

Александр Карась

«РАКЕТНЫЕ САМОЛЕТЫ»

ДЛЯ ПОЛЯРНОЙ АВИАЦИИ

Разработка авиационных ракетных ускорителей для уменьшения взлетной дистанции самолетов являлась одним из направлений деятельности Реактивного Научно-Исследовательского Института Наркомтяжпрома еще со времени существования его предшественницы – Газодинамической лаборатории. Проведенные в октябре 1933 г. в НИИ ВВС эксперименты с ТБ-1 (летчик-испытатель Н.Н. Благин, ведущий инженер В.М. Дудаков) наглядно показали значительное сокращение длины разбега. При взлетном весе 6 500 кг разбег сократился почти на 80% и составил всего 55 м вместо 280-ти (1). Это привело к мысли использовать ускорители не только для взлета с аэродромов ограниченных размеров, но и для обеспечения взлета в перегрузочном варианте – с увеличенной боевой или коммерческой загрузкой. Кроме того предполагалось, что ускорители смогут обеспечить взлет сухопутных самолетов на лыжном шасси с раскисших в межсезонье аэродромов, а летающих лодок – со льда и снега. Тем самым будет достигнуто круглогодичное использование авиации, что немаловажно как в повышении обороноспособности, так и в решении народно-хозяйственных задач.

Вместе с тем, на основании своей пятилетней работы РНИИ считал, что установка стартовых ракет на готовый самолет сопряжена с рядом трудностей. Согласно расчетам, существенно улучшить взлетные характеристики можно было лишь при использовании мощных ракет, суммарная сила тяги которых составляет величину, соответствующую примерно полутонному весу самолета. Но при наличии такой большой тяги весьма существенным становится вопрос о выборе места установки ракет и способа их крепления. Поскольку тяга нарастает очень

быстро, то нагрузка, воспринимаемая узлами крепления, является практически ударной. Крыло в этих местах необходимо усилить, что не всегда представляется возможным.

Кроме этого, газовые струи ракет, увлекая спутные массы воздуха, могут оказывать на фюзеляж и оперение воздействие в виде неравномерных давлений, которое может вызвать бафтинг оперения.

Поэтому в III-м отделе (прежней ГДЛ) РНИИ, полагая за лучшее учитывать возможность установки стартовых ускорителей заранее, разработали предварительные проекты «дальностного» (Д-1) и «вездеходного» (Д-2) самолетов, поскольку достичь объединения этих двух свойств в одном и том же проекте оказалось невозможным.

Исходя из названия, Д-1 был задуман самолетом большой дальности, которая обеспечивалась запасом топлива, составлявшего большую часть полной нагрузки самолета. Он представлял собой



Взлет бомбардировщика ТБ-1 с ракетными ускорителями – октябрь 1933 г.

моноплан с сигарообразным фюзеляжем, в хвостовой части которого, по образцу американских скоростных машин, разместили двух членов экипажа. Всю его среднюю часть занимали баки с топливом, которое размещалось и в трубчатом лонжероне крыла.

Однолонжеронное крыло с толстым профилем ЦАГИ-890, имевшим малое перемещение центра давления, состояло из центроплана и отъемных консолей, поверх задней кромки которых шли закрылки и элероны. Внутри консолей разместили ускорители с четырьмя ракетами и дополнительные баки на 75 кг бензина, расходоуемого на запуск, руление и взлет.

Шасси было применено одностоечное, неубирающееся, как на машинах Брегэ.

В качестве силовой установки был выбран отечественный звездообразный двигатель воздушного охлаждения М-48 мощностью 250 л.с., закрытый капотом типа НАСА. Винт был деревянный, постоянного шага, рассчитанный из условия получения максимальной скорости полета. На случай, если в процессе испытаний М-48 выяснится невозможность его продолжительной работы на максимальной мощности, предусматривалась его замена проектируемым М-51 или одним из уже существующих иностранных двигателей мощностью 250-300 л.с.¹

Но основной конструктивной особенностью Д-1 являлось уменьшение в полете площади крыла посредством отстрела консолей. Этот (ранее никем не применяемый) способ был выбран потому, что

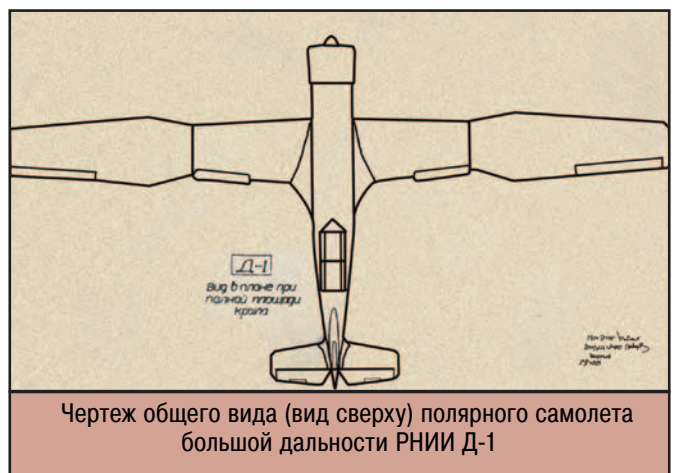
1. Вероятно, речь шла не о самих моторах М-48 и М-51, созданных еще в 1931-32 гг., но не пошедших в серию, а о проектируемых на их основе двигателях, получивших впоследствии обозначения МГ-21 и МГ-11. Но их максимальная мощность должна была составлять 220 и 180 л.с. соответственно (прим. авт.)



существовавшие в то время типы крыльев изменяемой геометрии Бакшеева, Махонина, Перенна, Шмейдера) и др. не удовлетворяли проектировщиков сравнительно малой (3-15%) величиной сокращения площади. Отстрел же консолей «...обеспечивает сколь угодно большое сокращение несущей поверхности и кроме того способствует уменьшению полетного веса самолета и конструктивно несравненно более проще вышеуказанных предложений других авторов²». Осуществляться он должен над своим аэродромом после набора высоты.

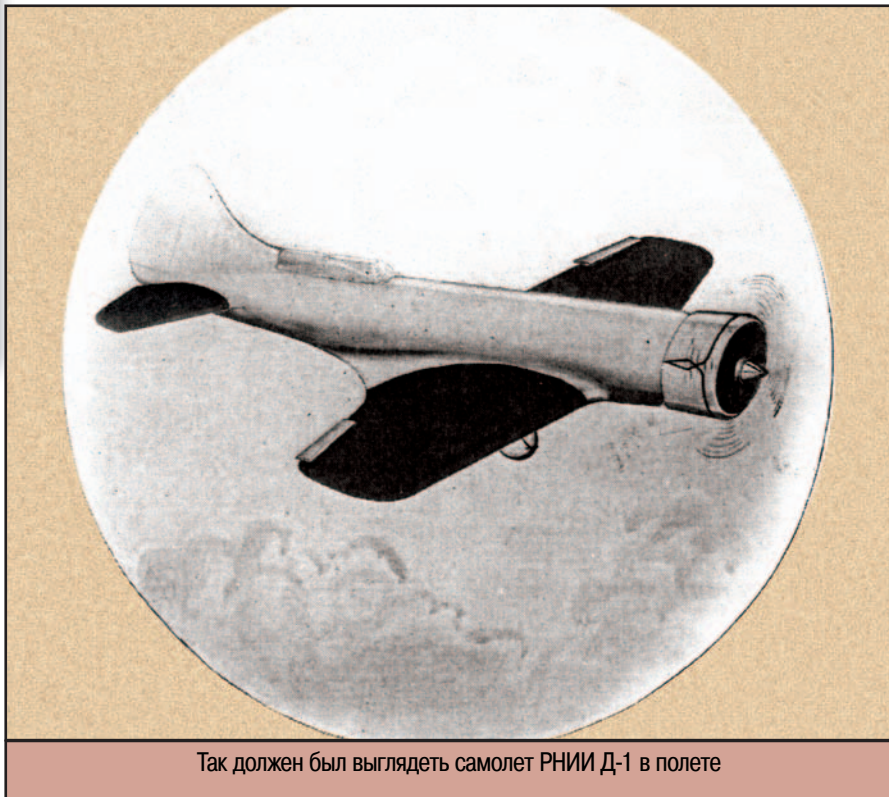
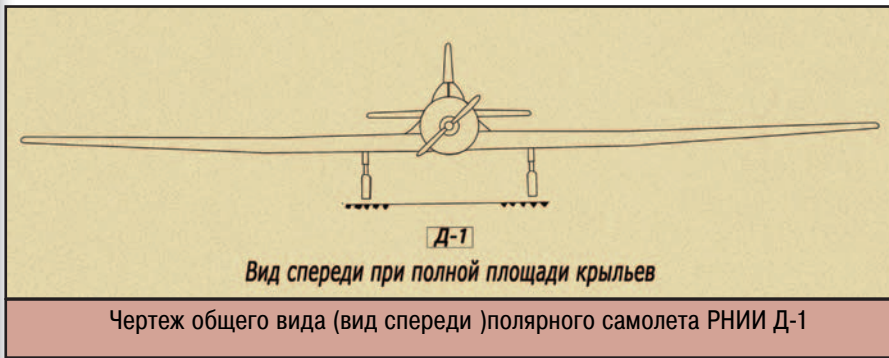
Ракетный агрегат (так в то время именовали стартовый ускоритель), для лучшего размещения внутри консоли, спроектировали в виде «лежащих камер», снаряжаемых двумя ракетами, включавшимися последовательно. Поскольку время его работы должно составлять порядка 1-2 сек, то в качестве заряда выбрали пороховые ракеты, значительно более дешевые и простые, нежели жидкостные. При работе их газовые струи должны проходить вдали от хвостового оперения, исключая его повреждение. Системы зажигания, синхронизации работы правой и левой групп, а также амортизации первоначального толчка, были аналогичны примененным ранее на переоборудованных самолетах У-1 и ТБ-1.

2. Так в документе. Но, видимо, имелся в виду американский инженер С.Шнейдер, проводивший в начале 30-х гг. прошлого века эксперименты с крыльями малого удлинения и сконструировавший самолет с крылом изменяемой геометрии (прим. авт.)



Основные технические данные самолета Д-1:

Вес перед стартом	2 830 кг
Начальный вес в полете на дальность	2 380 кг
Вес на посадке	880 кг
Запас горючего и смазочного	1 575 кг
из них в фюзеляже	1 500 кг
в консолях крыльев	75 кг
Мотор М-48	250 л.с.
Винт R&M 829	h=2,7, d=2,1 м
Реактивный агрегат	
две лежащих камеры, заряд пороха	40 кг
действие: в две очереди по 2 сек	
Площадь крыла:	
перед стартом	38,3 кв.м
отбрасываемая	23,3 кв.м
в полёте на дальность	15 кв.м
Удлинение	
при S=38,3 м ²	$\lambda_1=12$
при S=15 м ²	$\lambda_2=5$
Максимальное качество самолёта:	
при S=38,3 м ²	$K_1=18,5$
при S=15 м ²	$K_2=10,1$
Скорость над уровнем моря:	
в момент отрыва	120 км/ч
на посадке	85 км/ч
максимальная при S=15 м ²	от 230 до 275 км/ч
Практический потолок	
при S=38,3 м ²	4 800 м
при S=15 м ²	от 500 до 7 200 м
Дальность в безветрие	6 200 км
Продолжительность полета	24 ч
Разбег перед взлетом	158 м



Разработчики считали полученные расчетные летные данные выдающимися для своего времени и полагали, что, в случае удачного применения Д-1, на его базе можно построить самолет для побития мирового рекорда дальности, а также создать более мощные и тяжелые машины. Правда, они признавали, что за недостатком времени полных расчетов для пассажирского, бомбардировочного и морского вариантов Д-1 не сделано, «...однако предварительные подсчеты показывали, что это будут самолеты, далеко превосходящие современные машины (одинаковой мощности и грузоподъемности)».

В отличие от спортивного Д-1, при проектировании Д-2 основной целью являлось достижение «вездеходности», т.е. способности взлетать с любого грунта (снег, лед, грязь, трава, песок, тающий снег и т.п.), а также садиться на воду и взлетать с нее. И все элементы конструкции просчитывались с учетом выполнения этого требования.

Д-2 представлял собой моноплан-парасоль с фюзеляжем почти прямоугольного сечения. Боковая проекция напоминала дужку крыла, что, по мнению проектировщиков, должно было обеспечивать хорошее обтекание потоком. Шасси отсутствовало. Самолет взлетал и садился на днище фюзеляжа, усиленные скуловые линии которого играли роль полозков.

Сам фюзеляж представлял собой металлический водонепроницаемый понтон, обеспечивавший плавучесть. Спроектировали его по типу летающих лодок «Savoia», т.е. с вогнутым днищем. Попе-

речная остойчивость на плаву обеспечивалась двумя боковыми резиновыми мешками, надуваемыми воздухом. В его носовой части находились запасные пороховые заряды ракетных ускорителей и морское оборудование. Затем шел отсек переднего ускорителя, основной бак для горючего и пилотская кабина. В хвостовой части имелся свободный отсек, который мог быть использован под размещение груза (190 кг) или как спальное помещение экипажа в случае вынужденной посадки в необитаемой местности.

Два ускорителя «лежачего типа» размещались в носовой и хвостовой частях. Основным являлся передний, т.к. именно при совместной тяге его и винта самолет в течение двух секунд должен разогнаться до скорости 120 км/ч. Он был установлен под углом к направлению движения с тем, чтобы сила тяги не только толкала самолет вперед, но и «приподнимала» его за счет вертикальной составляющей. Кроме того, истекающие из сопла газы, попав в канал, образуемый вогнутым днищем фюзеляжа и опорной поверхностью, должны были способствовать уменьшению сцепления с грунтом. Задний ускоритель служил для «подталкивания» самолета и исключения его просадки после отрыва. Агрегат расположили так, что вектор тяги, проходя через центр тяжести самолета, не оказывал влияния на его продольную устойчивость. Вредное воздействие газовых струй на крыло и оперение при таком расположении ускорителей совершенно исключалось. Жестко закрепленные в фюзеляже, они должны были применяться при каждом взлете. Снаряжать их планировалось с торцов через боковые люки в бортах фюзеляжа и отвинчивающиеся боковые крышки.

Для крыла выбрали аэродинамический профиль РПа ЦАГИ, дающий при выпущен-

Основные технические данные самолета Д-2:

Вес перед стартом	4 500 кг
из них: горючее и смазочное	1 900 кг
полезный груз	190 кг
экипаж:	2 чел.
заряд пороха на два взлета	160 кг
Мотор: Райт Циклон	710 л.с.
высотность	2 100 м
Ракетный агрегат:	
основные ракеты	66 кг пороха
дополнительные ракеты	20 кг
Посадочная скорость при полной нагрузке	100 км/ч
при 5% горючего	75 км/ч
Максимальная скорость:	
при полной нагрузке на высоте 2 000 м	320 км/ч
при 5% горючего на высоте 2 000 м	330 км/ч
Практический потолок:	
при полной нагрузке	4 000 м
при 5 % горючего	7 650 м
Дальность в безветрие:	
при полете на максимальной скорости	3 300 км/ч
продолжительность полета	14,4 ч

В таблице представлены характеристики обоих самолетов

Показатели	Д-2	ХА-942
Вес перед стартом	4 500 кг	3 400 кг
Максимальная скорость (при полной заправке)	320 км/ч	300 км/ч
Посадочная скорость	100 км/ч	100 км/ч
Дальность	3 300 км	2 400 км
Практическая высота в нагруженном состоянии	4 000 м	6 400 м

ных закрылках довольно высокий коэффициент подъемной силы. Центр давления у дужки РПа сравнительно мало перемещается при изменении угла атаки как при выпущенной, так и при убранной механизации. Поэтому крыло спроектировано однолонжеронным, а его пустотелый трубчатый лонжерон предполагалось использовать в качестве дополнительной топливной емкости.

Поскольку для получения возможно большего коэффициента подъемной силы Су на посадке закрылок пустили по всему размаху, то элероны сделали концевые плавающие. Их ось вращения совпадает с осью лонжерона крыла. Уборка и выпуск закрылков обеспечиваются пневмосистемой.

Крыло было установлено над фюзеляжем на пилоне (одновременно являющимся основанием моторамы) и составляло одно целое с центропланом, который расчленили лентами к бортам фюзеляжа.

Отсутствие шасси делало невозможным придание самолету взлетного угла при его движении по земле во время разбега. Поэтому плоскости, посредством привода от специального штурвала в кабине пилота, могли изменять угол атаки, проворачиваясь в корневом подшипнике. По мнению конструкторов, это позволяло устанавливать крыло под любым углом атаки, оставляя фюзеляж в линии полета. Опорным подшипником для вращающегося лонжерона консолей являлся лонжерон центроплана.

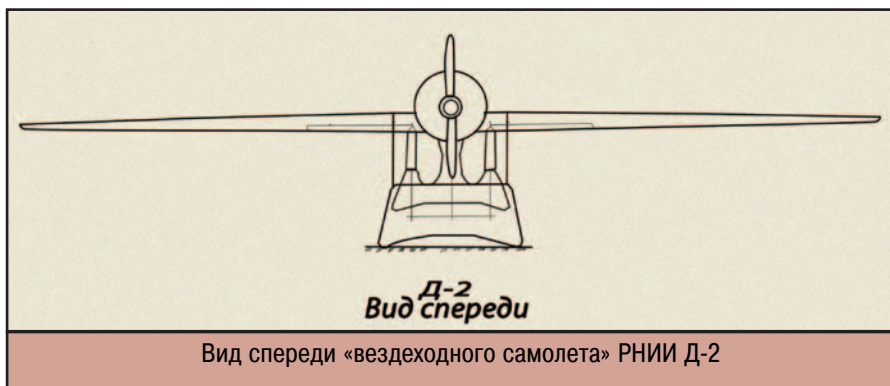
Винтомоторная группа включала мотор Wright «Cyclone» мощностью 710 л.с. и высотой 2 100 м, металлический двухшаговый винт и капот NACA. В задней части мотогондолы разместили масляный и расходный топливные баки.

Описание этого проекта завершалось сравнением с американской амфибией ХА-942 фирмы Fairchild, в котором отмечалось: «Наш самолет, имея тот же мотор, что и «Фэйрчальд», и несколько больший полетный вес, имеет большую скорость полета за

счет лучшего обтекания фюзеляжа, не имеющего шасси, одинаковую посадочную скорость и большую дальность. Потолок Д-2 в нагруженном состоянии меньше, чем у «Фэйрчальда», а в облегченном виде превосходит последнего. Правда, амфибия «Фэйрчальд» — пассажирская (8 мест, а наш самолет — двухместный. Однако, в случае нужды, Д-2 может захватить и 3 пассажира (1 в переднем отсеке фюзеляжа и 2 в заднем).

Итак, по летным данным Д-2 не хуже «Фэйрчальда» (самолет выпуска 1935 г.), при этом Д-2 имеет основные преимущества перед «Фэйрчальдом» — он может взлетать с суши при любом состоянии земной поверхности и не требует посадки на лыжи (если «Фэйрчальд» снабдить лыжами (а убирать их в крыло невозможно), то его скорость снизится до 270 км/ч, т.е. он станет значительно хуже нашего самолета)»

В заключение разработчики отметили, что самолет Д-2 может применяться не только как арктический разведчик, но и как экспедиционный, для воздушных изысканий и аэрофотосъемки.



Эти проекты, а также свои соображения по вопросу применения ракетных ускорителей, директор РНИИ, военинженер 1-го ранга И.Т.Клейменов в июне 1935 г. направил на рассмотрение начальнику ГУ СМП академику О.Ю. Шмидту. В случае заинтересованности он просил об «отпуске соответствующих средств и прикомандировании к институту 10-15 конструкторов» для проектирования самолета «с указанными в настоящей докладной записке требованиями».

Но Управление Воздушной Службы Главсевморпути заинтересованности не проявило. В Заключении на имя начальника УВС М.И. Шевелева Главный инженер Управления М.И. Шелухин писал, что «...применение ракет на существующей у нас материальной части невозможно, т.к. расположение ракет под крылом дает прямой поток на хвостовое оперение, что создает явление бафтинга». Проект самолетов «Д» он считал «...мало для нас пригодным по причине совершенного отсутствия учета гидродинамических условий» и что «...более точные и всесторонние данные по этому вопросу даст ЦАГИ, так как эксплуатационникам строить чисто опытную машину нерационально».

Таким образом, РНИИ не удалось получить потенциального заказчика и реализовать свою самолетную программу. Но спустя 30 лет Полярная авиация сама вернулась к идее применения ракетных ускорителей. Опыт антарктических полетов показал, что дополнительная тяга при взлете в условиях разреженного воздуха совсем не будет лишней. Испытания оборудованного ускорителями Ил-14Гр проводились в Домодедово (в 60-е годы менее нагруженным, нежели Шереметьево) экипажем А.А. Лебедева из ГосНИИ ГА. Результат, как и предполагалось, был положительным, и доработанные соответствующим образом самолеты этого типа впоследствии успешно применялись в Антарктиде.

