

**Сельвесюк Николай Иванович** – Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»; e-mail: selvesyuk@yandex.ru; 125167, г. Москва, ул. Планетная, д. 3; тел.: 84992311812; кафедра «Системного анализа, приборного и оптико-электронного оборудования»; начальник кафедры; д.т.н.; доцент.

**Selvesyuk Nikolay Ivanovich** – Air Force military educational-scientific center «Zhukovskii and Gagarin Air Force Military Academy»; e-mail: selvesyuk@yandex.ru; 3, Planetnay street, Moscow, 125167, Russia; phone: +74992311812; the department «the system analysis, the instrument and optico-electronic equipment»; the chief of department; dr. of eng. sc.; associate professor.

УДК 629.73.02; 681.5.01

**А.М. Шевченко, Б.В. Павлов, Г.Н. Начинкина**

### **МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА ПРИ НАЛИЧИИ ВЫСОТНЫХ ПРЕПЯТСТВИЙ**

*С целью снижения рисков на этапе взлета воздушных судов в работе предлагаются алгоритмические методы оценивания текущего и прогнозирования будущего движения с использованием энергетического подхода к управлению полетом летательных аппаратов. На основе полученных оценок рассчитывается положение воздушного судна на взлетно-посадочной полосе, из которого возможно достигнуть желаемого конечного состояния на этапе взлета. Приводятся результаты моделирования взлета пассажирского самолета в различных вариантах загрузки и при наличии высотных препятствий по курсу взлета на разном удалении от конца взлетно-посадочной полосы.*

*Управление полетом; взлет; энергетический подход; принятие решения.*

**A.M. Shevchenko, B.V. Pavlov, G.N. Nachinkina**

### **METHOD OF AIRCRAFT TAKEOFF FORECASTING IN THE PRESENCE OF HIGH-ALTITUDE OBSTACLES**

*For the purpose of risks decrease at a stage of flying vehicles takeoff the algorithmic method of an estimation of current state and forecasting of future movement are offered in work. Method is based on the energy approach to flight control. On the basis of these estimations the aircraft position from which probably to reach a desirable final state at a takeoff stage is calculated. Results of modeling of the passenger aircraft takeoff under various loading and in the presence of high-altitude obstacles ahead on different distances from the runway are presented.*

*Flight control; takeoff; energy approach; decision-making.*

**Введение.** Концептуально основная идея работы находится в русле новых взглядов на управление в классе терминальных алгоритмов с фиксированной функцией цели.

В данной работе находятся условия достижимости конечного состояния и определяется резерв времени или дальности по траектории до возникновения опасной ситуации.

В процессе выполнения полета любого летательного аппарата имеются два этапа, характеризующиеся как интенсивным маневрированием, так и ограниченностью ресурсов управления для достижения некоторых терминальных состояний. Так, на этапе взлета требуется выполнить разбег в границах взлетно-посадочной полосы и набрать достаточную высоту исходя из требований норм летной годности или при наличии препятствий по курсу полета. С другой стороны, на конечном этапе посадки требуется погасить скорость до уровня, пригодного для рулежки. При неблагоприятных условиях, таких как удаленная точка приземления, укороченная

ченная взлетно-посадочная полоса (ВПП), осадки и др., выполнение целевой функции при располагаемых средствах торможения представляет собой терминальную задачу с трудно предсказуемым или негарантированным исходом.

Вопросам улучшения качества управления на критических этапах полета и тем самым снижения риска возникновения летных происшествий посвящено множество работ [1–5].

Все они основаны на знании номинальных аэродинамических характеристик или использовании нормированных диаграмм для коррекции основных маневров на взлете в зависимости от априори известных факторов: температуры, высотности аэродрома, уклона ВПП, вектора скорости ветра и др. Как отмечалось в ряде исследований [1, 2], существующая методика принятия решения на взлете, основанная только на моменте достижения самолетом так называемой скорости принятия решения  $V_1$ , не может предотвратить авиационных происшествий, причиной которых бывают заниженные разгонные характеристики самолета, потеря тяги, превышение допустимой массы, неисправность тормозов или отклонение погодных условий от ожидаемых.

Концептуально основная идея работы находится в русле новых взглядов на управление в классе терминальных алгоритмов с фиксированной функцией цели.

В данной работе находятся условия достижимости конечного состояния и определяется резерв времени или дальности по траектории до возникновения опасной ситуации.

Основы алгоритмических методов оценивания текущего и прогнозирования будущего движения воздушного судна были сформулированы ранее в работе [6]. Методы базируются на энергетическом подходе к управлению полетом летательных аппаратов [7,8]. С позиций этого подхода движение ЛА рассматривается в терминах его полной энергии и её составляющих – потенциальной и кинетической. Количественные соотношения между источником и потребителями энергии выражены в форме уравнения баланса энергий:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{ob} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^w.$$

Найден алгоритм оценивания текущего и прогнозного энергетического состояния воздушного судна, что позволяет рассчитать его граничное положение на взлетно-посадочной полосе, после которого достигается желаемое конечное состояние в процессе взлета и набора необходимой высоты. Приводятся результаты моделирования взлета пассажирского самолета в различных вариантах загрузки и при наличии высотных препятствий по курсу взлета на разном удалении от конца взлетно-посадочной полосы.

**Метод прогнозирования безопасного пролета над препятствием.** В условиях высокой интенсивности воздушных операций повышается вероятность ситуаций, требующих безотлагательного принятия решений, когда самолет находится непосредственно в пределах ВПП.

На этапе разбега при пониженной тяговооруженности по причине отказа двигателей или в условиях высокогорья, или при повышенной температуре воздуха, или при предельных полезных нагрузках также требуется оценить способность самолета осуществить разбег до взлетной скорости в пределах ВПП и набрать достаточную высоту для пролета над препятствиями в виде искусственных сооружений или естественных возвышений рельефа местности по курсу взлета. Схематично траектории и ограничения на взлете показаны на рис. 1.

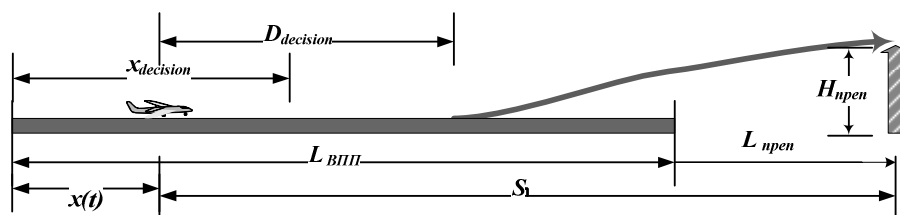


Рис. 1. Координаты характерных точек на этапе взлета

Для устойчивого полета самолет должен иметь скорость не ниже некоторой  $V_{level}$ , известной для каждого самолета. Таким образом, полная энергия движения в момент преодоления препятствия  $E_h$  должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной, которые и определяют достижимую высоту  $h_{npen}$  пролета над препятствием:

$$E_h = m \frac{V_{level}^2}{2} + mgh_{npen}. \quad (1)$$

Величина полной накопленной энергии в конце какого-либо маневра складывается из текущей кинетической и работе всех внешних сил  $F_i$  на траектории маневра. Траектория подлета к препятствию включает наземный и воздушный участки. Считая малыми углы набора высоты, будем отождествлять пространственную траекторию и её проекцию длиной  $S$ . Тогда спрогнозированная накопленная энергия на пути подлета к препятствию будет выражаться формулой

$$E(t)_{forecast} = m \frac{V(t)^2}{2} + S \sum_i F_i(t). \quad (2)$$

Моделирование или прямое измерение всех действующих сил является нетривиальной задачей. Наиболее значимыми из них являются тяга двигателя, аэродинамические силы при наличии ветра, реакция со стороны шасси и др. Влияние равнодействующей всех этих сил проявляется в виде ускорения. В предлагаемой методике сумма действующих сил естественным образом вычисляется через продольное ускорение

$$\sum_i F_i(t) = ma(t), \quad (3)$$

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке

$$a(t) = gn_x(t).$$

Приравнивая выражения для необходимой (1) и прогнозной (2) энергий с учетом эквивалентной замены (3), в процессе разбега можно найти длину впередилежащего участка траектории, необходимого для накопления недостающей полной энергии.

$$D = \frac{g}{a(t)} h_{npen} + \frac{(V_{level})^2 - V(t)^2}{2a(t)} - l.$$

В точке траектории, где прогнозируемая длина этого участка обнуляется, прогнозная величина энергии будет достаточной для пролета над препятствием с требуемой скоростью. Эта точка названа точкой принятия решения о безопасном взлете:  $x_{decision} = x(t) \Big|_{D=0}$ . В отличие от методики взлета, предписываемой руководствами по летной эксплуатации, методика прогнозирования полной энергии гарантирует возможность взлета не в момент достижения скорости принятия реше-

ния, а намного раньше и в координатах дальности, привязанных к взлетной полосе. Предполагается, что интенсивный маневр подъема носового колеса будет начат после достижения скорости отрыва, а набор высоты будет выполнен в соответствии с НЛГ с допустимым углом наклона траектории, известным априори для каждого типа самолетов и метеоусловий в зоне аэродрома.

Апробация методики прогнозирования параметров полета в некоторой критической точке пролета над препятствием была проведена на компьютерном стенде с полной моделью самолета ТУ-204 в варианте с двигателями ПС-90. Пульт оператора позволял устанавливать массу и центровку самолета, климатические условия, высотность аэродрома и составлять сценарий взлета в соответствии с действующим руководством по летной эксплуатации.

Целью моделирования было получение множества расчетных точек принятия решения и сопоставление их с рекомендациями стандартных методик пилотирования.

Были выполнены серии взлетов самолета с разной массой – от минимальной до максимальной и расположением препятствий высотой от 50 до 150 метров на удалении от конца ВПП от 500 до 3000 метров. В процессе взлета фиксировалось положение самолета на ВПП, в котором текущее энергетическое состояние с учетом прогноза движения было достаточным для разгона до минимальной скорости полета и подъема на высоту препятствия в точке его расположения.

На рис. 2, 3, 4 показаны зависимости координаты точки принятия решения (ТПР) для самолетов с разной взлетной массой от дальности до препятствий высотой 50, 100 и 150 м соответственно. Следует подчеркнуть, что эти данные иллюстрируют не типовые условия на взлете, а относятся к аэродромам с близко расположенными препятствиями. В работе также получены результаты по скоростям и накопленной энергии в процессе разбега, на основании которых сделан вывод о принципиальной возможности прогнозирования решения о взлете.

Для повышения ситуативной осведомленности весьма полезным считается знание запаса или резерва дальности до обреза взлетной полосы в точке принятия решения. Величина резерва также прогнозируется в процессе разбега:

$$L_{reserv} = L_{ВПП} - x(t) - D_{decision} .$$

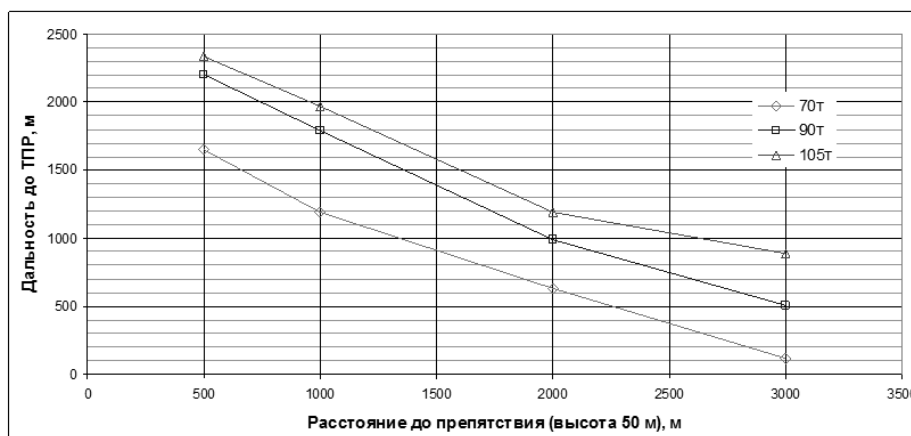


Рис. 2. Высота препятствия 50 м



Рис. 3. Высота препятствия 100 м

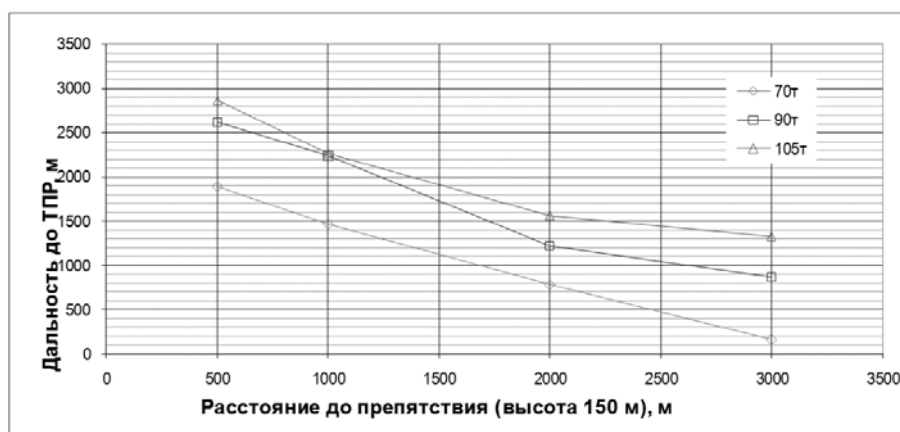


Рис. 4. Высота препятствия 150 м

**Выводы.** Результаты могут представлять интерес для эксплуатантов воздушных судов ввиду того, что, следуя нашей методике, возможность взлета с гарантированным пролетом над препятствием обосновывается раньше, чем достигается так называемая скорость принятия решения в соответствии с расчетом по номограммам руководства по летной эксплуатации. Информационное сообщение об этом, сформированное в поле зрения пилота, позволит ему соотнести текущую ситуацию с положением самолета на полосе, что улучшит ситуативную осведомленность и снизит стрессовые нагрузки.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Глубокая М.Г. Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлёта пассажирского самолёта // Техника воздушного флота. – 2008 – Т. LXXXII. – №1 (690). – С. 21-30.
2. Никифоров С.П. Бортовая система контроля разбега – эффективное средство повышения безопасности взлётов транспортных самолётов // Техника воздушного флота. – 2002. – № 3–4. – С. 47-54.
3. Шаров В. Д. Методика оценки вероятности выкатывания воздушных судов за пределы ВПП при посадке // Научный вестник МГТУ Гражданской Авиации. – 2007. – № 122.
4. Завершинский В.В. Устройство для предотвращения выкатывания воздушных судов за пределы взлетно посадочной полосы. Патент RU2373115.

5. *Pinder S.D.* Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System. Ph.D. thesis. – University of Saskatchewan. – 2002.
6. *Павлов Б.В., Шевченко А.М.* Средства информационной поддержки пилота на этапах взлета и посадки // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2011. – № 3 (116). – С. 206-214.
7. *Kurdjukov A.P., Nachinkina G.N., Shevtchenko A.M.* Energy approach to flight control // AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AIAA. – Boston, 1998. – P. 98-4211.
8. *Павлов Б.В., Шевченко А.М., Начинкина Г.Н.* Энергетический подход и его использование для проектирования систем управления полетом // Российско-американский научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем». – 2003. – Вып. 2 (16). – Т. 8. – С. 24-43.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор В.Н. Афанасьев.

**Шевченко Андрей Михайлович** – Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук; e-mail: anshev@ipu.ru; 117997, г. Москва, Профсоюзная, 65; тел.: +74953349039; лаборатория динамических информационно-управляющих систем; к.т.н.; с.н.с.

**Павлов Борис Викторович** – e-mail: pavlov@ipu.ru; тел.: 84953349351; лаборатория динамических информационно-управляющих систем; гл.н.с.; д.т.н.

**Начинкина Галина Николаевна** – e-mail: vicabo@ipu.ru; тел.: +74953349039; лаборатория динамических информационно-управляющих систем; научный сотрудник.

**Shevchenko Andrei Mihailovich** – Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences; e-mail: anshev@ipu.ru; 65, Profsoyuznaya street, Moscow, 117997, Russia; phone: +74953349039; laboratory of dynamic information\control systems; cand. of eng. sc.; senior scientist.

**Pavlov Boris Viktorovich** – e-mail: pavlov@ipu.ru; phone: +74953349351; laboratory of dynamic information/control Systems; chief researcher; dr. of eng. sc.

**Nachinkina Galina Nikolaevna** – e-mail: vicabo@ipu.ru; phone: +74953349039; laboratory of dynamic information\control systems; scientist.

УДК 681.51.013; 516.32

**А.Б. Филимонов, Н.Б. Филимонов**

### **О ПРОБЛЕМАТИКЕ СИНТЕЗА КООРДИНИРУЮЩИХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ\***

*Обсуждается проблематика координирующего управления. Излагается метод синтеза координирующих автоматических систем, цель управления которых формулируется в виде задания управляющих соотношений между переменными состояниями многоканального объекта или группы объектов. Исследуется задача координации в иной постановке по сравнению с работами основоположника данного направления Л.М. Бойчука. Процессы управления формируются посредством двух многомерных контуров: контура агрегатного управления динамикой объекта в целом и контура регулирования межкоординатных соотношений. В предлагаемых решениях ключевую роль играет автономизация данного контура; процедуры расчета контуров управления базируются на аппарате передаточных матриц.*

*Системы координирующего управления; принцип разделения движений; отдельные каналы регулирования; контур регулирования соотношений; компенсация возмущений; автономизация.*

---

\* Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 10-08-01139.