
**СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ**

УДК 629.7.05

МЕТОДИКА ВЫБОРА ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ЭТАПА ВЗЛЕТ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ, ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ И БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ¹

© 2020 г. А. А. Голубева^{а,*}, Н. В. Куланов^{а,**}

^а ФГУП ГосНИИАС, Москва, Россия

*e-mail: aagolubeva@2100.gosniias.ru

**e-mail: nvkulanov@2100.gosniias.ru

Поступила в редакцию 09.04.2018 г.

После доработки 20.08.2019 г.

Принята к публикации 30.09.2019 г.

В основу построения модели движения воздушных судов на этапе взлет положен заданный сценарий выполнения этапа, содержащий множество параметров, однозначно определяющих траекторию. Выбор рациональных значений этих параметров проводится по критерию выполнения заданных условий безопасности. В качестве модели движения воздушного судна используются уравнения движения центра масс в вертикальной плоскости с аппроксимацией движения вокруг центра масс колебательным звеном. Для типичного среднемагистрального воздушного судна определен перечень релевантных параметров, и в пространстве этих параметров построена область, в каждой точке которой выполняются все заданные условия безопасности.

DOI: 10.31857/S0002338820010072

Введение. Взлет самолетов гражданской и военно-транспортной авиации является одним из важных этапов полета. По числу аварий и нештатных ситуаций он занимает второе место после этапа посадки. Традиционно вопросам безопасности посадки уделяется большое внимание как в научной литературе, например [1, 2], так и пассажирами воздушных судов (ВС) в виде оваций при приземлении самолета. В то же время безопасности этапа взлет уделяется меньше внимания. Однако, как показывает случай с самолетом ТУ-154 под г. Сочи, режим взлета “таит в себе много подводных камней” и даже у летчиков с большим стажем летных часов может вызывать проблемы. В работах, посвященных исследованию этапа взлет [3, 4], внимание уделяется вопросам динамики полета ВС и в меньшей степени – вопросам выбора параметров этапа с учетом условий безопасности. В определенной мере устранить этот недостаток позволяет предлагаемый в данной работе подход к определению основных параметров этапа взлет.

Существует несколько определений этого этапа. Так, в [3] взлетом ВС называется его движение от начала разбега до достижения безопасной скорости и высоты. При этом безопасной скоростью V_2 считается такая скорость, на которой ВС обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для последующего набора высоты. В настоящее время в соответствии с нормами летной годности (НЛГС) эта высота принята равной 10.7 м.

Используемые в этих определениях понятия безопасной высоты и скорости приводят к двум различным определениям этапа взлет [3]:

собственно взлет – это участок от места страгивания ВС на линии старта до достижения высоты 10.7 м и скорости, превышающей V_2 ;

полный взлет – это участок с места страгивания ВС на линии старта до достижения высоты и скорости, установленных для данного самолета и обеспечивающих безопасность и наибольшую эффективность выполнения полета.

Как и в работе [3], высота завершения полного взлета принимается близкой к высоте первого эшелона (400 м) над уровнем взлетно-посадочной полосы (ВПП) в точке отрыва ВС или высоте

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 15-08-00079).

полета, достигаемой в момент перехода от взлетной к полетной конфигурации крыла, если она больше высоты первого эшелона. Скорость завершения полного взлета для каждого ВС различна и задается руководящими документами.

Характерной особенностью этого этапа является интенсивное изменение всех параметров движения ВС, в связи с чем отсутствует возможность применения при исследовании каких-либо квазистационарных моделей и связанных с ними методов. Для описания этого этапа приходится использовать динамические модели движения ВС с необходимой степенью подробности. Требования к этим моделям в значительной степени определяются сценарием выполнения этапа взлет, предписанным соответствующими руководящими документами, к числу которых относится Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) соответствующего ВС.

Одним из возможных, достаточно схематичных (упрощенных) сценариев является следующий. ВС стоит на ВПП на тормозах и механизация крыла (закрылки, предкрылки) находится во взлетной конфигурации. При получении разрешения на взлет пилот переводит рукоятку управления двигателем (РУД) в положение $\delta_{\text{зад}}$ и при выходе двигателей на заданный режим снимает тормоза для начала разбега ВС. В процессе разбега пилот контролирует некоторые значения индикаторных (приборных) скоростей, которые предписаны РЛЭ. Первая из них – скорость V_1 , при которой пилот должен принять решение о продолжении или прекращении взлета и принятии мер на экстренное торможение. В случае продолжения разбега, следующей характерной скоростью является скорость V_R начала подъема передней стойки шасси, на которой пилот перемещением штурвала (или другого соответствующего органа управления) “на себя” создает заданное значение угла тангажа $\nu_{\text{зад}}^*$. При дальнейшем движении ВС достигается скорость $V_{\text{отр}}$, при которой происходит отрыв ВС от полосы и набор высоты 10.7 м. На этой высоте скорость должна превышать значение V_2 , называемое безопасной скоростью взлета. Скорости V_R и V_2 достаточно тесно связаны и обычно разница между ними составляет несколько процентов. Этот набор параметров участвует в определении этапа собственно взлета.

В процессе дальнейшего набора высоты достигается значение скорости $V_2^* = V_2 + (20-30)$ км/ч, при которой разрешается изменение отдельных параметров полета ВС. В частности, на высоте уменьшения тяги $H_{\text{у.т}}$, для сохранения ресурса двигателя, может проводиться уменьшение его тяги (дросселирование) путем перемещения РУД в новое положение $\delta_{\text{у.т}} = \delta_{\text{зад}} - \Delta\delta$. При уменьшении тяги может произойти уменьшение скорости. Для компенсации этого эффекта на высоте ускорения $H_{\text{уск}} > H_{\text{у.т}}$ необходимо уменьшить угол тангажа на величину $\Delta\nu$. При дальнейшем увеличении скорости и достижении значения $V = V_3$ начинается изменение конфигурации крыла с уборки закрылков, а при скорости V_4 убираются предкрылки и крыло принимает полетную конфигурацию. После этого продолжается полет ВС в заданные значения высоты $H = H_{\text{зад}}$ и скорости $V = V_{\text{зад}}$. На этом этап взлет заканчивается.

Конкретные значения параметров, участвующих в описании сценария этапа взлет, задаются руководящими документами и должны обеспечивать выполнение основных летно-технических характеристик (ЛТХ) ВС и безопасность взлета. Эти значения определяются для некоторых стандартных условий и для одной какой-либо характеристики (критерия) этапа. В процессе же эксплуатации ВС внешние условия, такие как высота аэродрома, угол наклона полосы и коэффициент трения колес при разбеге, состояние атмосферы (температура, давление, влажность), а также аэродинамические характеристики ВС и тяговые характеристики двигателей, могут отличаться от принятых. Эти обстоятельства требуют разработки методов определения значений указанных параметров для всей совокупности возможных условий применения конкретного ВС, обеспечивающих безопасность полета и учет интересов авиакомпании.

1. Постановка задачи. В рассматриваемом случае она должна содержать:

описание сценария с перечнем параметров и внешних условий полета, однозначно определяющих траекторию;

математическую модель движения ВС на этапе взлет;

формальное описание условий безопасности;

формулировку цели исследования.

1.1. Параметры сценария взлет и внешних условий. Как следует из приведенного выше описания сценария все множество параметров этапа взлет можно разбить на две группы. К первой группе относятся те параметры, которые определяют возможности по варьированию траекторией: $\delta_{\text{дв}}$ – начальное положение органа управления тягой двигателей; V_R – ско-

рость начала подъема передней стойки шасси; $v_{\text{зад}}^*$ – заданное значение угла тангажа ВС при подъеме передней стойки; $\Delta\delta$ – перемещение РУД для уменьшения тяги (дросселирования) двигателей; $\Delta\nu$ – величина уменьшения угла тангажа на высоте ускорения; $H_{\text{у.т}}$ – высота уменьшения тяги; $H_{\text{уск}}$ – высота ускорения; V_3 – скорость начала первого этапа уборки механизации; V_4 – скорость начала второго этапа уборки механизации.

Эта группа параметров образует вектор \bar{P}_0 , который однозначно определяет траекторию взлета при заданных внешних условиях. В состав компонентов вектора \bar{P}_0 не вошло значение скорости V_1 принятия решения о возможности продолжения полета, которое присутствует в описании сценария. Правильный выбор скорости V_1 является одним из основных условий безопасности этапа взлет, однако на траектории взлета он не оказывает влияния, поэтому исключен из состава компонент вектора \bar{P}_0 . Определение значения V_1 составляет содержание отдельной проблемы, а в данном рассмотрении мы считаем его заданным.

Следует заметить, что параметры V_3 и V_4 лишь формально отнесены к вектору \bar{P}_0 в том смысле, что мы можем исследовать их влияние на характеристики этапа взлет. В действительности их значения заданы в РЛЭ и требуют строгого выполнения.

На процесс движения ВС помимо вектора параметров \bar{P}_0 оказывают влияние и другие факторы, на значения которых мы не можем влиять либо эти возможности ограничены. К ним относятся: $H_{\text{аэр}}$ – высота аэродрома либо точки старта над уровнем моря; $K_{\text{тр}}$ – коэффициент трения колес ВС на этапе разбега; m_0 – начальная масса ВС; ΔP_0 – отклонение давления на аэродроме от стандартного значения; ΔT_0 – отклонение температуры на аэродроме от стандартного значения.

Эту группу параметров назовем параметрами внешних условий и обозначим \bar{P}_c .

1.2. Модель движения ВС. Этап взлета осуществляется в соответствии с заранее заданной процедурой вылета ВС и обычно содержит первоначальный прямолинейный участок, а далее могут быть участки с маневрированием по курсу для прохождения заданных промежуточных пунктов маршрута (ППМ). При рассмотрении высотно-скоростных параметров траектории все горизонтальные проекции участков движения по ППМ спрямляются и движение ВС рассматривается в единой вертикальной плоскости.

Одним из основных требований к модели является возможность моделирования рассматриваемого сценария движения ВС на этапе взлет. Кроме того, модель должна учитывать наиболее важные особенности динамики движения ВС и, в то же время, быть достаточно простой для возможной реализации ее в бортовых вычислителях.

Так как протяженность по дальности этапа взлет достаточна мала, можно принять, что таким требованиям удовлетворяет модель движения центра масс ВС в плоскопараллельном гравитационном поле с учетом изменения массы.

Уравнения модели получаются при рассмотрении показанной на рис. 1 схемы систем координат и сил, действующих на центр масс ВС.

Основной системой координат в данном случае принята скоростная система координат с осями Ox , Oy . Неподвижная система координат, связанная с Землей, определена осями L , H . Кроме того, на этом рисунке приняты следующие обозначения \bar{V} – вектор воздушной скорости центра масс ВС; \bar{R} – вектор аэродинамической силы лобового сопротивления; \bar{Y} – вектор аэродинамической подъемной силы; \bar{G} – вектор силы тяжести; \bar{T} – вектор силы тяги двигателей; Ox_2 , Oy_2 связанные с центром масс оси, параллельные осям L , H соответственно; Ox_2 – вектор продольной оси ВС; α , θ , φ – углы атаки, наклона траектории относительно оси Ox_2 и установки двигателя относительно продольной оси ВС.

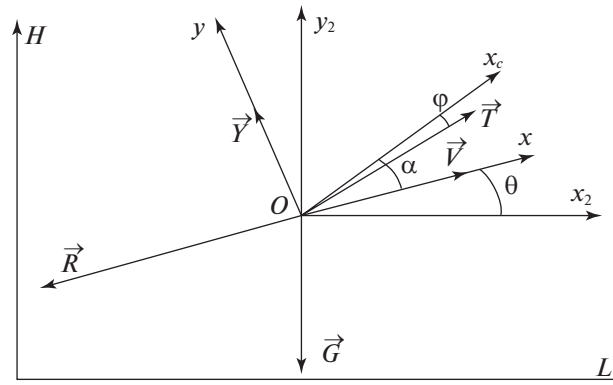


Рис. 1

Получающиеся из представленной на рис. 1 схемы уравнения модели движения центра масс ВС (с учетом изменения массы ВС) имеют вид

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= T \cos \alpha_T - R - R_{т.к} - mg \sin \theta + q_c V, \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= T \sin \alpha_T + Y + R_{оп} - mg \cos \theta, \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta, \\ \frac{dL}{dt} &= V \cos \theta, \\ \frac{dm}{dt} &= -q_c, \end{aligned} \quad (1.1)$$

где $\alpha_T = \alpha - \varphi$; m – текущее значение массы ВС; g – ускорение силы тяжести; q_c – секундный расход топлива; H – геометрическая высота; R – сила трения качения; $R_{оп}$ – реакция опоры; L – проекция центра масс ВС на ось Ox_2 .

Входящие в систему уравнений (1.1) силы определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} R &= C_x S \frac{\rho V^2}{2}; \quad Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}; \quad T = T(\delta, H_B, M, T_B), \\ R_{оп} &= Mg \cos \theta - Y - T \sin \alpha_T \geq 0; \quad R_{т.к} = f_{т.к} R_{оп} l, \end{aligned} \quad (1.2)$$

где C_x, C_y – балансировочные значения коэффициентов аэродинамических сил R, Y ; S – характерная площадь ВС, ρ – плотность воздуха, M – число Маха, δ – отклонение РУД; T_B – температура наружного воздуха; H_B – барометрическая высота, $f_{т.к}$ – коэффициент трения качения, по предположению постоянный.

Входными управляющими воздействиями в системе (1.1)–(1.2) являются угол атаки α и угол δ отклонения РУД.

С целью приближенного учета динамики изменения угла атаки α дополним систему (1.1)–(1.2) динамическим оператором в виде колебательного звена с параметрами T_2, ξ , которые определяются либо при обработке результатов летных экспериментов, либо по результатам моделирования с использованием подробных моделей движения ВС вокруг центра масс.

$$(T_2^2 p^2 + 2T_2 \xi p + 1)\alpha = \alpha_{зад}, \quad (1.3)$$

где $\alpha, \alpha_{зад}$ – текущее и заданные значения угла атаки, p – оператор дифференцирования.

Учитывая, что в описании сценария участвуют угол тангажа ν и РУД, а также полагая $\alpha_{зад} = \nu_{зад} - \theta$, можно видеть, что модель движения центра масс в виде уравнений (1.1)–(1.3) позволяет моделировать заданный сценарий полета при управляющем воздействии $\alpha_{зад}(\nu_{зад})$.

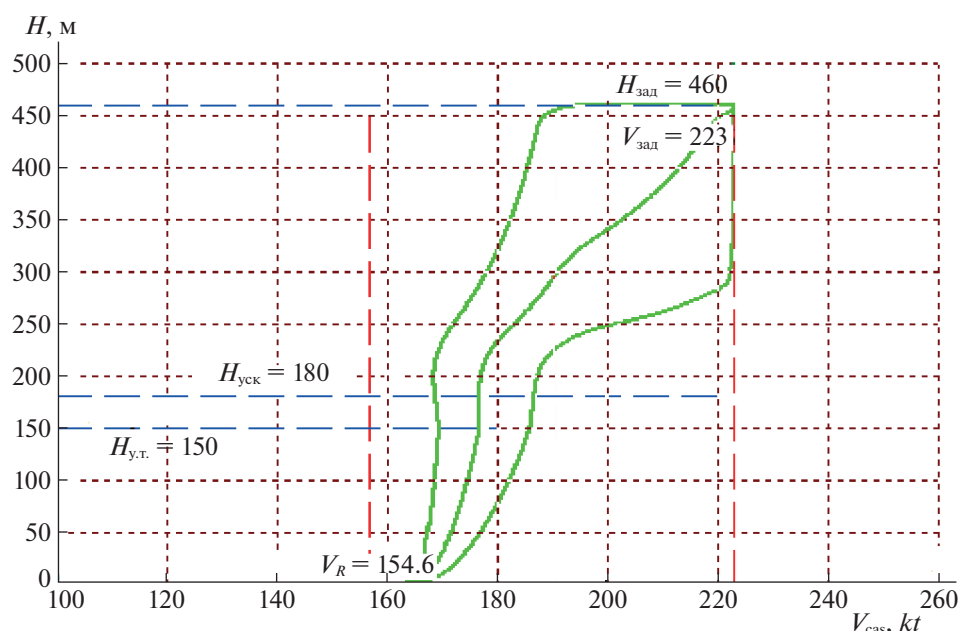


Рис. 2

Управляющими параметрами в этой модели становятся δ и $v_{\text{зад}}$, на которые наложены соответствующие ограничения. Кроме того, ограничения наложены и на фазовые координаты объекта в виде соотношений

$$H(t) \leq H_{\text{зад}}; \quad V_{\text{cas}}(t) \leq V_{\text{зад}}, \quad (1.4)$$

где V_{cas} – индикаторная земная скорость.

Это ограничение определяется руководящими документами и отражает требования, что в процессе взлета высота и скорость не должны уменьшаться. Как показывают исследования, реализация этого требования приводит к тому, что все множество возможных траекторий взлета разбивается на три группы, типичные представители которых показаны на рис. 2.

Первую группу составляют траектории, которые выходят на заданную высоту и в процессе разгона на этой высоте достигают заданную скорость взлета $V_{\text{зад}}$. Эти траектории будем называть H -траекториями. В другую группу входят траектории, которые вначале достигают заданную скорость $V_{\text{зад}}$, а затем на этой скорости выходят на заданную высоту $H_{\text{зад}}$ – V -траектории. Теоретически существуют некоторые особые траектории, на которых одновременно выполняются заданные условия по высоте и скорости. Они образуют группу O -траекторий.

подавляющее большинство траекторий относятся к типам H или V , а O -траектории при моделировании трудно реализуемы при достаточно малой ε – окрестности конечных условий. Осуществить движение по границам (1.4) можно двумя способами:

с помощью пропорционально-интегрально-дифференцирующих (ПИД) регуляторов, когда $v_{\text{зад}}$ формируется как линейная комбинация сигналов обработки ошибки управления, пропорциональным, интегральным и дифференциальным операторами;

с использованием результатов работы [5], где для этой цели предлагается методика решения обратной задачи динамики.

Первый способ связан с подбором коэффициентов линейной комбинации, обеспечивающих устойчивость и желаемое качество переходного процесса в системе, что ограничивает его применение, когда параметры объекта изменяются в широких пределах. Во втором способе учет этих характеристик происходит автоматически, однако задача сводится к итерационному решению

некоторого трансцендентного уравнения, которое для задачи отработки заданного значения индикаторной (приборной) скорости $V_{cas}^{зад}$ имеет вид

$$F(\alpha, \delta) = T \cos \alpha_T - R - m \left(\frac{V_{cas}^{зад} - V_{cas}}{k \tau_V} + \frac{\dot{k}}{k} V_{cas} + \frac{q_c V_{cas}}{m} \right), \quad (1.5)$$

где $k = \sqrt{\rho/\rho_0}$; τ_V – параметр алгоритма, определяющий скорость отработки заданного значения $V_{cas}^{зад}$.

Как показывают результаты исследования, для решения этого уравнения можно построить достаточно хорошее начальное приближение, при котором итерационный процесс сходится за 1–2 итерации. Поэтому при проведении численных расчетов по уравнениям (1.1)–(1.2) будет использоваться второй способ. Полученное из решения уравнения (1.5) значение α^* будет поступать на вход динамического звена типа (1.3), выход которого α применяется в уравнениях (1.1)–(1.2). Таким способом обеспечивается моделирование всех типов траекторий взлета.

Модели аэродинамических характеристик ВС, высотно-скоростные и дроссельные характеристики двигателей (1.2) представлены в форме полиномов и строятся на основе табличных данных, полученных от головных организаций по соответствующим вопросам. Это обеспечивает адекватность модели конкретному ВС.

Соответствие модели внешних условий, реально имеющим место в конкретном полете, достигается за счет возможностей модели атмосферы, где параметры воздуха рассчитываются при любом заданном законе изменения температуры по высоте.

Как показывают результаты исследований, предлагаемая модель в виде уравнений (1.1)–(1.5) позволяет получить траекторию движения ВС на этапе взлет при любом заданном векторе \bar{P}_0 и векторе внешних условий \bar{P}_c . При этом затрачиваемое на моделирование время более чем в 100 раз меньше времени моделируемого процесса.

1.3. Формализация условий безопасности. Учитывая, что сценарий взлета задается соответствующими компетентными организациями, считаем основным условием безопасности соблюдение заданной в нем последовательности действий по изменению режима работы двигателя, выдерживанию предписанных скоростей и ориентации ВС в пространстве. Кроме того, на безопасность взлета существенно влияют характеристики ВПП, в частности разрешенная дистанция разбега, расположенный по направлению взлета рельеф местности, перпендикулярная к ВПП составляющая ветра, ограниченный ресурс работы двигателя во взлетном режиме и др. Принимая это во внимание будем считать, что условия безопасности выполнены, если:

- 1) длина разбега $L_{раз}$ (расстояние от точки старта до точки отрыва ВС от ВПП) не превышает заданного значения: $L_{раз} \leq L^*$;
- 2) угол наклона траектории θ на участке после отрыва от ВПП не меньше заданного значения: $\theta > \theta^*$, что имеет место для двухдвигательного ВС при отказе одного из двигателей;
- 3) уменьшение тяги двигателя производится только при скорости V^* , превышающей значение V_2 на заданную величину ΔV ; $V^* \geq V_2 + \Delta V$;
- 4) высота уборки механизации достигается после начала разгона скорости через время, больше заданного Δt ;
- 5) значения скоростей V_1, V_2, V_3, V_4 принимаются заданными в РЛЭ;
- 6) значение скорости V_{cas} в каждый момент времени должно принадлежать разрешенному РЛЭ диапазону.

Заметим, что данный набор условий может оказаться не полным и потребуются учет дополнительных условий, таких, как интервал времени между моментами подъема передней стойки шасси и отрывом от ВПП, между моментами времени начала ускорения и снижения тяги или время выхода на заданную высоту. Эти и другие условия могут учитываться при необходимости так же, как и принятый набор из условий 1)–4).

1.4. Формулировка цели исследования. Теперь, когда определены все составляющие постановки задачи, можно сформулировать ее формальную постановку. Учитывая, что выполнение условий 5), 6) диктуется требованиями РЛЭ, постановка задачи звучит так: для объекта управления, задаваемого уравнениями (1.1)–(1.3), на траекториях, удовлетворяющих задан-

ному сценарию, необходимо найти вектор параметров \bar{P}_0 , зависящий от вектора параметров \bar{P}_c и обеспечивающий выполнение условий безопасности 1)–4).

Анализ влияния компонент вектора \bar{P}_0 на принятые условия безопасности позволяет сократить его размерность и определить степень влияния каждой компоненты на конкретное условие безопасности. Так как, в силу принятого условия 5), две последние компоненты (V_3 , V_4) заданы, то их можем исключить из вектора \bar{P}_0 . Кроме того, значение высот снижения тяги и ускорения может диктоваться нерассматриваемыми условиями безопасности, а влиянием шума двигателей на характерные точки участка местности либо другими критериями. Поэтому, учитывая, что они практически не влияют на принятые условия, а в какой-то степени ими определяются, их тоже можно исключить из вектора \bar{P}_0 . Аналогичная ситуация – с компонентой $\Delta\psi$ (величина уменьшения угла тангажа на высоте ускорения). Она не влияет на первые три условия безопасности, а косвенно учтется при выполнении условия 4).

Проведенный анализ позволяет перейти в формулировке цели исследования от вектора \bar{P}_0 к вектору \tilde{P}_0 , состоящему из компонент: $\delta_{дв}$ – начальное положение органа управления тягой двигателей; V_R – скорость начала подъема передней стойки шасси; $\psi_{зад}^*$ – заданное значение угла тангажа ВС при подъеме передней стойки; $\Delta\delta$ – перемещение РУД для уменьшения тяги (дросселирования) двигателей.

Учитывая нелинейный вид модели объекта (1.1)–(1.3) и нелинейность условий безопасности 1)–4), методы решения поставленной задачи базируются на широком использовании средств вычислительной техники и методов вычислительной математики. Эффективность их обеспечивается созданием некоторой технологической среды, в которой проводятся необходимые исследования и которая обеспечит достоверность получаемых результатов.

2. Технологическая среда проведения исследований. Для решения данного круга задач разработана программно-аппаратная среда, называемая средой анализа и поиска решений (САиПР). Она обеспечивает:

- создание максимально комфортных условий для выполнения работ на всех этапах подготовки, проведения исследований и анализа его результата;

- создание возможности моделирования широкого диапазона характеристик внешней среды, моделей движения ВС с различными ЛТХ и моделями двигателей;

- реализацию множества типовых моделей движения ВС, соответствующих предполагаемым методам исследования и обеспечивающих их эффективное применение;

- предоставление исследователям достаточного объема методов вычислительной математики и методов решения оптимизационных задач;

- возможность ведения процесса отладки и моделирования отдельных этапов полета ВС в различных темпах по времени и способах оптимизации.

На всех этапах работы взаимодействие исследователя с САиПР проходит посредством формирования на мониторах персонального компьютера трех кадров визуализации процесса моделирования. Первый служит для ввода необходимой информации и выбора общих условий проведения эксперимента. Здесь выбирается конкретное ВС и этап полета. Вводятся и приводятся к необходимому виду таблицы аэродинамических характеристик ВС и характеристик двигателей. Здесь же задаются параметры ВПП в виде разрешенной дистанции взлета, высоты над уровнем моря, угла наклона к горизонту и коэффициента трения колес при качении. Задается модель атмосферы и параметры ветра, т.е. все компоненты вектора \bar{P}_c .

Вся полученная таким образом информация сохраняется, проверяется ее полнота и осуществляется переход ко второму кадру информационно-управляющего поля САиПР. При работе в этом кадре обеспечиваются следующие возможности:

- задание начальных условий фазовым переменным моделируемого этапа полета;

- задание значений и возможных ограничений на варьируемые параметры;

- выбор способа, метода оптимизации и настраиваемых параметров;

- выбор метод интегрирования, независимой переменной и начального шага интегрирования;

- просмотр информации из РЛЭ и результатов прошлых исследований;

- контроль заданных режимов работы, параметров атмосферы и некоторых оперативных результатов исследований.

После ввода необходимой информации осуществляется переход к следующему кадру информационно-управляющему полю САиПР. При этом выдаются некоторые сообщения (подсказки) о возможных действиях и проверка полноты введенной информации.

В этом кадре проводится моделирование процесса полета ВС на заданном этапе с целью исследования процессов изменения его фазовых координат (задача анализа) либо проводится оптимизация режимов движения в соответствии с выбранным способом и методом оптимизации. Для эффективного решения этих задач исследователю предоставляется возможность выбрать желаемый способ и темп изменения независимой переменной интегрирования. Так, в задачах анализа имеется возможность вести процесс моделирования с остановками через заданное количество шагов, либо продолжать процесс, пока нажата какая-либо клавиша на клавиатуре компьютера, либо выполнять непрерывное моделирование процесса до его окончания. В задачах оптимизации в качестве шага моделирования выступает отдельная итерация процесса оптимизации с обеспечением останова после каждой итерации либо после некоторого количества их.

Отображения процессов моделирования в третьем кадре осуществляются следующими способами. В первом из них обеспечивается отображение фиксированного перечня параметров ($H, V, M, T, R, \alpha, \theta, \dots$) в виде столбчатых диаграмм. Другим способом является отображение динамики изменения нескольких параметров в виде графиков с единой осью абсцисс. При этом набор отображаемых параметров по осям ординат и их масштаб может определяться в процессе работы. Третий способ – отображение различных фазовых портретов.

В целом, как показывает опыт работы, функциональные возможности, простота работы, состав и организация информационно-управляющего поля САиПР позволяют получать надежные результаты исследования всех этапов полета ВС и решать задачи по выбору и оптимизации различных параметров.

3. Этапы и результаты исследований. По своему смыслу поставленная в разд. 1.4 задача сводится к нахождению в пространстве координат вектора \vec{P}_0 ($\delta_{дв}, V_R, v_{зад}^*, \Delta\delta$) некоторой области, в которой выполняются сформулированные условия безопасности. При формальной математической постановке этой задачи можно предложить ряд методов, одним из которых является метод случайного поиска. Однако этот метод и все другие, не учитывающие специфику модели объекта и условий безопасности, будут приводить к решениям, которые трудно использовать в практической деятельности. Альтернативой формальному подходу выступает подход, основанный на анализе связей компонент вектора \vec{P}_0 и условий безопасности.

Практическая реализация способа поиска значений компонент вектора \vec{P}_0 по любому критерию предполагает привязку к конкретному ВС с его аэродинамическими характеристиками и характеристиками двигателей. Если в качестве примера рассматривать некоторое ВС с тяговооруженностью порядка 0.25–0.35 и нагрузкой на крыло порядка 500–600 кг/м², то можно воспользоваться исходными данными из ранних проектов SSJ-100.

3.1. Качественный анализ влияния компонент вектора \vec{P}_0 на характер поведения траекторий взлета. Влияние различных параметров на характер поведения траекторий этапа взлет наиболее наглядно проявляется при отображении их в фазовом пространстве переменных H и $V_{кас}$. Эти траектории для различных значений варьируемых параметров приведены на рис. 3. Множество возможных траекторий фазовой точки при изменении параметра $\delta_{дв}$ в диапазоне от 1.0 до 0.6, т.е. практически до полного отключения одного из двигателей, представлено на рис. 3, а, где правая траектория соответствует $\delta_{дв} = 1.0$, а левая – $\delta_{дв} = 0.6$.

Анализ этих траекторий показывает, что в рассматриваемом диапазоне изменений значения параметра $\delta_{дв}$ п. 3) условий безопасности взлета выполняется только при $0.85 < \delta_{дв} \leq 1$. При этом, согласно результатам анализа траекторий, существенно изменяются значения всех параметров $L_{раз}, \theta, \Delta V, \Delta t$, участвующих в определении условия безопасности.

Множество возможных траекторий фазовой точки при изменении параметра V_R в диапазоне от 140 kt (узлов) до 170 kt приведено на рис. 3, б, где крайняя правая траектория соответствует $V_R = 170$ kt, а крайняя левая $V_R = 140$ kt.

Анализ этих траекторий показывает существенное влияние параметра V_R на все условия безопасности. В частности, при $V_R < 150$ kt не выполняется условие 3), а при $V_R > 160$ kt может не выполняться условие 4). Здесь, так же как и в предыдущем случае, при варьировании V_R происходит существенное изменение значений $L_{раз}, \theta, \Delta V, \Delta t$, определяющих условия безопасности.

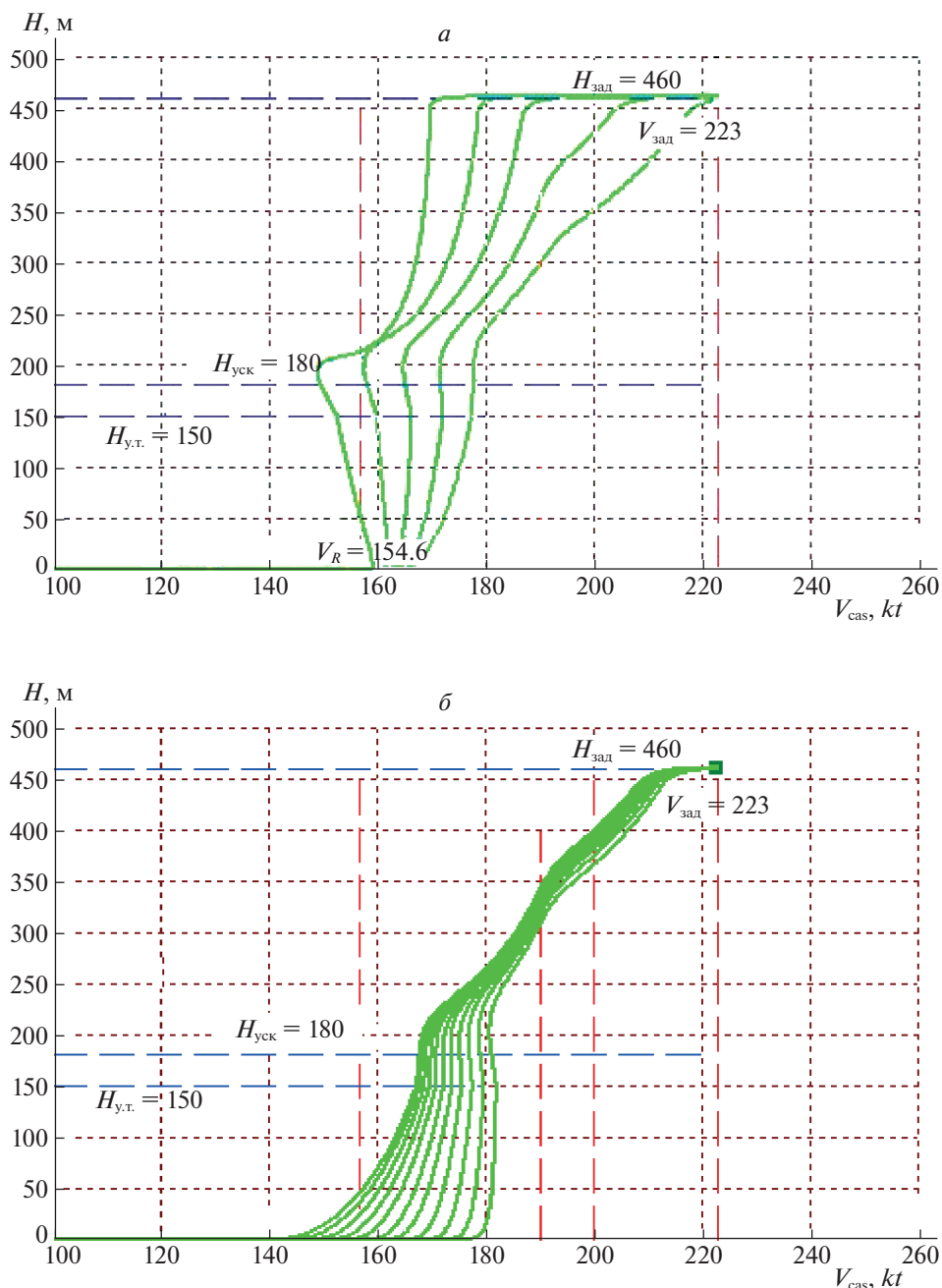


Рис. 3

Множество возможных траекторий фазовой точки при изменении параметра $\nu_{зад}$ в диапазоне от 10 до 20° показано на рис. 3, *б*, где крайняя правая траектория соответствует $\nu_{зад} = 10$, а крайняя левая – $V_R = 20$.

Рассматривая эти траектории, можно видеть, что:

траектории с $\nu_{зад} < 12^\circ$ пересекают сначала заданные значения скоростей V_3 и V_4 , а затем приходят на высоты $H_{у.т.}$ уменьшения тяги и разгона скорости $H_{уск.}$, это говорит о том, что здесь происходит нарушение сценария по заданной последовательности действий снижения тяги и уборки механизации;

на траекториях с большими значениями $\nu_{зад}$ (примерно $> 15^\circ$) происходит нарушение п. 3) условий безопасности.

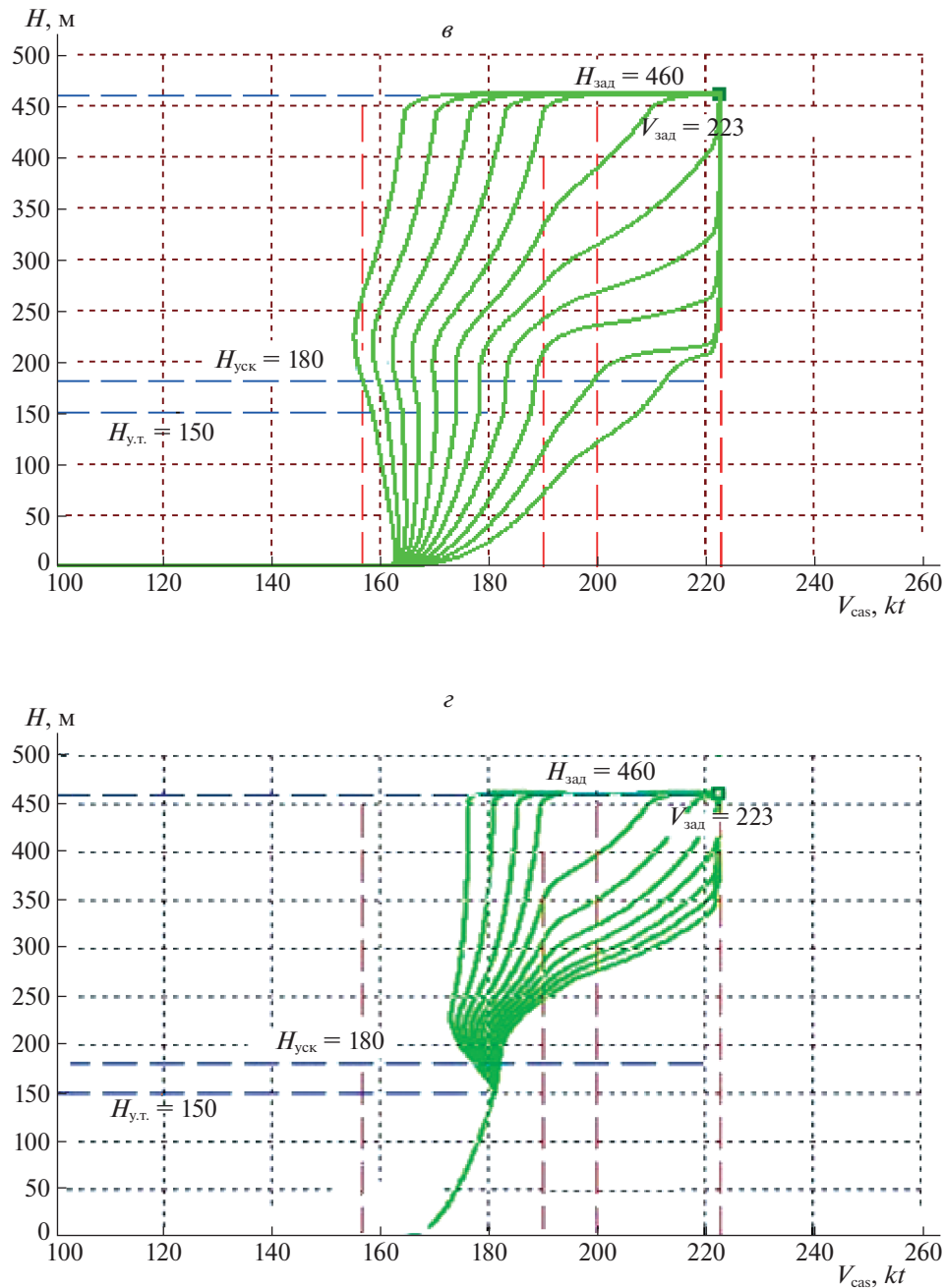


Рис. 3. (Окончание)

Варьирование этого параметра существенно влияет на все пункты условий безопасности.

Множество возможных траекторий фазовой точки при изменении параметра $\Delta\delta$ (степень дросселирования двигателя) в диапазоне от 0.05 до 0.5 показано на рис. 3, *в*, где крайняя правая траектория соответствует $\Delta\delta = 0.05$, а крайняя левая – $\Delta\delta = 0.5$.

Как следует из физического смысла и видно из рис. 3, *в*, степень дросселирования оказывает влияние только на характер поведения траекторий на высотах более $H_{у.т.}$. При этом если $\Delta\delta > 0.2$, то имеет место достаточно большое уменьшение значения V_{cas} , что может привести к нарушению условия безопасности 3). При $\Delta\delta < 0.2$ влияние оказывается только на критерий условия безопасности 4).

Проведенное рассмотрение позволяет сделать следующие выводы:

наибольшее влияние на выполнение условий безопасности оказывают параметры $\delta_{дв}$, V_R , $v_{зад}^*$;

значение параметра $\Delta\delta$ (степень дросселирования двигателя) должно удовлетворять условию $\Delta\delta \leq 0.2$ и может влиять только на условие безопасности 4).

3.2. Построение области допустимых значений параметров $\delta_{дв}$, $v_{зад}$, V_R , $\Delta\delta$. Под областью безопасности (ОБЗ) будем понимать множество значений параметров $\delta_{дв}$, V_R , $v_{зад}$, $\Delta\delta$, при выборе которых обеспечивается взлет ВС по заданному сценарию при выполнении условий 1)–6). Методы построения таких областей в значительной степени зависят от размерности множества параметров. В том случае, когда эта размерность равна двум, задача сводится к нахождению в плоскости двух параметров некоторых линий, ограничивающих искомую область. В трехмерном случае можно попытаться получить некоторое трехмерное многообразие либо свести задачу к двумерному случаю, зависящему от одного параметра. В данном случае сведем задачу к построению областей двух параметров как функций от пары других параметров.

В качестве параметров для отображения плоских сечений ОБЗ выберем параметры V_R , $v_{зад}$, а два других будем рассматривать как параметры, определяющие эти плоские сечения. Тогда для каждой пары значений $\delta_{дв}$, $\Delta\delta$ нужно получить соответствующие сечения ОБЗ в области параметров V_R , $v_{зад}$. По физическому смыслу такая декомпозиция параметров означает, что для каждого допустимого способа управления двигателем (параметры $\delta_{дв}$, $\Delta\delta$) будет определено допустимое управление по тангажу (V_R , $v_{зад}$).

С формальной точки зрения эта задача сводится к построению над областью параметров V_R , $v_{зад}$ некоторых “решающих” функций (или функций отклика) и нахождению сечений этих функций плоскостями, соответствующими заданным значениям параметра безопасности. Каждая такая “решающая” функция определяется конкретным рассматриваемым условием безопасности 1)–4). Так, при учете ограничения длины разбега в качестве решающей функции будем рассматривать длину разбега L . При учете ограничения на угол наклона траектории на начальном участке полета в качестве решающей функции удобно рассматривать среднее значение вертикальной скорости. При выполнении условия безопасности взлета по значению скорости на высоте уменьшения тяги решающей функцией будет значение скорости V_{cas} на этой высоте, а в качестве условия сохранения сценария по последовательности действий по разгону ВС и изменению конфигурации крыла будем рассматривать интервал времени ΔT между началом уборки механизации и началом разгона ВС.

Сечение каждой решающей функции плоскостью, соответствующей заданному значению ограничения, определяет в плоскости параметров V_R , $v_{зад}$ линию, по разные стороны от которой выполняется или не выполняется рассматриваемое ограничение. Построение таких сечений можно проводить различными способами. В данном случае предпочтение следует отдать такому, в котором переход от одного значения ограничения к другому не требовал бы повторения предыдущих вычислений. Предлагаемый далее способ построения требуемых сечений состоит в следующем.

Разобьем интервалы возможных значений V_R , $v_{зад}$ на некоторое число равных частей и получим прямоугольную сетку значений параметров. Для каждого узла этой сетки вычислим значение решающей функции путем интегрирования системы уравнений модели (1.1)–(1.3). Этот шаг состоит в переходе от непрерывной “решающей” функции к ее дискретному аналогу. Дальнейшие операции по нахождению искомых сечений можно проводить с использованием этой сеточной функции. Она позволяет реализовать следующий метод получения этих сечений.

1. Рассчитаем и построим все множество значений сеточной функции как функции параметра $v_{зад}$ для всех значений параметра V_R . Графики этих функций для рассматриваемого диапазона значений $v_{зад}$ показаны на рис. 4, 5.

На рис. 4 решающими функциями являются скорость V_{cas} на высоте дросселирования тяги $V_{cas}^{y.t}$ и время ΔT между моментом начала уборки механизации крыла и моментом начала разгона скорости за счет уменьшения угла тангажа. На рис. 5 решающими функциями являются длина разбега ($L_{раз}$) и средняя скорость (V_y) ухода от полосы как величина, связанная с углом наклона траектории θ .

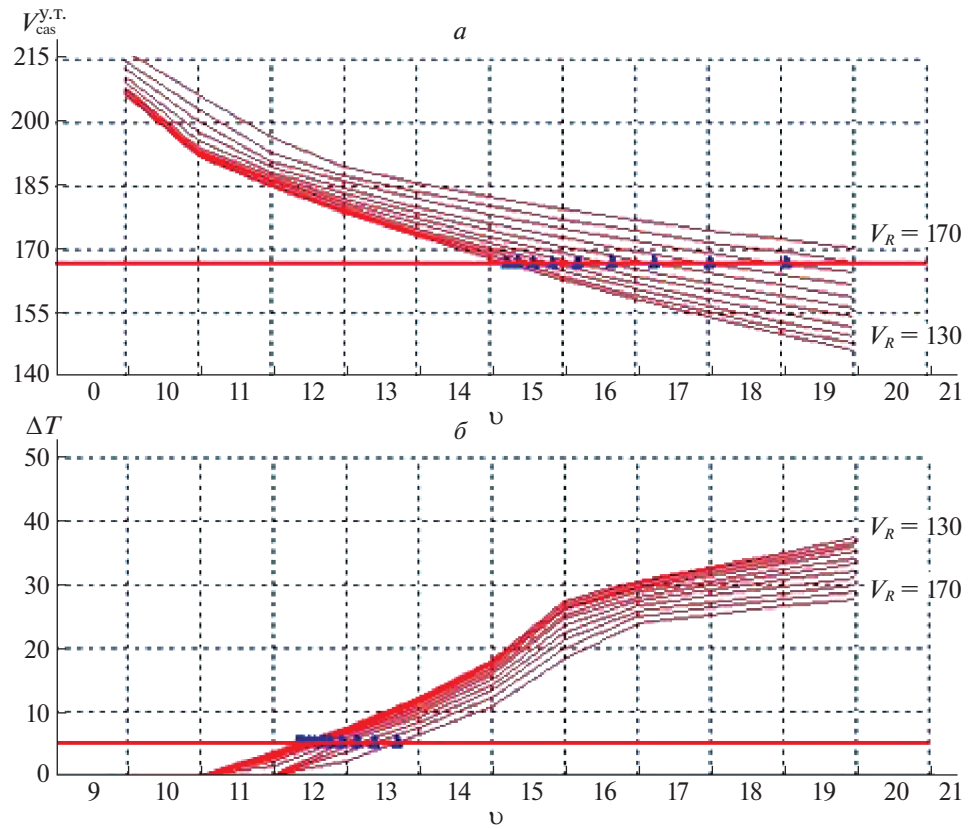


Рис. 4

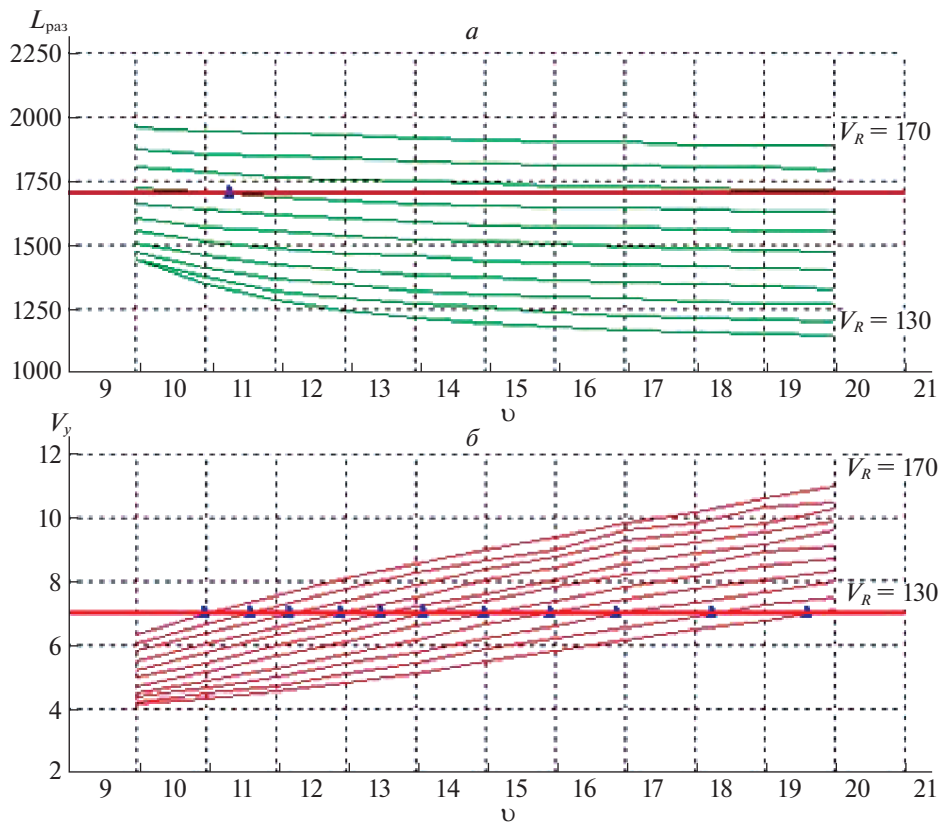


Рис. 5

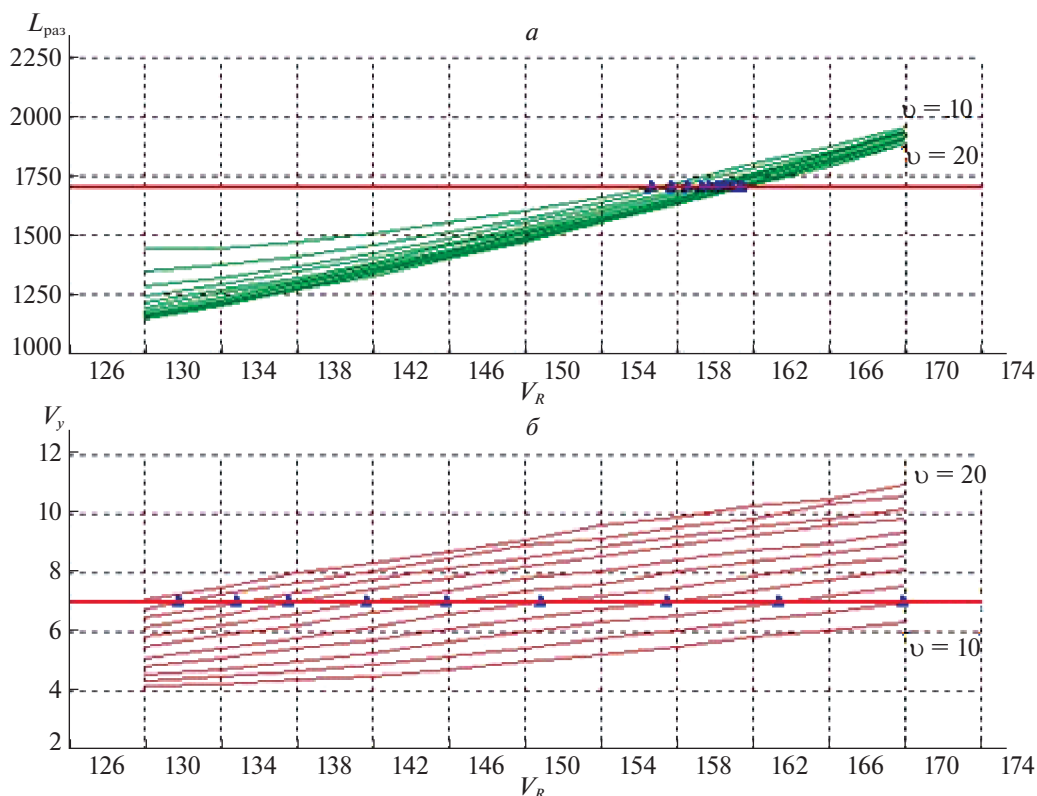


Рис. 6

2. Для каждого V_R находим соответствующее ν^* , при котором значение решающей функции равно заданному. Эти точки обозначены на рис. 4, 5 символом \blacktriangle . В качестве заданных были приняты $V_{cas}^{y,T} = 166$ kt; $\Delta T_{зад} = 5$ с; $L_{раз}^{зад} = 1600$ м; $V_y^{зад} = 7$ м/с.

Полученное таким образом множество пар значений ν^* , V_R определяют искомые сечения рассматриваемых решающих функций. Однако, как видно из рис. 5, возможны ситуации, когда множество искомых точек содержит всего одну точку или вообще не одной.

В том случае, если таких точек нет, то это означает, что заданное ограничение не выполняется в рассматриваемой области параметров $\nu_{зад}$, V_R . Здесь требуется либо расширение рассматриваемой области значений параметров, либо изменение значения соответствующего ограничения.

В том случае, если имеется всего одна точка, переходим к следующему шагу построения сечений.

3. Рассматриваем все множество значений сеточной функции как функции параметра V_R , для всех значений параметра $\nu_{зад}$ и получаем сечения сеточной функции плоскостями $\nu_{зад} = \text{const}$. Вид этих сечений для решающих функций $L_{раз}$ и V_y показан на рис. 6.

4. Находим точки пересечения этих сечений линиями заданных значений ограничений $L_{раз} = L_{раз}^{зад}$ и $V_y = V_y^{зад}$. Так же как и на рис. 4, 5, они обозначены символом \blacktriangle . Как можно видеть, такие точки для решающей функции $L_{раз}$ имеются у каждой линии сечения.

5. Объединяем массивы точек, сформированные в п. 2 и 4, и находим полный массив точек, определяемый сечение рассматриваемой решающей функции.

При отображении этого сечения в плоскости параметров $\nu_{зад}$, V_R получаем линии, соответствующие заданному значению ограничения. Примеры таких линий показаны на рис. 7, где номера линий соответствуют номерам условий безопасности.

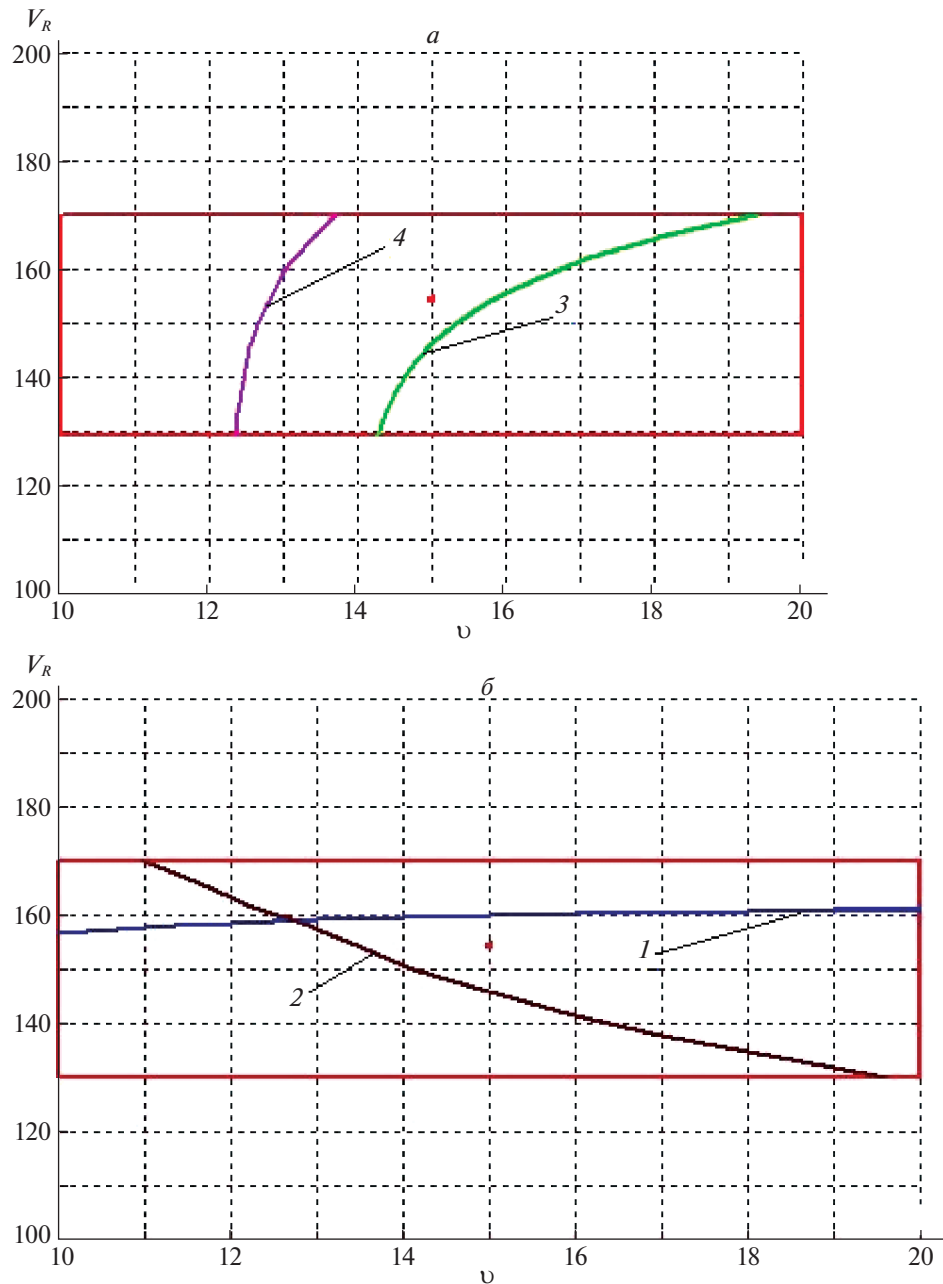


Рис. 7

Так, линия 1 определена заданным ограничением на длину разбега $L_{\text{раз}}^{\text{зад}}$. Ниже этой линии находится область, в которой длина разбега будет меньше заданного значения $L_{\text{раз}}^{\text{зад}}$, а выше — больше заданного значения $L_{\text{раз}}^{\text{зад}}$. Линия 2 определена ограничением на угол наклона траектории, или связанным с ним средним значением вертикальной скорости на начальном участке траектории. Выше этой линии находится область, где углы наклона траектории получаются больше заданного значения, а ниже — меньше заданного значения. Линия 3 определена заданным значением ΔV превышением скорости на высоте уменьшения тяги относительно скорости V_2 . Левее этой линии будут иметь место траектории, на которых значение ΔV будет больше заданного, а правее — меньше заданного. Линия 4 определена заданным интервалом времени между моментом начала уборки механизации крыла и началом разгона скорости ВС. При выборе $V_R, v_{\text{зад}}$ слева от этой линии интервал времени будет больше заданного, а справа — меньше заданного.

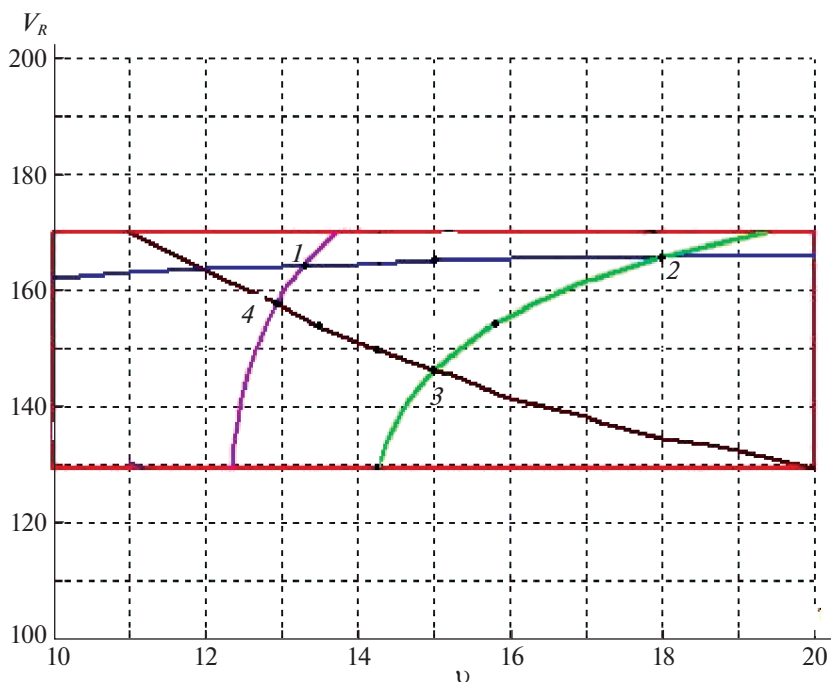


Рис. 8

Объединяя все рассматриваемые ограничения, получаем показанную на рис. 8 область, ограниченную отрезками линий между точками 1–4. Эта область является искомой областью, при выборе параметров в которой выполняется сценарий взлета и все принимаемые во внимание условия безопасности.

Полученная область соответствует одной паре значений параметров управления двигателем, а именно $\delta_{дв} = 0.95$, $\Delta\delta = 0.1$. Влияние этих параметров на размер и положение ОБЗ приведено на рис. 9, 10, рассмотрение которых позволяет сделать следующие выводы.

1. Как видно из рис. 9, параметр $\delta_{дв}$ существенно влияет на размер ОБЗ, которая существует только при $\delta_{дв} < 0.85$. При $\delta_{дв} \geq 0.85$ эта область “схлопывается”, т.е. вырождается в точку, что говорит о невозможности выполнения условий безопасности. Как показывают расчеты, это имеет место при любых значениях параметра $\Delta\delta$.

2. Влияния параметра $\Delta\delta$ на ОБЗ представлено на рис. 9, 10. Их рассмотрение показывает, что этот параметр при $\delta_{дв} > 0.93$ практически не влияет на размер ОБЗ, а при $\delta_{дв} \leq 0.93$ совсем не влияет на ОБЗ.

3. Релевантными (оказывающими существенное влияние на ОБЗ) параметрами являются:

$\delta_{дв}$, определяющий значение тяги двигателей на этапе разбега;

V_R , значение скорости V_{cas} , при которой начинается подъем передней стойки шасси;

$v_{зад}$, значение угла тангажа, который должен выполняться при подъеме передней стойки.

4. Параметр $\Delta\delta$ не является релевантным и его значение должно определяться не условиями безопасности, а ресурсом работы двигателей при тяге, установленной на этапе взлет.

3.3. Замечания по использованию результатов исследования. Принятые в рассмотрении условия безопасности позволили построить в пространстве параметров V_R , $v_{зад}$ некоторую область, в каждой точке которой эти условия выполняются. При этом выдерживаются все заданные РЛЭ значения скоростей V_1 , V_2 , V_3 , V_4 . В общем случае эта область имеет вид четырехугольника с непрямолинейными сторонами. Каждая сторона определена конкретным условием безопасности. В отдельных случаях, как видно из рис. 9, 10, ОБЗ может принимать вид треугольника, вырождаться в точку (“схлопываться”) или вообще исчезать. При увеличении количества условий безопасности количество граней области, в общем случае, будет увеличиваться.

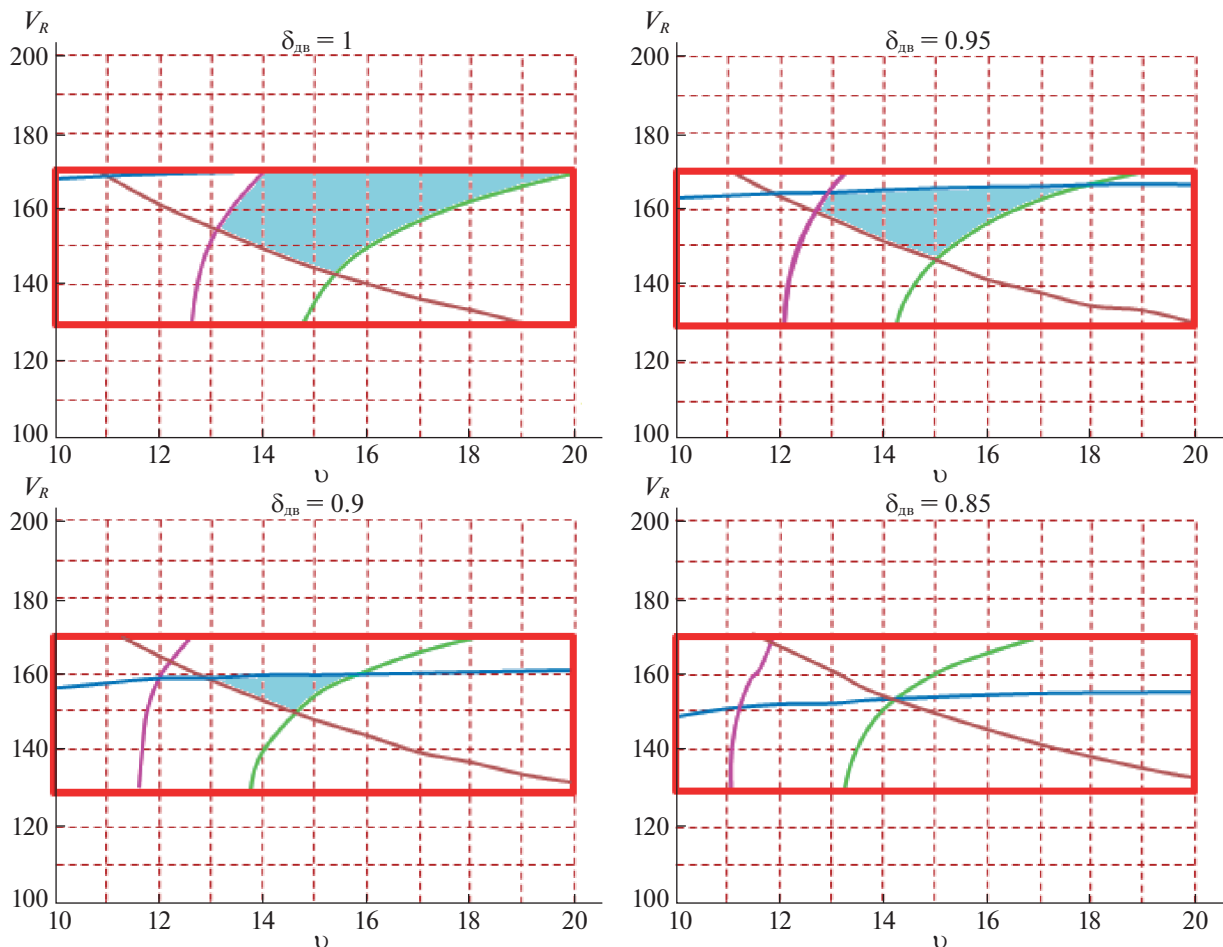


Рис. 9

Знание этой области позволяет целенаправленно при любом заданном векторе \bar{P}_c выбрать рациональный вектор \bar{P}_c и найти режимы полета, удовлетворяющие некоторым дополнительным условиям.

В частности, выбор параметров V_R , $v_{зад}$, определяющих точку 3 области безопасности (рис. 8), обеспечивает минимальную длину разбега ВС. В точке 2 реализуется максимальный угол тангажа траектории взлета, а параметры точки 1 приводят к траектории, имеющей максимальную скорость на высоте уменьшения тяги. Параметры в точке 4 порождают режим взлета с минимальной длиной разбега при заданном интервале времени между моментом уборки механизации и разгоном скорости.

Расширяя набор условий безопасности, можно получать траектории и с другими характерными свойствами, например, с заданным интервалом времени разбега с поднятой передней стойкой шасси или с заданным ограничением на уменьшение скорости на интервале времени между разгоном скорости и дросселированием двигателя и др.

Предлагаемая методика обладает определенной универсальностью. В частности, ее можно использовать не только в задачах организации безопасного полета ВС на этапе взлет, но и при формировании требований к значениям тяги двигателей на этапах общего проектирования ВС. Этот вывод следует из рассмотрения влияния $\delta_{дв}$ на область безопасности.

Хотя расчеты проведены для одного вектора внешних условий \bar{P}_c , аналогичные результаты будут иметь место и для других его значений.

Разработанное на основе этой методики программное обеспечение может использоваться не только при разработке различных руководящих указаний по выполнению полетов гражданской

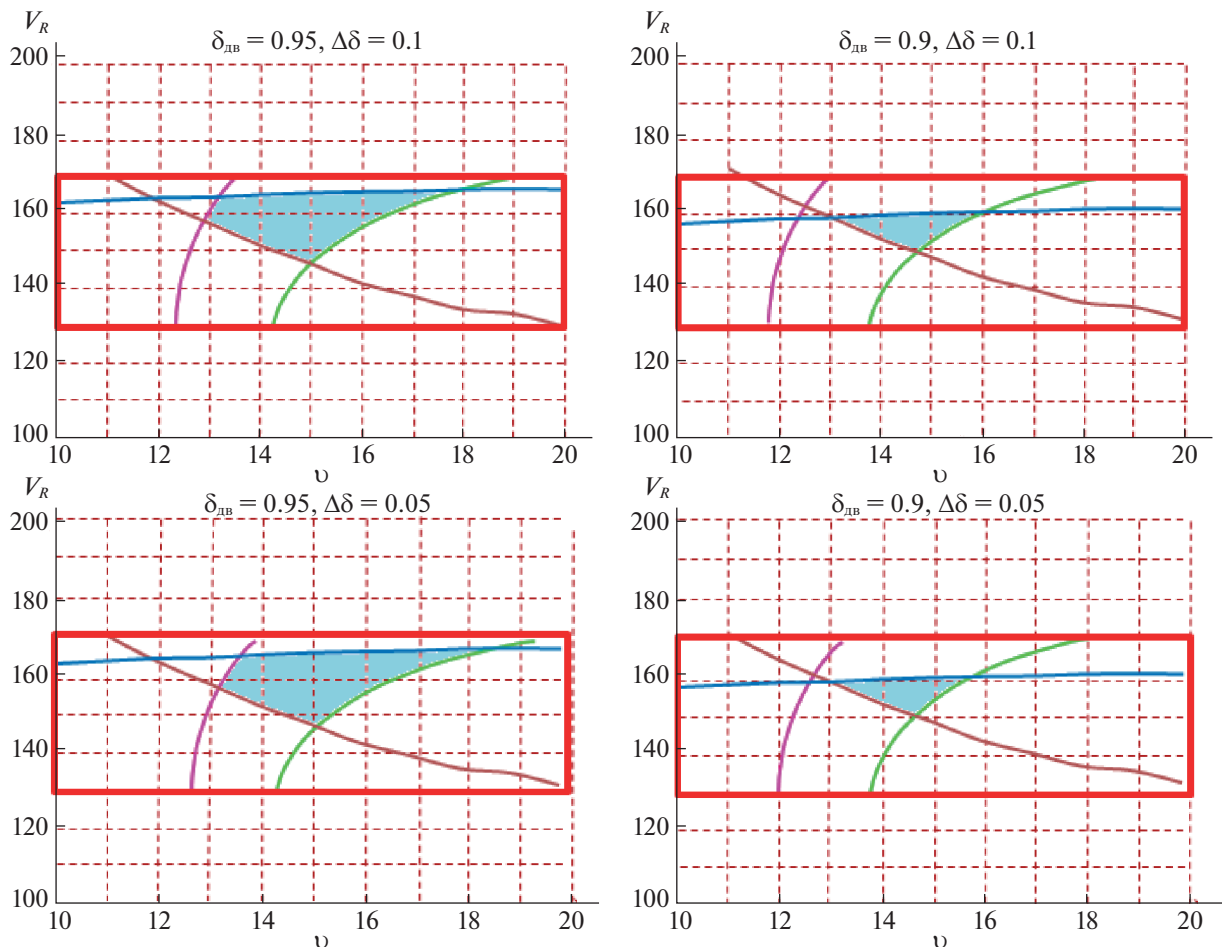


Рис. 10

авиации, но также и в планшетах пилотов транспортной авиации при выполнении полетов в нестандартных условиях с заранее не подготовленных ВПП. Это же относится к организации полетов некоторых типов БПЛА.

Заключение. Одним из основных условий организации этапа взлет ВС является обеспечение его безопасности, которая формально описывается некоторым набором условий, обязательных для выполнения экипажем или системой управления. Значимость работы определяется тем, что в открытых публикациях рассматривается безопасность только с точки зрения обеспечения желаемых динамических характеристик или парирования влияния ветра. Однако, как показано в работе, на безопасность взлета оказывают существенное влияние ряд других параметров.

Для выбора параметров движения ВС на этапе взлет в статье предложен подход, основанный на использовании заданного сценария взлета и разработанной модели движения центра масс ВС с приближенным учетом динамики движения вокруг центра масс.

Показано, что основными параметрами, влияющими на выполнение заданных условий безопасности, являются тяга двигателей на взлетном режиме, скорость начала подъема передней стойки шасси и заданный угол тангажа, отрабатываемый в процессе подъема стойки. Эти параметры названы релевантными.

Разработана методика построения области безопасности в пространстве релевантных параметров, т.е. области, в каждой точке которой выполняются все заданные условия безопасности при заданном векторе \bar{P}_c . Определение области безопасности на некотором множестве векторов \bar{P}_c может проводиться по предлагаемой методике либо путем нахождения пересечения соответствующих областей для конкретных векторов \bar{P}_c , либо получения их как функций от этих векторов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Буков В.Н., Быков В.Н. Алгоритм с прогнозированием в задаче предотвращения выкатывания самолета за пределы взлетно-посадочной полосы // Изв. РАН. ТиСУ. 2017. № 5. С. 110–121.
2. Павлов Б.В., Шевченко А.М. Средства информационной поддержки пилота на этапах посадки // Изв. ЮФУ. Технические науки. 2011. № 3 (116). С. 206–214.
3. Котик М.Г. Динамика взлета и посадки самолетов. М.: Машиностроение, 1984.
4. Кубланов М.С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке. М.: РИО МГТУ ГА, 2013.
5. Григоров П.Ю., Куланов Н.В. Применение концепции обратных задач динамики в задачах вертикальной навигации // Изв. РАН. ТиСУ. 2016. № 3. С. 141–154.