynamics and dynamics of the aircraft. Moscow: DOSAAF, 1975. 295 p.

Поступила в редакцию  
27.11.2020