

В.В. Павлов, Н.В. Коршунов, Н.Н. Комар

Адаптивная программа разгона самолета

Проанализированы проблемы, связанные с разработкой и применением адаптивной программы разгона самолета на этапе набора высоты. Приведен пример разработки программы разгона самолета на основе идентификации алгоритмов работы автоматической системы управления.

Ключевые слова: адаптивные системы управления, навигационная база данных, вертикальная навигация, ускорение самолета.

Проанализовано проблеми, пов'язані з розробкою та використанням адаптивної програми розгону літака на етапі набору висоти. Подано приклад розробки програми розгону літака на основі ідентифікації алгоритмів роботи автоматичної системи керування.

Ключові слова: адаптивні системи керування, навігаційна база даних, вертикальна навігація, прискорення літака.

Введение. Авионика современных турбореактивных самолетов выполняет автоматическое управление воздушным судном на разных этапах полета. Кроме того, бортовое оборудование выполняет функции по организации воздушного движения.

Один из основных критериев качества авионики – способность бортовых систем обеспечить оптимизацию полета самолета в автоматическом режиме.

При создании бортового оборудования конструкторы разрабатывают алгоритмы, обеспечивающие оптимальное управление различными процессами. Речь идет об оптимальности по быстрдействию, т.е. о достижении цели процесса за кратчайшее время, о достижении этой цели с минимальной затратой энергии и т.д. [1].

Существует два вида оптимизации полета:

- оптимизация времени выполнения полета;
- оптимизация расхода топлива в полете.

На современных самолетах оптимизация полета осуществляется благодаря использованию автоматического режима *вертикальная навигация*, который не только оптимизирует все этапы полета, но и снимает часть нагрузки с экипажа.

Режим вертикальная навигация позволяет выдерживать:

- заданную программу разгона скорости в наборе высоты (после взлета и ухода на второй круг) и торможения при заходе на посадку;

- заданную скорость или число Маха на этапе набора высоты, снижения, при смене эшелона;

- заданную траекторию на этапах набора высоты, снижения, захода на посадку и при полете на заданной высоте;

- ограничения по высоте и скорости, заданные в навигационной базе данных, а также эксплуатационные ограничения по скорости.

Программа разгона и торможения применяется на двух этапах полета:

- набора высоты – обеспечивается разгон скорости самолета;

- захода на посадку – обеспечивается торможение самолета по скорости.

В данной статье речь пойдет о программе разгона скорости в наборе высоты после взлета и ухода на второй круг.

Постановка проблемы

Для отечественного самолетостроения сегодня актуальна проблема создания бортового оборудования, отвечающего мировым требованиям.

Отечественным разработчикам авионики необходимо совершенствовать свою продукцию, внедряя оптимизационные режимы навигации, для поддержания конкурентоспособности.

Для обеспечения высокоточной навигации самолета на этапе набора высоты после взлета и ухода на второй круг в вертикальной плоскости необходимо разрабатывать программу раз-

гона. Данная программа очень важна, поскольку она есть надстройкой над алгоритмами прогнозирования вертикальной траектории полета.

Анализ исследований и публикаций

Большое внимание авиационного сообщества уделяется повышению точности самолетовождения особенно в районе аэродрома. Тема высокоточной навигации в автоматическом режиме полета поднималась во многих работах [2–4].

Проблема разработки высокоточной программы разгона самолета

Программа разгона позволит повысить пропускную способность аэропортов, точность самолетовождения в автоматическом режиме и безопасность авиационного движения.

Существуют различные подходы к разработке программно-математического обеспечения (ПМО) для бортового оборудования, обеспечивающего выполнение разгона самолета строго по заданной программе.

Рассмотрено два основных подхода к разработке данного ПМО.

Первый подход основывается на интеграции ПМО навигационного вычислителя и непосредственно системы автоматического управления самолетом, т.е. алгоритмы и законы управления навигационного вычислителя разрабатываются совместно с алгоритмами и законами системы автоматического управления (САУ). Такое ПМО, как правило, создается одним разработчиком.

Рассмотрим *второй* подход. В случае если программное обеспечение навигационного вычислителя создается отдельно от программно-обеспечения системы автоматического управления, то для создания программы разгона самолета применяется способ идентификации алгоритмов и законов системы автоматического управления.

Второй способ очень наукоемкий, поскольку требует создания высокоточной модели движения самолета.

Цель статьи – проанализировать проблемы, связанные с разработкой и применением программы автоматического разгона самолета на этапе набора высоты, после взлета и ухода на второй круг. Кроме того, в статье поднимается проблема применения высокоточных прогно-

зов траектории движения в алгоритмах авионики отечественного производства.

Основные функции программы разгона самолета

Программа разгона самолета позволяет оптимально разделить энергию самолета между набором высоты и разгоном в горизонтальной плоскости.

Важная функция программы разгона – обеспечение выдерживания ограничений по скорости из навигационной базы данных (НБД) при выполнении стандартных схем вылета (*SID*).

Помимо выполнения скоростных ограничений из НБД программа разгона должна обеспечивать выдерживание скоростей для уборки механизации крыла (закрылков и предкрылков). Данная функция помогает снять часть нагрузки с экипажа, а также обеспечивает безопасное продолжение полета в случае ошибочного действия пилотов. К ошибочным действиям в данном случае относится либо преждевременная уборка закрылков, либо уборка закрылков и шасси с опозданием.

Отметим, что программа разгона должна обеспечивать взлет с пониженной тягой, поскольку в настоящее время ужесточаются нормативные требования по снижению уровня шума воздушных судов.

Рассмотрим определение пониженной взлетной тяги. Уменьшенная взлетная тяга применительно к самолету – это тяга на взлете, меньшая, чем взлетная (или пониженного уровня). Взлетные характеристики самолета и положение рычагов управления двигателями (РУД) устанавливаются простыми апробированными способами, такими, как регулировка или внесение корректив в установку режима и тяги и ее характеристик [5]. В этом случае тяга, необходимая для взлета, не рассматривается как эксплуатационный взлетный предел.

Перейдем непосредственно к задаче автоматизации взлета и вылета с пониженной тягой. Существует два метода снижения шума [6]:

- в непосредственной близости от взлетно-посадочной полосы (ВПП);
- в районах, удаленных от ВПП.

Последовательность выполнения приемов снижения шума на взлете следующая:

Метод 1 (рис. 1):

- самолет во взлетной конфигурации набирает высоту 240 метров с одновременным разгоном до скорости V_2 (минимальной скорости набора высоты, которая должна быть на высоте 15 м (35 футов) над поверхностью ВПП в случае отказа двигателя);

- самолет во взлетной конфигурации набирает высоту до 900 метров и разгоняется до скорости $V_2+(20\div40)$ км/ч на минимально допустимом режиме работы двигателя.

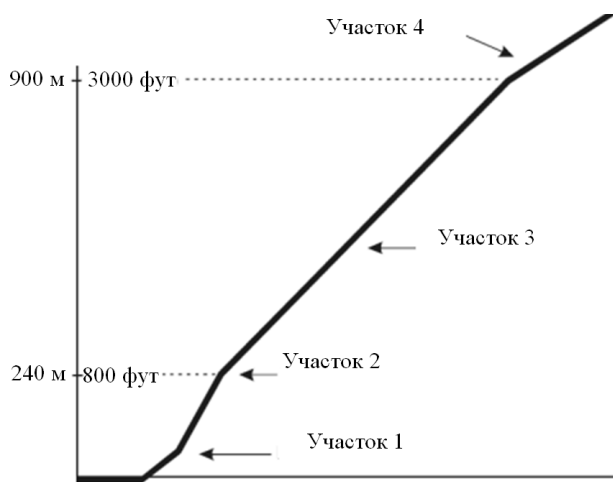


Рис. 1. Понижение шума при наборе высоты во время вылета. Уменьшение шума вблизи аэродрома

Участок 1. Взлетная мощность/тяга, скорость V_2+20 км/ч (V_2+10 узлов).

Участок 2. Уменьшение мощности/тяги начинается на высоте 240 м (800 футов).

Участок 3. Скорость набора высоты равняется $V_2+(20\div40)$ км/ч ($V_2+(10\div20)$ узлов). Уменьшенная мощность/тяги поддерживается до высоты 900 м (3000 футов). Закрылки/предкрылки находятся во взлетной конфигурации.

Участок 4. Выдерживание положительной скорости набора высоты. Плавное ускорение до скорости набора высоты при полете по маршруту. Уборка закрылков/предкрылков в соответствии с графиком.

Метод 2 (рис. 2):

- самолет во взлетной конфигурации набирает высоту 240 метров, с одновременным разгоном до скорости V_4 (минимально допустимой скорости для перехода воздушного судна

(ВС) к маршрутной конфигурации);

- самолет в маршрутной конфигурации набирает до 900 метров и разгоняется до скорости $V_4+(20\div40)$ км/ч на минимально допустимом режиме работы двигателя.

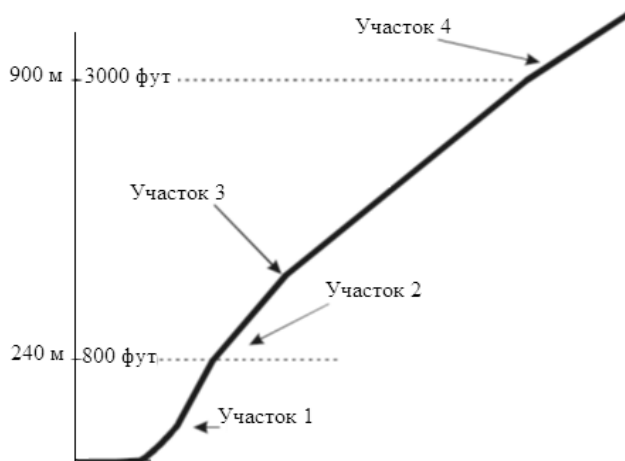


Рис. 2. Понижение шума при наборе высоты во время вылета. Уменьшение шума на удалении от аэродрома:

Участок 1. Взлетная мощность/тяга, скорость $V_2+(20\div40)$ км/ч ($V_2+(10\div20)$ узлов).

Участок 2. На высоте 240 м (800 футов) и при выдерживании положительной скорости набора высоты угол тангажа уменьшается и закрылки/предкрылки убираются по графику в процессе разгона воздушного судна до V_{ZF} .

Участок 3. Мощность/тяги уменьшается в процессе операций по уборке закрылков/предкрылков.

Участок 4. Плавный переход к набору высоты при полете по маршруту.

Для обоих методов выполнение приемов снижения шума начинается на высоте не менее 240 метров (800 футов) над поверхностью взлета. Методы отличаются тем, что участок разгона при уборке закрылков и предкрылков начинается до достижения максимальной предписанной высоты начала уборки механизации и перехода ВС к маршрутной конфигурации или на максимальной предписанной высоте. Для обеспечения оптимальных характеристик разгона уменьшение тяги может начинаться и при промежуточном положении закрылков.

Взлет с пониженной тягой обеспечивает снижение уровня шума и способствует экономичности эксплуатации.

Кроме того, важной функцией программы разгона самолета есть выдерживание скоростного профиля набора высоты эшелона.

Например, стандартный профиль набора высоты для семейства A320 составляет:

250 узлов / 300 узлов / M0,78.

Этап набора высоты делится на три ступени (рис. 3).

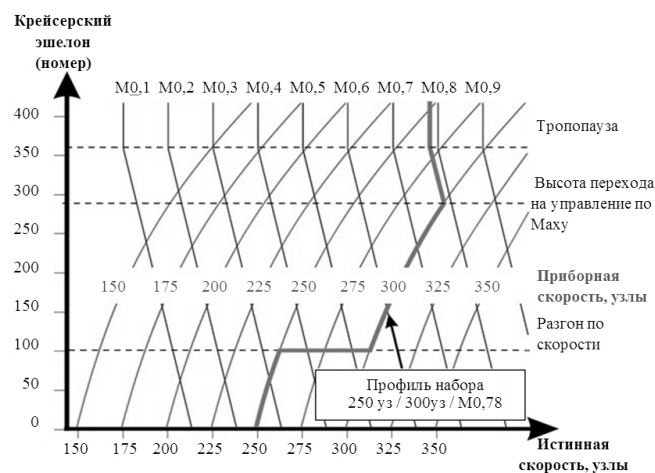


Рис. 3. Профиль набора высоты эшелона

1. Ниже 10 тыс. футов: набор высоты с постоянной приборной воздушной скоростью $IAS = 250$ узлов. Скорость ограничена правилами УВД.

2. Выше 10 тыс. футов: набор высоты с постоянной приборной воздушной скоростью $IAS = 300$ узлов. На высоте 10 тыс. футов воздушное судно ускоряется до оптимальной скорости набора (300 узлов), которая сохраняется до тех пор, пока число Маха меньше 0,78.

3. Выше высоты пролета контрольной точки: набор высоты с постоянным числом Маха $M = 0,78$. Высота пролета контрольной точки — это высота, где 300 узлов приборной скорости равняются числу Маха 0,78. Выше данной высоты необходимо поддерживать постоянное соотношение между истинной скоростью и скоростью звука, чтобы избежать бафтинга, возникающего при высокой скорости.

Разработка программы разгона самолета на основе идентификации алгоритмов и законов системы автоматического управления самолетом

Как уже упоминалось в статье, для проведения идентификации алгоритмов и законов управления САУ необходимо создать точную модель движения самолета. Затем необходимо провести идентификацию законов управления САУ на этапе разгона самолета — определить стабилизируемые САУ параметры (например, система может стабилизировать градиент набора высоты, вертикальную скорость, производную от приборной скорости и т.д.).

Для получения необходимых аэродинамических характеристик этапа разгона необходимо выполнить серию экспериментов при полетах под управлением САУ в ожидаемых условиях эксплуатации самолета.

На рис. 4 приведены значения приборной скорости летательного аппарата (ЛА) с минимальным (а) и максимальным (б) взлетным весом в простых метеорологических условиях при полетах в режиме работы САУ — «Изменение эшелона полета».

На рис. 5 приведены значения производной от приборной скорости $\left(\frac{dV}{dt}\right)$ летательного аппарата с минимальным и максимальным взлетным весом.

Исходя из результатов экспериментов, можно сделать вывод, что исследуемая система на этапе разгона стабилизирует производную от приборной скорости. Далее необходимо получить значения данной производной для всего спектра ожидаемых условиях эксплуатации самолета.

На основании полученных исходных данных и летно-технических характеристик самолета разрабатывается алгоритм прогноза траектории движения самолета при выполнении программы разгона.

Воспользуемся формулой для расчета изменения скорости [7]:

$$\frac{dV_{\text{ист}}}{dt} = g(n_x - \sin \Theta),$$

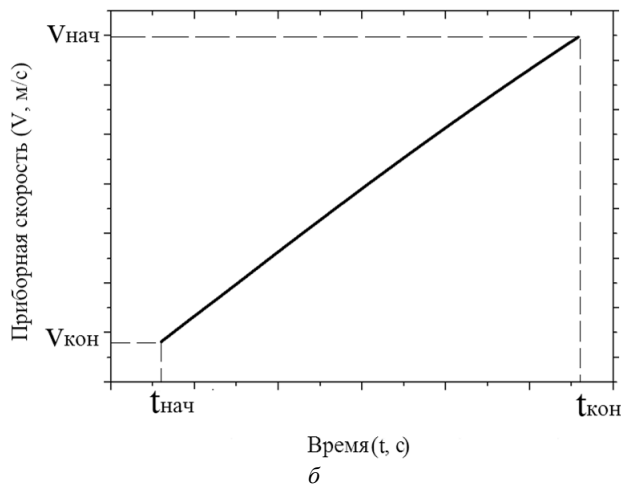
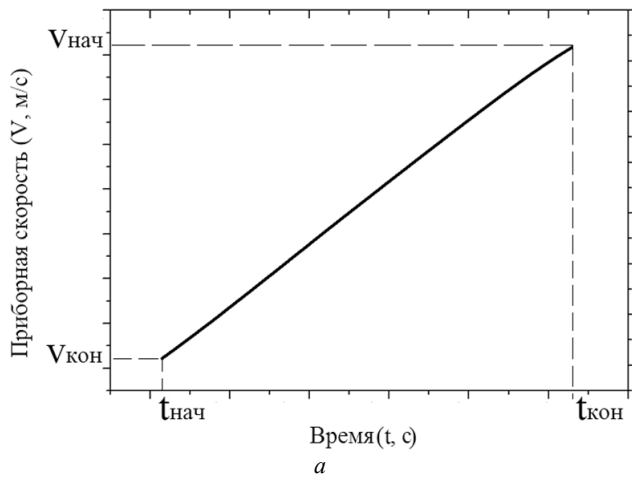


Рис. 4. Приборная скорость ЛА: *a* – минимальный взлетный вес; *б* – максимальный взлетный вес

где V – истинная скорость; n_x – продольная перегрузка; Θ – текущий градиент набора высоты.

Затем получаем текущий градиент набора высоты:

$$\Theta = \arcsin \left(n_x - \frac{dV_{\text{ист}}}{g dt} \right).$$

Принимая во внимание, что продольная перегрузка (n_x) в данном случае равна располагаемому (полному) градиенту набора высоты η , получаем:

$$\Theta = \arcsin \left(\eta - \frac{dV_{\text{ист}}}{g dt} \right).$$

Полный градиент набора находится как функция от высоты полета, полетного веса, температуры наружного воздуха и соотношения индикаторной скорости к скорости сваливания.

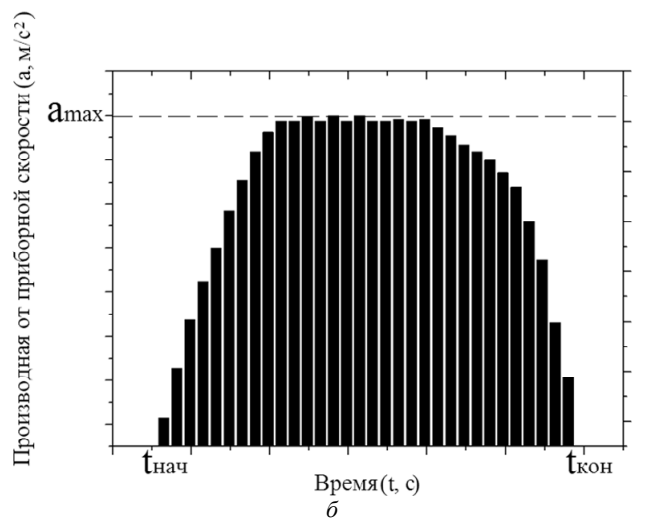
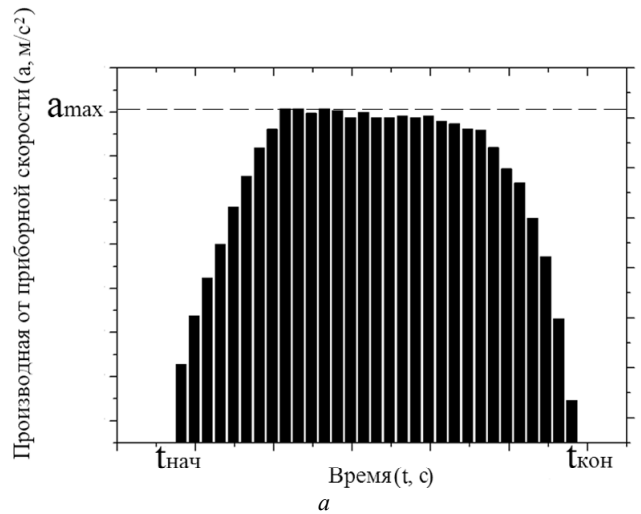


Рис. 5. Производная от приборной скорости ЛА: *a* – минимальный взлетный вес; *б* – максимальный взлетный вес

$$\eta = (H, G, t_{\text{нв}}, V_{\text{инд}}/V_{\text{св}}),$$

где H – высота полета; G – полетный вес; $t_{\text{нв}}$ – температура наружного воздуха; $V_{\text{инд}}$ – индикаторная скорость полета; $V_{\text{св}}$ – скорость сваливания.

На основании полученного текущего градиента полета определяем высоту полета, набранную за время dt :

$$dH = V_{\text{ист}} \sin \Theta dt.$$

Аналогичным способом определяем дальность полета, пройденную за время dt :

$$dL = V_{\text{ист}} \cos \Theta dt.$$

Для повышения точности прогноза траектории движения на этапе разгона самолета в программу разгона необходимо вносить адаптивные алгоритмы расчета. Например, корректировать

данные прогноза по измеренному текущему значению градиента набора высоты, вводя в алгоритм эмпирические коэффициенты. Тенденция изменения градиента набора в зависимости от условий окружающей среды показана на рис. 6.

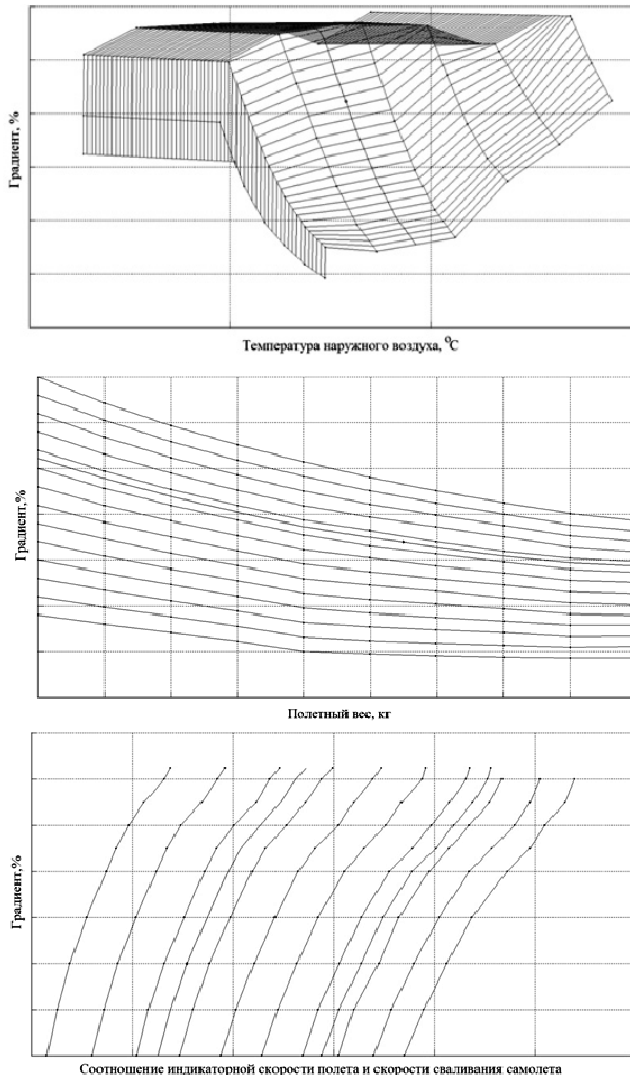


Рис. 6. Тенденция изменения градиента набора высоты

Сегодня в авиации применяются автоматические системы управления с активной адаптацией, способные выдерживать заданный план полета при значительных непрогнозируемых внешних возмущениях. Основные особенности данных систем изложены в работе [8]. Применение данных систем упрощает задачу выдер-

живания рассчитанных заранее параметров полета.

Заключение. Программа автоматического разгона скорости в наборе высоты после взлета и ухода на второй круг позволяет снизить эксплуатационные расходы авиаперевозчиков.

Благодаря высокому уровню развития авионики, а именно пилотажно-навигационного комплекса, на современных зарубежных самолетах можно использовать программу разгона скорости в наборе высоты после взлета и ухода на второй круг как в автоматическом, так и в директорном режиме [9].

Применение изученной программы на отечественных самолетах обеспечит рост их конкурентоспособности на мировом рынке.

1. Понтрягин Л.С. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Наука, 1976. – 397 с.
2. Автоматизация самолетовождения и управления воздушным движением / П.А. Агаджанов, В.Г. Воробьев, А.А. Кузнецов и др. – М.: Транспорт, 1980. – 357 с.
3. Конин В.В., Харченко В.П. Система спутниковой радионавигации. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.
4. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філикон М.К. Пилотажно-навигационні комплекси повітряних суден: Підручник. – К.: НАУ, 2005. – 316 с.
5. Введение в летно-технические характеристики ВС: брошюра Airbus. – www.w3.airbusworld.com
6. ICAO Doc. 8168 OPS/611 Flight Procedures, Aircraft Operations. – Montreal. – 2006. – I. – 386 p.
7. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Учебник. – Москва–Пекин: ЦАГИ – Авиа-Изд-во КНР, 1984. – 772 с.
8. Адаптивные системы автоматического управления: Учеб. пособие / В.Н. Антонов, А.М. Пришвин, В.А. Терехов и др. – Л.: Из-во Ленингр. ун-та, 1984. – 204 с.
9. Коршунов М.В. Розробка та використання режиму «Вертикальна навігація» на сучасних турбореактивних літаках // Сб. тез НТК «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM». – К.: НАУ, 2012. – С. 110

Поступила 24.02.2015

Тел. для справок: +38 044 526-0158 (Киев)

E-mail: master512@ukr.net, vpavlov@nau.edu.ua

© В.В. Павлов, Н.В. Коршунов, Н.Н. Комар, 2015

Окончание статьи на стр. 39

Adaptive Program of Aircraft Acceleration

Key words: adaptive control systems, navigation database, vertical navigation mode, aircraft acceleration.

The problems associated with the development and application of the adaptive program of the aircraft acceleration during the climb are analyzed. The adaptive program of the aircraft acceleration is the part of the vertical navigation mode (VNAV). A vertical navigation mode allows you not only to optimize all the flight stage, but also take some of the workload from the crew.

Avionics of modern turbojet aircraft performs the automatic control of the aircraft at different stages of the flight using this mode. Also onboard equipment performs the functions of air traffic management.

An important function of the program is to provide a maintaining of speed restrictions from the navigation database (NDB) during the standard departure procedures.

It should be noted that the program have to provide the acceleration during reduced thrust takeoff, as there is currently stricter regulations to reduce the aircraft noise.

Modern aircraft used the automatic control system with the active adaptation. The use of these systems makes it easier in maintaining slight parameters calculated in advance.

The article raises the problem of the high-precision forecast usage of the flight path.

The work presents an example of the program development of the aircraft acceleration on the basis of identification algorithms of the automatic control system. The forecast of the flight path is performed through the use of the full climb gradient. The full gradient is a function of altitude, gross weight, outdoor temperature and ratio of airspeed to stall speed.

The program must make adaptive algorithms to improve the accuracy of the forecast. For example, we can adjust the forecast data using the measured current value of the climb gradient and introducing the empirical coefficients in algorithms.

Due to the high level of development of avionics pilots of modern foreign aircraft can use the adaptive program of the aircraft acceleration during the climb after take-off and missed approach, both in automatic and in director mode.

The use of this program on domestic aircraft will provide an increase of their competitiveness in the global market.

