

Abstract of the PhD thesis by Mr. Maksim Trifonov
Development of flight control algorithms for the first launch vehicle stage to
improve its launch efficiency

Due to increasing competition in the launch market, it is necessary to take measures to reduce the cost of satellite transportation while improving environmental performance launches and maintaining its flight safety. In addition to the already known measures, such as reusability of launch vehicle (LV) stages (*SpaceX*), launch from floating LV operations platform (*Sea Launch*), it is necessary to further study this problem. Namely, there is a need to reduce the cost of launch: maintenance, manufacturing and repair of launch complex facilities. One of the solutions to this problem is the development of modified control algorithms at the initial flight part. Moreover, simultaneous transportation of several satellites imposes special requirements on the dimensions of the LV payload fairing. Therefore, it is necessary to pay special attention to the study of normal g-force load by changing dimensions of the payload fairing. By developing the LV control algorithms, it will be possible to use a large-scale payload fairing on LVs.

In this study, a LV motion control technique at the first stage flight part was designed and developed. The focus was put on the task of controller design both design of controller structure and tuning of control parameters.

As the **subject** of the study was considered flight control system for the LV first stage, which consists of guidance, navigation and control subsystem.

The **aim** of the study is to increase the launch efficiency of the LV by developing flight control algorithms for the first stage.

The thesis included three main **problems** and their solutions:

- control of the gas-dynamic flame jets in a specific way by developing control algorithms;
- displacement of the LV in the opposite direction from the launch complex during engine failure by developing control algorithms;
- investigation of normal g-force load of a LV during maximum dynamic air pressure flight phase when changing dimensions of payload fairing to use large capacity payload fairing on the LV.

As part of the PhD research it was ...

- developed the overall concept to improve the launch efficiency;
- solved the linear quadratic trajectory-tracking problem (boundary value problem, Riccati and Hamilton-Jacobi-Bellman equations);
- designed controller of the LV flight control system and tuned its parameters;
- developed and investigated the mathematical atmosphere models both wind (shear) and density fluctuation model using the noise shaping filter of 1st and 2nd order;
- performed the mathematical modeling and simulation of the flight control system to investigate the developed control algorithms in Matlab&Simulink;
- performed Monte Carlo simulation of the LV disturbed flight motion.

The PhD research has shown that the proposed concept and the developed control algorithms of the LV contribute to the improvement of the launch efficiency.

Kurzfassung der Doktorarbeit von Herrn Dr. Maksim Trifonov
Entwicklung der Flugregelungsalgorithmen für die erste Trägerraketenstufe zur
Verbesserung der Starteffizienz

Aufgrund des zunehmenden Wettbewerbs auf dem Launch-Markt ist es notwendig, Maßnahmen zu ergreifen, um die Kosten für den Satellitentransport zu senken bei gleichzeitiger Verbesserung der Umweltverträglichkeit vom Träger und unter Beibehaltung der Flugsicherheit. Neben den bereits bekannten Maßnahmen, wie z.B. Wiederverwendbarkeit von Raketenstufen (*SpaceX*), Start von schwimmende Raketen-Startrampe (*Sea Launch*) ist es notwendig, dieses Problem weiter zu untersuchen. Und zwar müssen die Kosten für den Raketenstart: Wartung, Herstellung und Reparatur von Startkomplexanlagen reduziert werden. Eine der Lösungen für dieses Problem ist die Entwicklung von modifizierten Regelungsalgorithmen in der Start-Phase. Außerdem stellt der gleichzeitige Transport mehrerer Satelliten besondere Anforderungen an die Abmessungen des Raketenkopfteils. Deshalb ist es notwendig, der Untersuchung normalen Lastvielfaches vom Trägerraketenstufe mit wechselnder Abmessungen der Nutzlastverkleidung besondere Aufmerksamkeit zu schenken. Durch die Entwicklung der Regelungsalgorithmen wird es möglich sein, eine großräumige Nutzlastverkleidung an Trägerraketen zu verwenden.

In der vorliegenden Dissertationsschrift wurde eine Methodik zur Steuerung der ersten Trägerraketenstufe konzipiert und entwickelt. Der Fokus wurde auf die Aufgabe der Reglerauslegung sowohl Entwurf der Reglerstruktur als auch Einstellung der Regelparameter gelegt.

Als das **Forschungsobjekt** wurde Flugsteuerungssystem für die erste Trägerraketenstufe betrachtet, das aus Lenkungs-, Navigations- und Regelungsteilsystem besteht.

Das **Forschungsziel** ist es, die Starteffizienz der Trägerrakete durch die Entwicklung von Flugregelungsalgorithmen für die erste Trägerraketenstufe zu erhöhen.

Problemstellung - die Dissertation umfasste drei Hauptprobleme und deren Lösungen:

- Steuerung der gasdynamischen Flammen-Strahlen auf eine bestimmte Weise durch Entwicklung von Regelungsalgorithmen;
- Verschiebung der Trägerrakete in die entgegengesetzte Richtung von der Startkomplexanlage beim Triebwerksausfall durch Entwicklung von Regelungsalgorithmen;
- Untersuchung des normalen Lastvielfaches einer Trägerrakete während maximalen Staudruck-Flugphase bei Änderung der Abmessungen von Nutzlastverkleidung, um Großraum-Nutzlastverkleidung am Träger zu verwenden.

Im Rahmen der Doktorarbeit wurde

- das Gesamtkonzept zur Verbesserung von der Trägerrakete-Starteffizienz entwickelt;
- das optimale Folgeregelungsproblem (*engl.: linear quadratic trajectory-tracking problem*) (Randwertproblem, Riccati- und Hamilton-Jacobi-Bellman-Gleichung) gelöst;
- Reglerauslegung sowohl Entwurf der Reglerstruktur als auch Einstellung der Regelparameter;
- Entwicklung und Untersuchung der mathematischer Atmosphärenmodelle sowohl Wind(scherungs)- als auch Dichteschwankungsmodell mittels des Noiseshaping-Filters von 1. und 2. Ordnung;
- die mathematische Modellbildung sowie die Berechnung und Simulation vom Flugsystem zur Untersuchung der entwickelten Regelungsalgorithmen in Matlab&Simulink durchgeführt;
- Monte-Carlo-Simulation der gestörten Flugbewegung durchgeführt.

Die Forschung im Rahmen der Doktorarbeit hat gezeigt, dass das vorgeschlagene Konzept und die entwickelten Regelungsalgorithmen zur Verbesserung der Trägerrakete-Starteffizienz beitragen.

Краткое содержание кандидатской диссертации Максима Трифонова
Разработка алгоритмов управления движения первой ступени ракеты-носителя для
повышения эффективности пуска

В связи с растущей конкуренцией на рынке коммерческих запусков РН необходимо принимать меры по снижению стоимости транспортировки спутников при одновременном улучшении экологических характеристик пуска и безопасности полетов. Помимо уже известных мер, таких как многоразовое использование ступеней ракеты-носителя (РН) (*SpaceX*), запуск с морской стартовой площадки (*Sea Launch*), необходимо дальнейшее изучение этой проблемы. А именно, необходимо снизить стоимость пуска РН: обслуживание, изготовление и ремонт объектов стартового комплекса. Одним из решений этой проблемы является разработка модифицированных алгоритмов управления на начальном участке полета. Кроме того, одновременная транспортировка нескольких спутников предъявляет особые требования к размерам головной части РН. Поэтому необходимо уделить особое внимание исследованию нормальных перегрузок РН при изменении размеров головного обтекателя. Разработка усовершенствованных алгоритмов управления движением РН позволит использовать крупногабаритный головной обтекатель в составе РН.

В рамках данного диссертационного исследования была спроектирована и разработана концепция управления первой ступенью РН на начальном участке ее полета. Основное внимание было уделено задаче проектирования регулятора системы стабилизации – синтез структуры и параметров регулятора управления.

Объект исследования – система управления движением первой ступени РН, которая состоит из подсистем наведения, навигации и управления (*engl.: GNC*).

Цель исследования – повысить эффективность пуска РН путем разработки модифицированных усовершенствованных алгоритмов управления движением первой ступени РН.

Постановка задачи исследования включает в себя три основные подзадачи:

- управление газодинамическими струями двигателей РН по заданным траекториям на стартовой плоскости путем разработки алгоритмов управления движением РН;
- увод РН в противоположном направлении от стартового комплекса при отказе одного из двигателей путем разработки алгоритмов управления движением РН;
- исследование нормальных перегрузок РН на участке максимальных скоростных напоров при изменении размеров головного обтекателя полезной нагрузки для возможности применения крупногабаритных головных обтекателей.

В рамках докторской диссертации решены следующие задачи:

- разработана общая концепция повышения эффективности пуска РН;
- решена оптимальная линейно-квадратичная задача траекторного слежения (краевая задача – уравнения Риккати и Гамильтона-Якоби-Беллмана);
- спроектирован регулятор системы стабилизации – найдены структура и параметры регулятора управления;
- разработана и исследована математическая модель атмосферных возмущений, как ветровых, так и вариаций плотности с помощью формирующих фильтров 1-го и 2-го порядков;
- разработаны математические модели подсистем системы управления РН и проведено моделирование для исследования разработанных алгоритмов управления в среде Matlab&Simulink;
- проведено имитационное моделирование возмущенного движения РН методом Монте-Карло.

Диссертационное исследование показало, что предложенная концепция и разработанные алгоритмы управления способствуют повышению эффективности пуска РН.