

УДК 621.45:629.735

**ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРИНЦИПОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ
УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО
САМОЛЁТА С ДВУХКОНТУРНЫМИ ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ
ДВИГАТЕЛЯМИ И МИНИМИЗАЦИИ ИХ «РАЗНОТЯГОВОСТИ»
ПРИ ВЗЛЁТЕ И НАБОРЕ ВЫСОТЫ**

Новичков В.М., Бурова А.Ю.

*ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»,
Москва, e-mail: frambe@mail.ru*

Рассмотрен ряд вопросов проблемы автоматического контроля и минимизации асимметрии тяги двухконтурных турбореактивных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта при взлёте и наборе высоты для повышения безопасности полётов. Предусмотрено, что их «разнотяговость» уже была минимизирована в многомерной постановке задачи контроля и уменьшения асимметрии их тяги после глубокого тестирования технического состояния таких двухконтурных турбореактивных двигателей по результатам стендовых испытаний на заводе-изготовителе в условиях серийного производства. Приведена функциональная схема электронной системы управления силовой установкой и минимизации «разнотяговости» её двух двигателей, прошедших глубокое тестирование их технического состояния по результатам стендовых испытаний в условиях серийного производства и ужесточённый выходной контроль на заводе-изготовителе. Описаны принципы работы этой системы при исправном функционировании обоих двигателей силовой установки самолёта. Представлен алгоритм управления параметрами тяги в системе управления такой силовой установкой самолёта при безотказной работе его двухконтурных турбореактивных двигателей. В качестве параметров тяги применяются управляемые параметры – частоты вращения роторов таких двигателей. Предложены математические формулы, описывающие работу системы управления силовой установкой самолёта с двумя исправными двухконтурными турбореактивными двигателями при взлёте и наборе высоты.

Ключевые слова: управление, система автоматического управления, турбореактивный двигатель, тяга, асимметрия тяги

**THE FORMALIZATION OF THE PRINCIPLES OF OPERATION
OF THE CONTROL SYSTEM POWER PLANT OF TWIN-ENGINE
AIRCRAFT WITH TURBOJET ENGINES AND MINIMISE
THE ASYMMETRY OF THRUST AT TAKEOFF AND CLIMB**

Novichkov V.M., Burova A.Yu.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, e-mail: frambe@mail.ru

There are considered a number of issues of automatic control and minimization of thrust asymmetry of twin-circuit turbojet engines of the power plant of a twin-engine aircraft during take-off and climb to improve flight safety. It is envisaged that their thrust asymmetry has already been minimized in the multidimensional formulation of the problem of monitoring and reducing the asymmetry of their thrust after in-depth testing of the technical condition of such two-circuit turbojet engines according to the results of bench tests at the manufacturer in batch production. The functional diagram of the electronic control system of the power plant and the minimization of the asymmetry of the thrust of its two engines, which have passed deep testing of the technical condition according to the results of bench tests in the conditions of mass production and tightened output control at the manufacturer is presented. The principles of operation of this system for the proper functioning of both engines of the aircraft power plant are described. It is described the operation of that system during correct operating of both engines of the plane power system. An algorithm for controlling the thrust parameters in the automatic control system of such an aircraft power plant during the trouble-free operation of turbojet engines is presented. As the parameters of traction are used controlled parameters-the speed of the rotors of such engines. The mathematical formulas describing the operation of the control system of the aircraft power plant with two serviceable dual-circuit turbojet engines during takeoff and climb are proposed.

Keywords: control, automatic control system, turbofan engine, thrust, thrust asymmetry

Проблема минимизации «разнотяговости» двухконтурных турбореактивных двигателей силовой установки самолёта стала в России актуальной с 1992 г. после авиакатастрофы самолёта «МиГ-31» вследствие «разнотяговости» его двигателей, которая возникла из-за невключения режима «Полный форсаж» одного из них при нарушении электрической цепи по причине некачественности её пайки на заводе-изготовителе.

Но минимизировать «разнотяговость» пары двигателей для силовой установки самолёта нужно и должно ещё на заводе-изготовителе по результатам стендовых испытаний с помощью методики минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в многомерной постановке задачи автоматического контроля асимметрии тяги [1, 2]. Причем уменьшать асимметрию тяги дви-

гателей силовой установки самолёта в полёте, обусловленную их минимизированной на заводе-изготовителе, но не до конца ликвидированной «разнотяговостью», можно и должно, если реализовать в системе управления силовой установкой (СУ СУ) этого самолёта программу управления по частоте вращения ротора низкого давления (РНД) n_1 ($n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$) и программу управления по частоте вращения ротора компрессора высокого давления (РКВД) n_2 ($n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$), а управляемые параметры n_1 и n_2 задействовать в качестве параметров тяги и вводить через эту СУ СУ их особые поправки (малые отклонения) на основе того же метода минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги однотипных двигателей [3, 4].

Цель исследования: формализация принципов функционирования СУ СУ самолёта с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями при их безотказной работе и минимизации асимметрии тяги его двигателей с минимальной «разнотяговостью».

Материалы и методы исследования

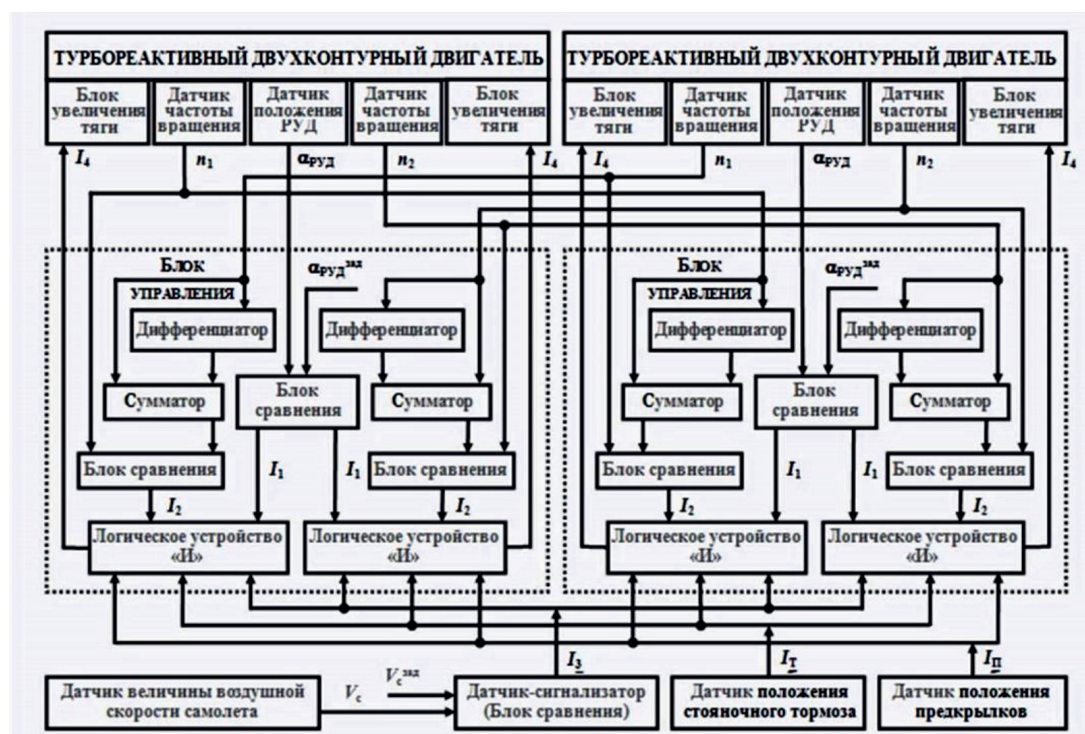
Материалом для исследования является СУ СУ самолёта с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями.

Методами исследования являются методы математической статистики и минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги двух двухконтурных турбореактивных двигателей силовой установки самолёта [1, 3, 4].

Структура СУ СУ самолёта и минимизации асимметрии тяги двух его исправных ТРДД с минимальной «разнотяговостью»

Минимизировать асимметрию тяги исправных двигателей силовой установки самолёта в полёте позволяет такая система управления этой установкой, которая автоматически осуществляет определение снижения тяги исправного двигателя и исключение недопустимых включений режима повышенной тяги (РПТ) в условиях взлёта самолёта, если на нём установлены двигатели, которые успешно прошли на заводе-изготовителе глубокое тестирование технического состояния после стендовых испытаний в условиях серийного производства и ужесточённый выходной контроль.

При реализации в СУ СУ самолёта программ управления $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$ и $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$, снижение тяги двигателей при взлёте определяется по уменьшению частоты вращения РНД n_1 и частоты вращения РКВД n_2 ниже заданных значений соответственно частотам вращения $n_1^{\text{зад}}$ и $n_2^{\text{зад}}$, а минимизация асимметрии тяги эти двигателей при взлёте выполняется путём введения поправок управляемых параметров n_1 и n_2 по методу минимизации «разнотяговости» двигателей в многомерной постановке задачи автоматического контроля асимметрии тяги [4].



Функциональная схема предлагаемой СУ СУ самолёта с двумя двигателями

В предлагаемой СУ СУ самолёта реализуются программы управления по частотам вращения роторов ($n_1 + \delta n_1 = \text{const}$ и $n_2 + \delta n_2 = \text{const}$), а в качестве параметров тяги применяются управляемые параметры n_1 и n_2 . Управление двигателями осуществляется блоками управления по сигналам от датчиков положения рычагов управления двигателями (РУД) $\alpha_{\text{РУД}}$ и датчиков частот вращения роторов двигателей n_1 и n_2 . Суммарные сигналы частоты вращения РНД n_1 и её 1-ой производной dn_1/dt в виде $n_1 \pm C_1 \cdot dn_1/dt$ и частоты вращения РКВД n_2 и её 1-й производной dn_2/dt в виде $n_2 \pm C_2 \cdot dn_2/dt$ помогают определить «разнотяговость» и асимметрию тяги двигателей в условиях взлёта и набора высоты. При этом коэффициенты C_1, C_2 в поправках $\delta n_1 = C_1 \cdot dn_1/dt$ и $\delta n_2 = C_2 \cdot dn_2/dt$ зависят от характеристик этих роторов. Функциональная схема такой СУ СУ представлена на рисунке.

Нахождению механизации крыла самолёта во взлётной конфигурации соответствует дискретный сигнал «Предкрылки не убраны» I_T . После взлёта осуществляется изменение механизации крыла в полётную конфигурацию и снимается дискретный сигнал I_T , что исключает при взлёте включение РПТ. Выключению стояночного тормоза самолёта перед началом разбега по взлётно-посадочной полосе соответствует дискретный сигнал «Стояночный тормоз самолёта выключен» $I_{\text{П}}$, который до конца полёта не снимается. Если измеренное значение положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}$ ниже заданного значения $\alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$, то выполняется снятие РПТ изменением положения РУД [5, 6].

Дискретные сигналы с датчиков частоты вращения РНД n_1 и датчиков частоты вращения РКВД n_2 одновременно подаются на блоки управления двигателями, где в блоках сравнения значений положения РУД происходит сравнение измеренных значений положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}$ с его заданным значением $\alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$, соответствующим режиму полёта. Если $\alpha_{\text{РУД}} > \alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$, то на выходе этих блоков формируются дискретные сигналы «РУД на режиме «Взлёт»» $I_1 = 1$. В дифференциаторах каждого двигателя осуществляются вычисления 1-ой производной частоты вращения РНД dn_1/dt и 1-ой производной частоты вращения ротора КВД dn_2/dt соседнего двигателя. В сумматорах каждого двигателя происходит алгебраическое суммирование поступающих дискретных сигналов с датчика частоты вращения РНД n_1 и датчика частоты вращения РКВД n_2 соседнего двигателя. В блоках сравнения, соответствующим этим сумматорам, производится сравнение суммарного сигнала частоты вращения РНД n_1 и её 1-й произ-

водной dn_1/dt и суммарного сигнала частоты вращения РКВД n_2 и её 1-й производной dn_2/dt с текущими величинами частоты вращения РНД n_1 и частоты вращения РКВД n_2 соседнего двигателя, при снижении которых ниже уровней соответствующих суммарных сигналов формируются логические сигналы «Провал режима двигателя ниже допустимого» $I_2 = 1$. Датчик воздушной скорости самолёта фиксирует значение воздушной скорости (ВС) самолёта V_c и подаёт сигнал на датчик-сигнализатор, где производится сравнение измеренного значения воздушной скорости самолёта V_c с заданным значением скорости $V_c^{\text{зад}}$ [7].

За заданное значение ВС самолёта $V_c^{\text{зад}}$ принимается заданное значение скорости принятия решения о взлёте $V_{\text{взл}}^{\text{зад}}$ ($V_c^{\text{зад}} = V_{\text{взл}}^{\text{зад}}$), так как она характеризует скорость разбега самолёта, при которой возможно безопасное продолжение и безопасное прекращение взлёта. При величине ВС $V_c > V_c^{\text{зад}}$ на входы цифровых блоков (логических устройств) «И» поступает дискретный сигнал «Скорость принятия решения» $I_3 = 1$. Кроме дискретных сигналов «РУД на режиме «Взлёт»» I_1 и «Провал режима двигателя ниже допустимого» I_2 , поступающего с соседнего двигателя, на вход цифрового блока «И» в зависимости от этапа полёта поступают дискретные сигналы «Стояночный тормоз самолёта выключен» $I_T = 1$ с датчика положения стояночного тормоза и «Предкрылки не убраны» $I_{\text{П}} = 1$ и датчика положения предкрылков. Эти датчики являются общими для двух двигателей. Сформированные цифровыми блоками «И» дискретные сигналы $I_4 = 1$ поступают на исполнительные органы (блоки увеличения тяги), которые обеспечивают увеличение тяговых характеристик двигателей [5, 6].

Принципы функционирования СУ СУ самолёта и минимизации асимметрии тяги двух его исправных двухконтурных турбореактивных двигателей с минимальной «разнотяговостью»

Предлагаемая СУ СУ самолёта работает следующим образом.

На исполнительном старте перед началом разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе, когда ВС самолёта $V_c = 0$, двигатели работают на режиме «Малый газ». С датчика положения предкрылков на входы блоков управления поступает дискретный сигнал $I_{\text{П}} = 1$, соответствующий взлётной конфигурации крыла. После перемещения обоих РУД на режим «Взлёт» на выходе блоков сравнения значений положения РУД формируются дискретные сигналы $I_1 = 1$. После увеличения тяги обоих ТРДД

экипаж выключает стояночный тормоз самолёта, начинается разбег самолёта и датчик положения стояночного тормоза подаёт дискретный сигнал $I_T = 1$. При ВС $V > V_{с\text{зад}}$ с выхода блока сравнения величин ВС самолёта (датчика-сигнализатора) подаётся дискретный сигнал $I_3 = 1$.

При уменьшении тяги одного двигателя и соответствующем снижении уровня суммарного сигнала частоты вращения РНД n_1 и её 1-й производной dn_1/dt ниже текущего значения частоты вращения РНД n_1 второго двигателя, на выходе блока сравнения формируется дискретный сигнал $I_2 = 1$. При уменьшении тяги того же или другого двигателя и соответствующем снижении уровня суммарного сигнала частоты вращения РКВД n_2 и её 1-й производной dn_2/dt ниже текущего значения этой частоты n_2 соседнего двигателя, на выходе блока сравнения частоты вращения РКВД n_2 формируется дискретный сигнал $I_2 = 1$. При поступлении сигналов $I_1 = 1, I_2 = 1, I_3 = 1, I_T = 1$ и $I_{\Pi} = 1$ на входы какого-либо цифрового блока «И» на его выходе формируется дискретный сигнал $I_4 = 1$, поступающий в случае исправности обоих двигателей на соответствующий этому цифровому блоку «И» исполнительный орган (блок увеличения тяги) двигателя для увеличения его тяговых характеристик.

Результаты исследования и их обсуждение

Формализация принципов функционирования СУ СУ самолёта и минимизации асимметрии тяги двух его исправных двухконтурных турбореактивных двигателя из выборки глубокого тестирования двигателей позволяет описать работу предлагаемой СУ СУ самолёта в полёте с несимметричной тягой из-за минимальной «разнотяговости» двух его двигателей с помощью алгоритма управления параметрами тяги n_1 и n_2 , если задействовать в ней одновременно две программы управления по частотам вращения роторов ($n_1 + \delta n_1 = \text{const}$ и $n_2 + \delta n_2 = \text{const}$). Причем, так как «серийные двигатели имеют значительный разброс значений тяги» [7], необходимо, чтобы двигатели успешно прошли глубокое тестирование их технического состояния по методу минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги однотипных двигателей в многомерной постановке задачи автоматического контроля асимметрии тяги после стендовых испытаний этих двигателей и успешно прошли жесточённый выходной контроль на заводе-изготовителе по результатам такого тестирования.

Алгоритм автоматического контроля и управления параметрами тяги n_1 и n_2 в СУ СУ самолёта, которая состоит из двух

исправно работающих двигателей с минимальной их «разнотяговостью», описывается следующими формулами для регулируемых значений $n_1^{RES} = n_1 + \delta n_1$ и $n_2^{RES} = n_2 + \delta n_2$ этих параметров двигателя № 1 и регулируемых значений $n_1^{RES*} = n_1^* + \delta n_1^*$ и $n_2^{RES*} = n_2^* + \delta n_2^*$ тех же параметров двигателя № 2 при асимметрии тяги этих двигателей из-за их «разнотяговости», минимизированной на заводе-изготовителе:

$$n_1^{RES} = n_1 + \left[n_1^* - \left(n_1 + C_1 \cdot \frac{dn_1}{dt} \right) \right] = n_1^* \quad \text{при } n_1^* > n_1 + C_1 \cdot \frac{dn_1}{dt}; \quad (1)$$

$$n_1^{RES*} = n_1^* + \left[n_1 - \left(n_1^* + C_1^* \cdot \frac{dn_1^*}{dt} \right) \right] = n_1 \quad \text{при } n_1 > n_1^* + C_1^* \cdot \frac{dn_1^*}{dt}; \quad (2)$$

$$n_2^{RES} = n_2 + \left[n_2^* - \left(n_2 + C_2 \cdot \frac{dn_2}{dt} \right) \right] = n_2^* \quad n_2^* > n_2 + C_2 \cdot \frac{dn_2}{dt}; \quad (3)$$

$$n_2^{RES*} = n_2^* + \left[n_2 - \left(n_2^* + C_2^* \cdot \frac{dn_2^*}{dt} \right) \right] = n_2 \quad \text{при } n_2 > n_2^* + C_2^* \cdot \frac{dn_2^*}{dt}, \quad (4)$$

где C_1 и C_2 – весовые коэффициенты для одного двигателя (двигатель № 1) с параметрами тяги n_1 и n_2 , а также соответствующие весовые коэффициенты C_1^* и C_2^* для другого двигателя (двигатель № 2) с параметрами тяги n_1^* и n_2^* при таких соотношениях измеренных на заводе значений (тестовых значений) $n_{1\text{тест}}, n_{2\text{тест}}, n_{1\text{тест}^*}$ и $n_{2\text{тест}^*}$ этих параметров тяги, как $n_{1\text{мин}} \leq n_{1\text{тест}} < (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2$, $n_{2\text{мин}} \leq n_{2\text{тест}} < (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2$, $n_{1\text{мин}} \leq n_{1\text{тест}^*} < (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2$ и $n_{2\text{мин}} \leq n_{2\text{тест}^*} < (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2$.

Для минимизации асимметрии тяги исправных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта из-за их «разнотяговости», минимизированной на заводе-изготовителе, при $n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt < n_1^*$ блок увеличения тяги двигателя № 1 обеспечивает рост уровня тяги этого двигателя путем увеличения частоты вращения его РНД до величины $n_1^{RES} = n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt + [n_1^* - (n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt)]$. Для минимизации асимме-

трии тяги исправных двигателей той же силовой установки из-за их «разнотяговости», минимизированной на заводе-изготовителе, при $n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt < n_2^*$ блок увеличения тяги двигателя № 1 обеспечивает рост уровня тяги этого двигателя путём увеличения частоты вращения его РНД до величины $n_2^{RES} = n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt + [n_2^* - (n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt)]$. Аналогично блок увеличения тяги двигателя № 2 обеспечивает рост уровня тяги этого двигателя.

Результаты исследования соответствуют перспективным разработкам в области методов и алгоритмов минимизации «разнотяговости» двухконтурных турбореактивных двигателей силовой установки двухдвигательного самолета [5, 6].

Достоверность этих результатов подтверждается с помощью программного и аппаратного моделирования, поскольку результаты такого моделирования вполне согласуются с известной практикой автоматического управления авиационными двигателями и научно-практическими разработками, описание которых изложено в научных публикациях [2, 5, 7].

Заключение

Предлагаемая СУ СУ самолёта, содержащей два исправных двухконтурных турбореактивных двигателя, «разнотяговость» которых снижена на заводе-изготовителе после глубокого тестирования их технического состояния по результатам стендовых испытаний позволяет повысить безопасность полёта с несимметричной тягой такого самолёта, если в этой СУ СУ реализовать метод и алгоритм минимизации «разнотя-

говости» однотипных двухконтурных турбореактивных двигателей в многомерной постановке задачи автоматического контроля их «разнотяговости» путём ввода в СУ СУ специальных поправок – первых производных параметров тяги $\delta n_1 = C_1 \cdot dn_1/dt$ и $\delta n_2 = C_2 \cdot dn_2/dt$ с коэффициентами C_1 и C_2 , зависящими от характеристик работы роторов двигателя.

Список литературы

1. Афанасьев В.А., Лебедев В.А., Монахова В.П., Мышелов Е.П., Ножницкий Ю.А. Техническое регулирование и управление качеством. М.: Книжный дом «Либроком», 2013. 256 с.
2. Дворниченко В.В. Методология решения проблемных вопросов технической и лётной эксплуатации самолётов ГА и их ТРДД на стандартном и криогенных топливах с минимизацией «разнотяговости» ТРДД «на крыле»: дис. ... докт. техн. наук. Москва, 2006. 627 с.
3. Мышелов Е.П. Введение в метрологию, стандартизацию и сертификацию качества: учебное пособие. М.: КРАСАНД, 2010. 224 с.
4. Новичков В.М., Бузова А.Ю. Применение ТРДД на ЛА с минимизацией «разнотяговости» для повышения безопасности полётов // Фундаментальные исследования. 2015. № 11–7. С. 1343–1351.
5. Иноземцев А.А., Семенов А.Н., Савенков Ю.С., Саженков А.Н., Трубников Ю.А. Способ управления силовой установкой самолета // Патент 2306446 Российская Федерация, МПК F02C 9/42. Заявитель и патентообладатель ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ». № 2005136774/06. Заявл. 25.11.2005, опубл. 20.09.2007, Бюл. № 26. 7 с.
6. Новичков В.М., Бузова А.Ю. Формализация принципа работы системы автоматического управления силовой установкой самолёта в полёте при асимметрии тяги его турбореактивных двухконтурных двигателей с минимальной «разнотяговостью» // Фундаментальные исследования. 2017. № 11–2. С. 311–319.
7. Лесовский А.С. Эксплуатационная оценка свойств боковой управляемости самолета с помощью статистического анализа и математического моделирования: дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2010. 510 с.