

УДК 629.7.05

А. М. СУББОТА, В. Г. ДЖУЛГАКОВ, В. Ф. СИМОНОВ, А. Е. БАСОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

## СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА НА ЭТАПЕ РАЗБЕГА

*Исследуются вопросы повышения достоверности функционирования систем контроля темпа разбега самолёта при взлёте. Анализ построения существующих систем на базе оценки так называемой «эффективной взлётной массы» выявил ряд существенных недостатков, которые приводят к значительным погрешностям в оценке опасных отклонений во взлётных характеристиках, что вызывает дефицит темпа разбега. В связи с этим в работе предложен принцип построения экспертной системы контроля темпа разбега на основе непосредственного измерения времени пробега самолёта на каждом отдельном участке взлетно-посадочной полосы, вычисления его скорости, ускорения, пройденной дистанции от момента начала разбега и сравнения полученных результатов с аналогичными параметрами, полученными на основании летных испытаний для предельно-допустимых условий взлёта.*

**Ключевые слова:** темп разбега при взлёте, эффективная масса, расстояние, отрезок взлётно-посадочной полосы, скорость, ускорение, датчик, экспертная система, оценивание параметров разбега.

### Введение

Одним из перспективных направлений совершенствования систем контроля и управления современными самолетами является внедрение элементов искусственного интеллекта. Такие системы способны обеспечивать качественно новый уровень информационной поддержки летного экипажа, поскольку функционирование таких систем может быть основано на прогнозе развития конкретной ситуации при выполнении различных режимов полета. Таким образом, внедрение искусственного интеллекта в системы управления самолетами может поднять безопасность полета на совершенно иной уровень и значительно уменьшить количество летных происшествий.

Анализ авиакатастроф показывает, что, начиная с первых лет развития авиации, с 1910 по 2006 годы в мире произошло более 5000 катастроф, которые унесли жизни более 1 млн. человек. Лондонский журнал «Экономист» приводит такую статистику авиакатастроф [1]:

- при разгоне самолетов – 18% всех аварий;
- при взлете – 11%;
- при наборе высоты – 7%;
- при горизонтальном полете – 5%;
- при снижении – 3%;
- при заходе на посадку – 12%;
- при посадке – 16%;
- при приземлении – 25%.

По совокупности причин в конкретных ситуациях на первом месте, по мнению эксперта Межго-

сударственного авиационного комитета (МАК), остается так называемый «человеческий фактор». Кроме того, в числе причин называют низкое качество подготовки летного состава, плохое состояние взлетно-посадочной полосы, некачественное метеорологическое обеспечение экипажей в процессе полетов и ряд других. Перечисленные причины коррелируют с причинами катастроф, произошедших при разгоне (18%) и взлете (11%) самолетов.

В свете указанной проблемы в ведущих зарубежных и отечественных авиационных организациях (NASA, Boeing, Aerospatiale, Научно-исследовательский институт авиационных двигателей (НИИ АД) и др.) начали проводиться интенсивные исследования по разработке алгоритмов взлета. Однако, несмотря на множество разработок, проблема безопасности при взлете до сих пор остается нерешенной, о чем свидетельствует тот факт, что ни на одном из современных пассажирских самолетов подобная система не задействована. Причина такой ситуации – сложность реализации и низкая надежность многих разработанных систем управления взлетом, в результате чего авиакомпании отказались от их использования [2, 3].

Таким образом, целью статьи является разработка системы контроля параметров взлета самолета на этапе разбега.

### Постановка задачи исследования

Учитывая важность вопроса, связанного с обеспечением безопасности пассажиров и самолета

при его разгоне по взлетно-посадочной полосе (ВПП), необходимо провести анализ существующих методов контроля параметров взлета и предложить один из возможных методов оценки текущего темпа разгона при разбеге самолета и способ его технической реализации. Это позволит обеспечивать на качественно новом уровне информационную поддержку экипажа с целью прогноза развития конкретной ситуации при различных погодных условиях и состоянии ВПП.

### Анализ существующих методов контроля параметров взлета самолета на этапе разбега

В работах [2, 4, 5] рассматривается метод контроля процесса взлета самолета, позволяющий распознавать опасные отклонения во взлетных характеристиках, приводящих к дефициту темпа разбега. При этом контроль темпа разбега осуществляется по оценке эффективной взлетной массы  $m^*$ , математическая модель которой выводится из уравнений для продольной и нормальной составляющих перегрузок самолета при разбеге:

$$m^* = \frac{P_x - X - \frac{K_1}{K_2}(P_y - Y)}{(n_x - \frac{K_1}{K_2}n_y)g};$$

$$K_1 = \sin(\nu - \eta) - f \cos(\nu - \eta); \quad (1)$$

$$K_2 = \cos(\nu - \eta) + f \sin(\nu - \eta),$$

где  $P_x, P_y$  – соответственно составляющие тяги двигателей по осям ОХ и ОУ связанной системы координат;

$X, Y$  – соответственно аэродинамические продольная и нормальная силы;

$n_x, n_y$  – соответственно продольная и нормальная перегрузки;

$g$  – ускорение свободного падения;

$f$  – коэффициент трения качения;

$\nu$  – угол тангажа;

$\eta$  – уклон ВПП.

Как видно из (1), реализация вычисления эффективной взлетной массы на разбеге самолета непосредственно связана с техническими возможностями информационно-измерительного комплекса самолета конкретного типа в сочетании с техническими возможностями аэродромного оборудования и его технических служб. При этом алгоритм вычисления эффективной взлетной массы базируется на использовании трех групп параметров:

- измеряемые (продольная  $n_x$  и поперечная  $n_y$  перегрузка, число  $M$ , угол тангажа  $\nu$ );

- априорные (плотность воздуха  $\rho$ , давление на уровне аэродрома  $P_{\text{аэр}}$ , составляющие тяги двигателей  $P_x, P_y$ , уклон ВПП  $\eta$ , температура окружающего воздуха  $T$ , коэффициент трения качения  $f$ , скорость  $W$  и направление ветра НВ, курс ВПП и др.);

- определяемые с помощью расчетных моделей.

К последней категории можно отнести следующие виды моделей:

а) модель двигателя в виде зависимости тяги  $P$  от таких параметров, как барометрическая высота  $H$ , число Маха  $M$ , температура окружающей среды  $t$  и положение ручки управления двигателем  $\alpha_{\text{руд}}$ ;

б) модель воздушной скорости при взлете:

$$V_1 = \sqrt{(\tilde{V}_n)^2 + (W)^2 - 2\tilde{V}_n \cdot W \cdot \cos(a_B)}, \quad (2)$$

где  $\tilde{V}_n$  – модуль вектора линейной скорости самолета, направленный вдоль оси, параллельной плоскости ВПП;

$W$  – модуль вектора скорости ветра;

$UB$  – угол ветра;

в) модели угла ветра:

$$UB = NB - \Psi_{\text{ВПП}}, \quad (3)$$

где  $NB$  – навигационный ветер;

$\Psi_{\text{ВПП}}$  – курс ВПП;

г) модели аэродинамических сил:

$$X = C_X \cdot q \cdot S, \quad Y = C_Y \cdot q \cdot S, \quad (4)$$

где  $C_X, C_Y$  – соответственно коэффициенты продольной и нормальной аэродинамических сил;

$S$  – площадь крыла.

Таким образом, в основе принципа использования эффективной взлетной массы, как индикатора нештатных отклонений во взлетных характеристиках самолета, лежит принцип расчета, базирующийся на фактически измеряемой, вычисляемой и априорной информации. Если фактические значения параметров соответствуют ожидаемым, эффективная взлетная масса равна фактической взлетной массе, которая при штатном взлете должна быть равна расчетной взлетной массе. Если фактические значения параметров отличаются от ожидаемых, это является признаком того, что во взлетных характеристиках имеются нештатные отклонения. Такой принцип

является достаточно громоздким и требует больших вычислительных ресурсов для выдачи требуемой информации в масштабе реального времени. Кроме того, как отмечает сам автор [4], данный метод обладает низкой точностью. Суммарная погрешность определения массы  $m^*$  может составлять до 20%.

Несколько отличается от рассмотренного выше принцип, основанный на контроле скорости разбега самолета в соответствии с заданной программой ее изменения как функции времени или пройденной дистанции [6]. При этом используются алгоритмы сравнения текущего продольного ускорения с расчетным средним значением ускорения, вычисляемым согласно формуле:

$$a_{x \text{ расч}} = \frac{g}{2} \left[ 2\mu - \left( \frac{1}{k_a} + f \right) \right], \quad (6)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения;

$\mu = \frac{P}{G}$  – относительная тяговооруженность самолета ( $P$  – суммарная тяга двигателей,  $G$  – сила веса);

$k_a = \frac{Y_a}{X_a}$  – аэродинамическое качество при летной конфигурации ( $Y_a$  – аэродинамическая подъемная сила,  $X_a$  – сила лобового сопротивления);

$f$  – коэффициент трения качения.

Как и ранее, здесь также исходные данные ( $f$ ,  $k_a$ ,  $P$ ,  $G$ ) устанавливаются или вычисляются в соответствии с конкретными условиями взлета для конкретно взятого самолета и характеристик ВПП.

Команда прекращения взлета здесь формируется в виде условия

$$a_x < a_{x \text{ расч}}, \quad (7)$$

где значение  $a_{x \text{ расч}}$  является априорной величиной и заносится в логический блок бортового вычислителя.

Поскольку при разбега самолета ускорение  $a_x$  быстро изменяется, то обычно используют его среднее значение

$$a_{x \text{ ср}} = \frac{V_{\text{п}}^2}{2L}, \quad (8)$$

где  $V_{\text{п}}$  – путевая скорость;

$L$  – пройденная дистанция по ВПП.

При этом необходимое или заданное среднее значение ускорения может быть определено исходя из критических параметров разбега:

$$a_{x \text{ зад}} = \frac{V_{\text{кр}}^2}{2L_{\text{кр}}}, \quad (9)$$

где  $V_{\text{кр}}$  – максимально допустимая скорость самолета;

$L_{\text{кр}}$  – максимально допустимая длина ВПП, отведенная для целей разбега самолета.

Таким образом, как видно из формул (8) и (9), команда «Прекратить взлет» может быть сформирована, исходя из следующих условий:

$$a_x < a_{x \text{ зад}} \quad \text{или} \quad \frac{V_{\text{п}}^2}{L_{\text{кр}}} < \frac{V_{\text{кр}}^2}{L}. \quad (10)$$

Как видно из приведенных выше формул, существующие методы контроля динамики разбега самолета могут быть сведены к следующему:

- сравнение фактических значений параметров разбега с соответствующими эталонными значениями, например, измеряемого текущего значения скорости, ускорения или пройденной дистанции;

- прогнозирование динамических параметров движения самолета по ВПП, например, дистанции, достижения контрольных значений скорости, ускорения, начала дистанции торможения и т.д. [8].

Для получения значений фактических параметров в описанных выше методах используют измерение тех или иных динамических параметров самолета за счет использования имеющегося стандартного бортового оборудования. Однако, как известно, бортовому оборудованию присущи и различного рода погрешности (методические, инструментальные, динамические и т.д.), что, так или иначе, приводит к уже известному результату – невысокой надежности выдачи требуемой информации экипажу, особенно на этапе разбега [7]. Отсюда вытекает задача исключения бортового измерительного комплекса из процесса выработки информации о параметрах и темпе разбега самолета по ВПП и при взлете и использования для этих целей данной системы.

### Реализация поставленной задачи

Информационное обеспечение системы построено на основе датчика, который непосредственно измеряет расстояние, пройденное самолетом по ВПП, и оценивает время, начиная с момента его движения и до момента отрыва от ВПП. При этом вычислительный комплекс предлагаемой системы в реальном времени рассчитывает протяженность пройденного участка ВПП и значения скорости и ускорения, достигнутых на этом участке. Логический блок в составе системы при этом постоянно сравнивает указанные динамические допустимые

параметры  $(L_{\text{доп}}, V_{\text{доп}}, a_{\text{доп}})$ , вычисленные в процессе разбега, с соответствующими параметрами, полученными в результате статистической обработки данных лётных испытаний с учетом максимально допустимой полезной нагрузки, максимально допустимым направлением и скоростью ветра и минимально допустимым коэффициентом трения качения. При этом значения  $L_{\text{доп}}, V_{\text{доп}}, a_{\text{доп}}$  как функции времени предварительно заносятся в программный блок системы, что необходимо для определения заданного темпа разбега.

Конструкция и размещение датчика информации о скорости самолёта при разбеге показана на рис. 1.

Функциональная схема предлагаемой системы контроля параметров взлета самолета на этапе разбега представлена на рис. 2, осциллограммы, поясняющие принцип выработки текущей информации о времени прохождения участка ВПП заведомо известной длины – на рис. 3, а программа набора скорости (ускорения) самолётом на каждом отрезке ВПП отражена на рис. 4.

Конструктивно датчик информации о скорости самолёта при разбеге (рис. 1) состоит из постоянно-го магнита 1, размещенного непосредственно на ободе колеса 2, катушки 3, размещенной на штанге шасси 4, несущей колесо 2. Катушка намотана на сердечник, имеющий зазор.

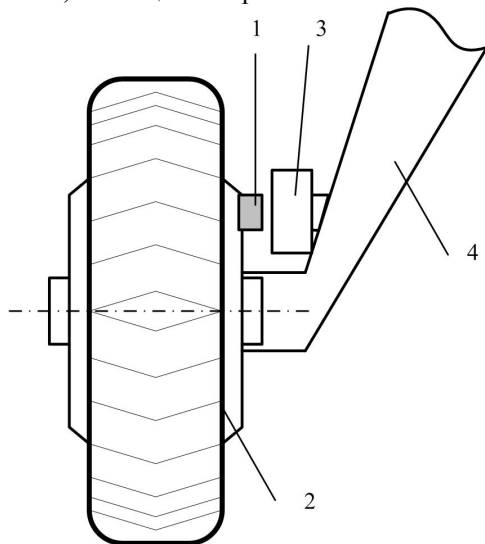


Рис. 1. Конструкция и размещение датчика скорости:

1 – постоянный магнит; 2 – колесо;  
3 – катушка на сердечнике с зазором; 4 – шасси

В состав функциональной схемы предлагаемой системы входят датчик информации о скорости разбега (см. рис. 2), формирователь импульсов 2, логическая схема «И» 3, делитель частоты импульсов 4, счетчик импульсов 5, схема задержки сигнала 6,

генератор измерительных импульсов высокой частоты (ГВЧ) 7, триггер 8, управляемый таймер 9 с функциями запуска и сброса, параллельный регистр 10, вычислитель 11, логический блок 12, программный блок 13, переключатель 14. Оператор может влиять на работу системы посредством ввода данных о параметрах самолёта и ВПП в программный блок и замыкания переключателя 14. Принцип функционирования предлагаемой системы заключается в следующем.

Перед началом разбега самолёта оператор заносит необходимые данные о параметрах самолёта и ВПП в программный блок 13 и замыкает переключатель 14.

При движении самолёта по ВПП колесо с постоянным магнитом вращается вокруг своей оси (см. рис. 1). Когда постоянный магнит перекрывает зазор сердечника, на выходе катушки, и, соответственно, датчика 1, формируется импульс. Этот импульс поступает на вход формирователя 2, на выходе которого формируется прямоугольный импульс  $U_2$  (см. рис. 3). Каждый такой импульс формируется с каждым оборотом колеса. Первый импульс от формирователя 2 после начала разбега устанавливает триггер 8 в «1», выходной сигнал триггера поступает на один вход логического элемента «И» 3 и разрешает прохождение всех импульсов от формирователя 2 на делитель частоты импульсов 4. Также выходной сигнал триггера 8 поступает на вход таймера 9 и запускает его работу. Таймер подсчитывает измерительные импульсы от генератора высокой частоты 7.

Если радиус колеса, на котором установлен постоянный магнит, равен  $R$ , то за один оборот колеса проходит расстояние

$$l_k = 2\pi R. \quad (11)$$

Разобьём ВПП на  $m$  одинаковых отрезков. Это обусловлено тем, что программа набора скорости (ускорения) самолётом на каждом отрезке неодинакова (см. рис. 4). На рис. 4 введены обозначения:  $\Delta V_i, i = \overline{1, m}$  – прирост скорости на соответствующем отрезке. Если обозначить длину отрезка, как  $d$ , то на выходе формирователя 2 будем иметь следующее количество импульсов сигнала  $U_2$  (см. рис. 3) при прохождении самолётом каждого отрезка:

$$N = \frac{d}{l_k}, \quad (12)$$

а длина пройденного отрезка ВПП выражается как

$$d = N \cdot l_k. \quad (13)$$

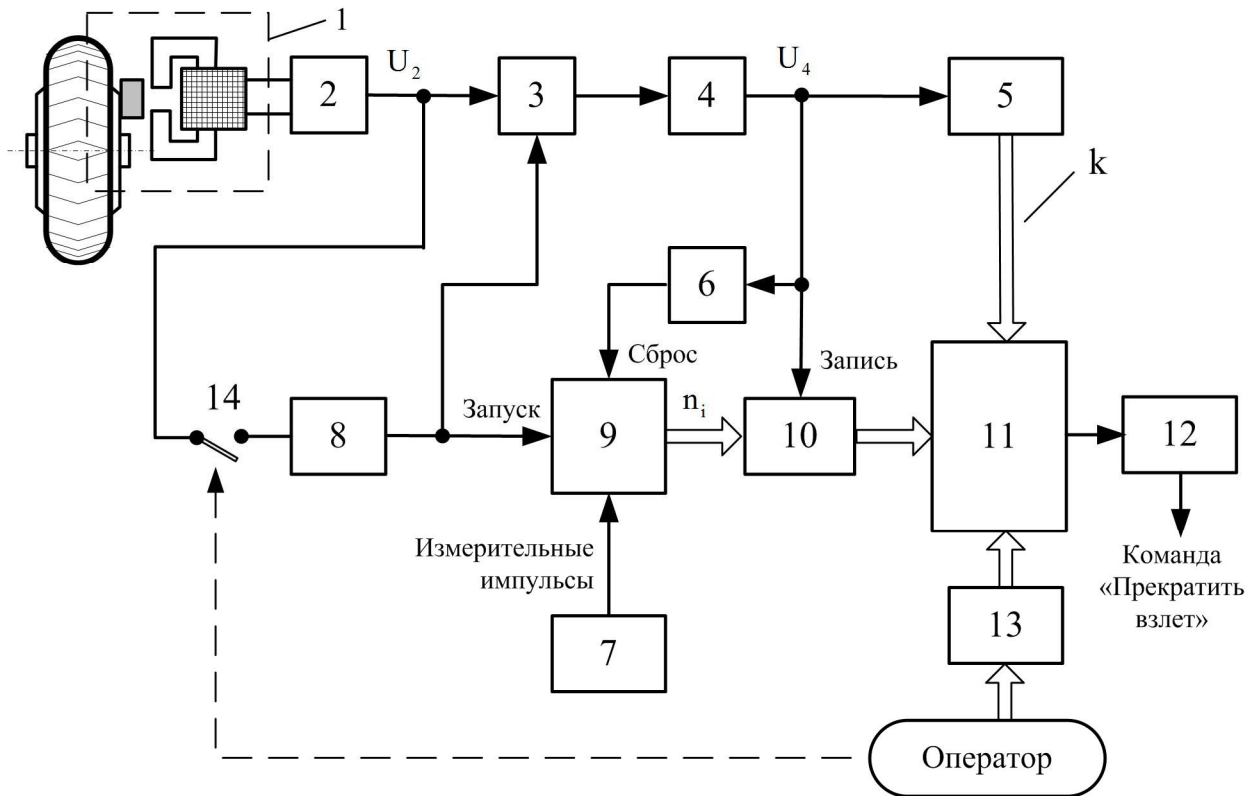


Рис. 2. Функциональная схема системы контроля параметров самолёта при разбеге:  
 1 – датчик скорости разбега (см. рис. 1); 2 – формирователь импульсов, 3 – логическая схема И;  
 4 – делитель частоты импульсов; 5 – счетчик импульсов; 6 – схема задержки сигнала; 7 – ГВЧ; 8 – триггер;  
 9 – управляемый таймер; 10 – параллельный регистр; 11 – вычислитель;  
 12 – логический блок; 13 – программный блок; 14 – переключатель

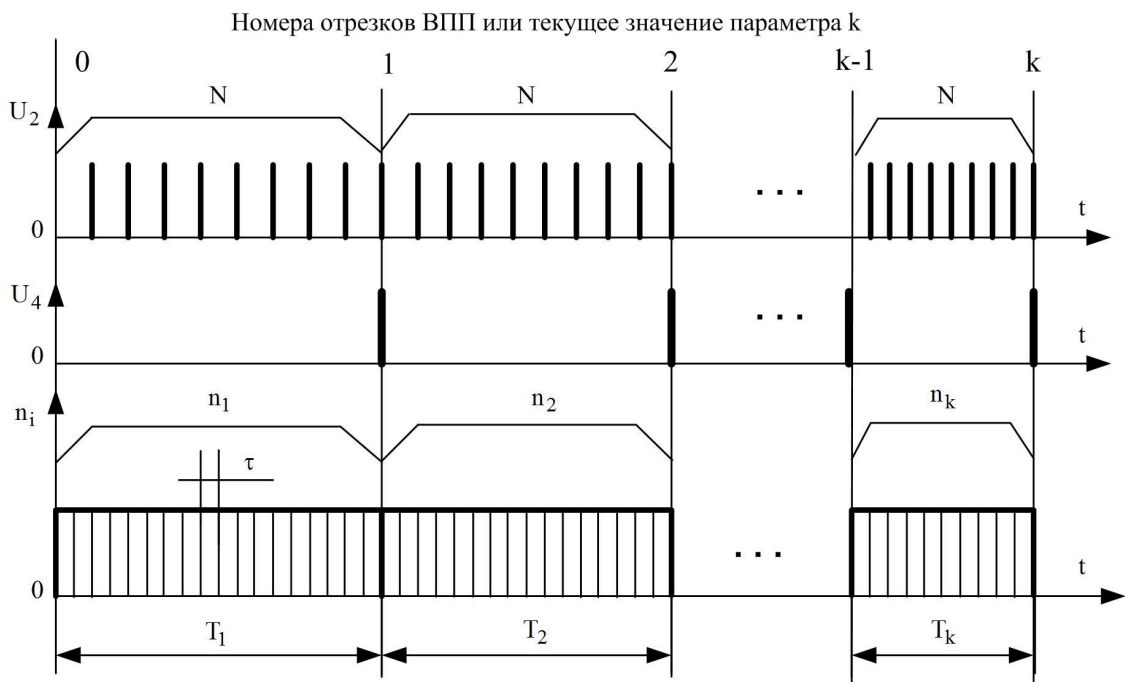


Рис. 3. Диаграммы основных сигналов системы

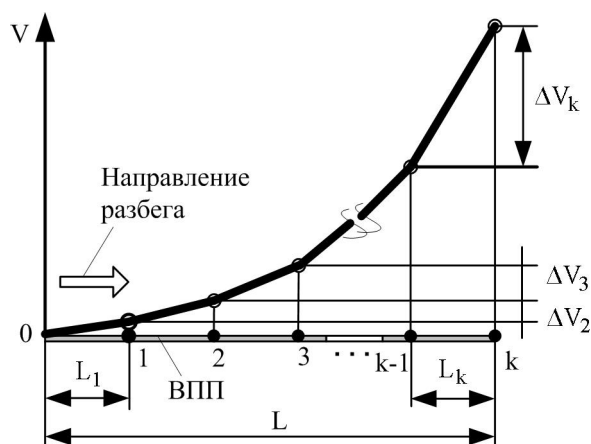


Рис. 4. Пример программы набора скорости самолёта

Делитель частоты импульсов 4 имеет коэффициент деления  $N$ , то есть каждый выходной импульс делителя соответствует прохождению колесом самолёта отрезка ВПП длиной  $d$ . Выходные импульсы делителя частоты 4 подсчитываются счетчиком 5, на выходе которого формируется значение  $k$  количества пройденных отрезков ВПП.

Выходной сигнал  $U_4$  делителя частоты импульсов 4 используется также для управления таймером 9 с целью измерения времени прохождения каждого из  $k$  интервалов ВПП. Сигнал  $U_4$  подается на параллельный регистр 10 и вызывает фиксацию текущего числового значения  $n_i$ , сформированного в таймере 9. Также выходной импульс  $U_4$  делителя частоты импульсов 4 через схему задержки 6 подается на вход сброса таймера 9 для его обнуления (величина задержки должна составлять 2 периода измерительных импульсов ГВЧ). В результате работы таймера 9 с параллельным регистром 10 на выходе последнего формируется значение  $n_i$  количества импульсов от ГВЧ за время пробега  $i$ -го отрезка ВПП (см. осциллограмму  $n_i$  на рис. 3). Время пробега  $i$ -го отрезка может быть рассчитано как

$$T_i = n_i \cdot \tau, \quad (14)$$

где  $\tau$  – период измерительных импульсов ГВЧ.

Значение скорости самолёта на  $i$ -м отрезке можно рассчитать как

$$V_i = \frac{d}{T_i} = \frac{N \cdot l_k}{n_i \cdot \tau} = C \cdot \frac{N}{n_i}, \quad (15)$$

где  $C = \frac{l_k}{\tau}$  – постоянная величина.

Вычисление ускорения на каждом отрезке ВПП можно выполнять по формуле

$$a_i = \frac{V_i - V_{i-1}}{T_i} = \frac{\Delta V_i}{T_i}. \quad (16)$$

Расчет среднего значения ускорения выполняется следующим образом:

$$a_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^k (V_i - V_{i-1})}{\sum_{i=1}^k T_i}. \quad (17)$$

Информация о величине пройденного самолётом пути по ВПП рассчитывается в вычислителе по значению параметра  $k$ , полученному от счетчика 5, что фактически соответствует количеству пройденных отрезков, длина которых заведомо известна. Таким образом, на выходе вычислителя формируется информация как о скорости самолёта на отдельных участках ВПП, так и о его ускорении и пройденном расстоянии от начала разбега. Далее эта информация передается в логический блок, где проверяется выполнение совокупности условий (10) с повышенной точностью за счет цифровой обработки информации.

При технической реализации предлагаемой системы функции логического блока 12 могут быть реализованы как часть программного обеспечения вычислителя. Тем не менее, на рис. 2 логический блок 12 выделен в самостоятельную функциональную единицу, чтобы подчеркнуть важность проверки совокупности условий (10) для принятия решения о продолжении или прекращении разбега.

Таким образом, поставленная задача повышения точности контроля всех параметров разбега самолёта на этапе его взлета полностью решается, что является необходимым условием для обеспечения безопасности.

## Заключение

1. Анализ принципов построения существующих систем и методов контроля параметров взлёта, основанных на оценке текущего темпа разгона при разбеге самолёта по ВПП, показал, что они имеют низкую точность и достоверность оценки параметров и выработки необходимой информационной поддержки экипажу. Основными причинами этого являются использование неточной информации от бортового измерительного комплекса, сложность вычислительных процедур, базирующихся на многопараметрических аналитических зависимостях.

2. С целью повышения надежности и достоверности выработки необходимой информации о действительном темпе разбега предложена цифровая экспертная система. Работа системы основана на использовании специального датчика, независимого от функционирования бортового измерительного комплекса. Предложенный аппаратно-программный метод обработки сигналов с датчика позволяет получить комплекс информационных параметров об истинной протяженности пройденного отрезка ВПП за время, измеренное системой с высокой степенью точности, а также о значениях текущей скорости и ускорения самолёта. Своевременное формирование команды «Прекратить взлет» для экипажа происходит при несоответствии темпа разбега критическим значениям параметров движения самолёта, полученным экспериментально в результате лётных испытаний при заведомо предельных условиях.

3. Перед новым вылетом экипаж освобождается от необходимости предварительного ввода любой исходной информации. В процессе анализа текущего темпа разбега экспертная система формирует зависимости продольных скорости и ускорения самолёта как функций дистанции, пройденной по ВПП, и эти значения постоянно сравниваются с минимально допустимыми темпами набора скорости или ускорения на конкретных отрезках разбега. При наличии недопустимых отклонений экспертная система выдает команду «Прекратить взлёт». Данный сигнал может быть использован для блокировки ручки управления двигателем, включения двигателей на реверсный режим и затормаживания колес. Однако окончательное решение о прекращении взлета, блокировке или изменении режима работы тех или иных подсистем самолёта принимает, безусловно, экипаж. Данный комплекс мер позволит обеспечить безопасность выполнения разбега и своевременную реакцию на нештатную работу систем самолёта с учётом факторов внешней среды.

## Литература

1. Черноглазова, Т. О некоторых закономерностях авиакатастроф [Текст] / Т. Черноглазова, А. Трунев // *International Journal The World Astrology Review*. – November 27, 2007. – № 10. – С. 23 – 29.
2. Глубокая, М. Г. Метод контроля процесса взлёта по функции эффективной взлётной массы [Текст] / М. Г. Глубокая // *Ученые записки ЦАГИ*. – 2009. – Т. XXXX, № 1. – С. 82 – 91.
3. Ерусалимский, Е. А. Анализ принятия решения о прекращении или продолжении взлета в авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] / М. А. Ерусалимский // *Человек и безопасность полетов: сб. науч. тр. Корпорация «Русская эргономика и интеллектуальные системы»*, 2013. – С. 190 – 200.
4. Глубокая, М. Г. Применение методов искусственного интеллекта при контроле взлёта магистрального самолёта [Текст] / М. Г. Глубокая // *Искусственный интеллект*. – 2002. – № 3. – С. 376 – 383.
5. Глубокая, М. Г. Современное состояние вопроса решения проблемы безопасности на этапе взлета [Текст] / М. Г. Глубокая // *Искусственный интеллект*. – 2005. – № 3. – С. 370 – 380.
6. Рогожин, В. О. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден [Текст] : підручник / В. О. Рогожин, В. М. Синєглазов, М. К. Фляшкін. – К. : Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 316 с.
7. Zammit-Mangion, D. Evaluation of Takeoff Performance Monitoring Algorithm in Large Jet Transport Operations [Text] / D. Zammit-Mangion, M. Eshelby // *Journal of Aircraft*. – 2006. – Vol. 43, No. 1. – P. 201-206.
8. *Airplane flying handbook [Text]* / U.S. Department of transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Branch, – Oklahoma city, 2004. – 288 p.

Поступила в редакцию 5.11.2015, рассмотрена на редколлегии 18.11.2015

## СИСТЕМА КОНТРОЛЮ ПАРАМЕТРІВ ЗЛЕТУ ЛІТАКА НА ЕТАПІ РОЗБІГУ

А. М. Субота, В. Г. Джулгаков, В. Ф. Симонов, А. Є. Басова

Досліджуються питання підвищення достовірності функціонування систем контролю темпу розбігу літака при його злеті. Аналіз побудови наявних систем на базі оцінки так званої «ефективної злітної маси» показав ряд істотних недоліків, які призводять до значних похибок в оцінці небезпечних відхилень щодо злітних характеристик, що викликає дефіцит темпу розбігу. У зв'язку з цим в роботі запропоновано принцип побудови експертної системи контролю темпу розбігу на основі безпосереднього вимірювання часу пробігу літака на кожній окремій ділянці злітно-посадкової смуги, розрахунку його швидкості, прискорення, пройденої дистанції від моменту початку розбігу і порівняння отриманих результатів з аналогічними параметрами, здобутими на основі льотних випробувань для гранично-припустимих умов злету.

**Ключові слова:** темп розбігу при злеті, ефективна маса, відстань, відрізок злітно-посадкової смуги, швидкість, прискорення, датчик, експертна система, оцінювання параметрів розбігу.

#### SYSTEM OF THE AIRPLANE TAKEOFF PARAMETERS CONTROL AT TAKING-OFF STAGE

*A. M. Subbota, V. G. Dzhulgakov, V. F. Symonov, A. Y. Basova*

The problems of improvement of the functioning authenticity of the checking systems of the airplane running start rate at its takeoff are researching. Analysis of the existing systems constructed on the base of estimation so-called “effective takeoff mass” has exposed series of essential disadvantages which causes considerable mistakes in estimation dangerous deviations of the takeoff characteristics causing deficit of taking-off rate. In this connection the new principle of constructing the expert system of running state rate checking has been offered. This principle is based on direct measuring of airplane running time at every separate section of the runway, and calculation airplane velocity and acceleration, covered distance from the moment of ground run beginning, and comparison received results with analogues ones received on the base of flight tests for maximum permissible conditions of the takeoff.

**Key words:** taking-off rate, effective mass, distance, runway section, velocity, acceleration, sensor, expert system, estimation of taking-off parameters.

**Суббота Анатолий Максимович** – канд. техн. наук, доцент, проф. кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: subota.am@gmail.com.

**Джұлғаков Виталий Георгиевич** – доцент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: v.dzhulgakov@gmail.com.

**Симонов Владимир Федорович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: symonov.v@gmail.com.

**Басова Анна Евгеньевна** – ассистент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anna\_bassova@mail.ru.